平成 22 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 2010

目　次

【成果概要】

航空技術

静粛超音速機周りの流れの解析 …… 3
マイクロジェット噴射によるジェット騒音低減化の大規模 LES 解析 …… 4
ジェット騒音低減用デバイスの LES 解析 …… 6
ファン非定常流れ解析 …… 8
超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果 …… 9
高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発 …… 10
六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発 …… 12
多孔壁モデルを用いた遷音速風洞の壁支持干渉解析 …… 14
風洞内流れ解析のための多孔壁モデルの開発 …… 16
実在大気効果を考慮したソニックブーム予測 …… 18
構造体の振動解析 …… 20
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 …… 21
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 …… 23
エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究 …… 25
流体・熱伝導連成数値解析と固体熱伝導の連携 …… 27
航空機の空力・騒音に関する研究 …… 29
CFD の小型旅客機設計適用に関する研究 …… 33
航空機機体空力騒音の低減と予測に関する研究 …… 34
数値計算による航空機周りにおける地面効果の検証 …… 35
多重旋回エアブラストノズルから形成される旋回流れ場の数値解析 …… 37
単段ファンの非定常流れ解析 …… 38
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究 …… 40
航空機排気の広域数値解析 …… 41
超音速風洞の始動特性について …… 42
ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究 …… 43
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 …… 45
静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析 …… 47
デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発（その 2） …… 49
超音速流中における自然層流機首の設計 …… 52
超音速機の自然層流翼の再設計 …… 54
UPACS によるファン騒音予測に関する研究 …… 56
エンジン先進材料の研究 …… 58
低ソニックブーム設計概念実証機（S3CM）の空力設計 …… 59
低ソニックブーム設計概念実証機（S3CM）の空力解析 …… 61
構造／非構造重合格子法を用いたコンコルド模擬形状のソニックブーム解析 …… 63

ファンダクト内非定常流れ解析 …… 65
液膜式気流噴射弁におけるスワーラ角が噴霧特性に与える影響 …… 66
燃焼器内部流れ解析 …… 67
航空機用エンジン燃焼器の流れ最適化に関する研究 …… 69
学際シミュレーションによる高精度なパラシュートの設計開発 …… 71
低速におけるエンジン尾排と機体の干渉に関する数値解析 …… 73

宇宙開発

SRB-A 噴煙の CFD …… 75
乱流モデルの旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内流における適応性の評価 …… 77
固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発 …… 79
ウェーブライダー効果を利用した二地点間サブオービタル輸送機の空力検討 …… 82
外翼付加による理想ウェーブライダーの低速空力特性改善 …… 83
宇宙機設計におけるデータ同化手法の適用性検討 …… 84
液体ロケットエンジンにおける燃焼振動の数値的研究 …… 87
H-2B プルーム加熱評価とロケット燃焼器レゾネータ性能評価 …… 89
ロケット打上げ時音響解析 …… 91
物体適合・直交ハイブリッド非構造格子を用いた CFD 解析手法の開発とイプシロンロケット空力特性の数値解析 …… 94
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果 …… 96
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 …… 99
MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析 …… 103
JAXA 衛星環境プラズマシミュレータの開発 …… 105
高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究 …… 107
複合エンジンにおける燃焼状態制御 -擬似衝撃波を伴う空気流と円孔垂直噴流の混合に関する数値解析- …… 109
火星探査航空機の主翼まわりの流れ解析と翼型効果 …… 111
二次元翼周りの低レイノルズ数流れのマッハ数依存性 …… 113
ロケットーラムジェット複合サイクルエンジンの数値解析 …… 115

基礎研究

剥離を伴う乱流境界層の DNS …… 117
液滴間火炎伝播メカニズム研究 …… 119
原始惑星系円盤における磁気回転不安定性による圧力バンプ形成と微惑星形成 …… 121
IB 法を利用した大規模計算用流体ソルバーの開発 …… 124
空力弾性翼に関する研究 …… 126
高エンタルピ流の数値解析 …… 128
無衝突衝撃波の 3 次元粒子計算：衝撃波遷移層中の粒子ダイナミクス …… 130
超音速再突入における DSMC 粒子計算 …… 133
超臨界圧における LO_X/GH_2 同軸噴流火炎の LES …… 135
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 …… 137
液体燃料噴流微粒化過程解明の解析 …… 139
縦渦導入型広帯域スクラムジェットエンジンの研究 …… 141
60cm 磁力支持天秤装置および数値解析による球の抵抗測定 …… 143
宇宙プラズマ中における乱流磁気リコネクションでの粒子加速 …… 144
半埋込み式エンジン搭載 NWB 旅客機におけるインテークディフューザの数値的研究 …… 147

超音速バックステップ剥離流れの非定常数値解析 …… 148
スペクトル-フリンジ法による平板境界層の遷移過程の直接数値シミュレーション …… 150
自動格子生成ソフトと流体解析コードを組み込んだ CFD ポータルシステムの構築 …… 151
ロケットペイロードの音響振動に関する研究 …… 153
大規模渦中で発生する磁気リコネクションの性質：電磁粒子シミュレーション …… 155
多数の磁気島が存在する大規模リコネクション層での電子加速 …… 157
宇宙輸送系に関わる高速流体力学の研究 …… 159
宇宙往還機の耐熱材料の酸化現象に関する研究 …… 164
磁気リコネクションにおける非熱的粒子加速 …… 166
小型ロケットを用いたエジェクタ・ジェットの空力試験の数値解析 …… 168
ラムーロケット複合サイクルエンジンの数値解析 …… 169
細長物体の大迎角飛行時における後流剥離渦の数値シミュレーション …… 170

その他
スーパーコンピュータの利用効率向上のためのジョブスケジューラのパラメータ最適化 …… 172

大学共同利用(宇宙工学)
圧縮性乱流の Large-Eddy Simulation …… 174
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 …… 176
宇宙輸送に係る乱流流れの数値解析 …… 178
気泡流中における気泡同士の相互作用の直接数値解析 …… 180
磁気プラズマセイルの実用化に向けた全粒子シミュレーション研究 …… 182
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 …… 184
ロケットエンジンおよび超音速飛翔体用エンジンに関する燃焼流体の研究 …… 186
レーザー宇宙推進内部に生じるプラズマ非平衡輻射反応流の多次元物理流体解析 …… 189
多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション …… 191

大学共同利用(宇宙理学)
相対論的磁気流体における磁気リコネクションシミュレーション …… 193
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 …… 195
第一原理分子動力学法による 14 族液体金属のダイナミクスの研究 …… 197
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 …… 199
プラズマ粒子シミュレーションによる非定常衝撃波に関する研究 …… 201
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 …… 203
相対論的ジェットの数値流体力学的研究 …… 205
水星の材料物質の起源，熱史，および磁場生成 …… 207
太陽系内小天体の起源と力学進化 …… 211
惑星大気の対流構造の比較数値モデリング …… 213
ブラックホール候補天体の状態遷移に関する磁気流体数値実験 …… 216
原始星ジェットと星周円盤中での惑星形成過程の研究 …… 218
宇宙初期における天体の形成過程 …… 220

大学共同利用(航空技術)
飛翔体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究 …… 222
航空機材料開発のためのマルチスケール&マルチフィジックスシミュレーション …… 224

【利用概要】

1. システム概要 …… 229
2. 障害発生状況 …… 231
3. 運用概要 …… 231
4. ユーザ登録状況 …… 233
5. ユーザ区分別利用状況 …… 234
6. 分野別利用割合 …… 234

成果概要

静粛超音速機周りの流れの解析

Numerical Simulations of Flow past a Silent Supersonic Aircraft

研究グループ

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

計算の目的

JAXAで開発が進められている静粛超音速機周りの流れ場を解析し，空力弾性特性を探る．

研究の概要

翼胴，ナセル，風洞までを含めた非定常解析を行うことによって，静粛超音速機の空力弾性特性を調べる．また，風洞試験との比較を行う．

今年度の研究成果の概要

翼胴，ナセル，風洞までを含めた RANS 定常解析，及び，翼単体の Euler 定常解析・非定常解析を行った．流体解析のコード，計算格子は機体構造グループから提供されたものを使用した．翼胴周りの格子に不具合があり，翼胴，ナセル，風洞に関しては有意義な結果が得られなかった．

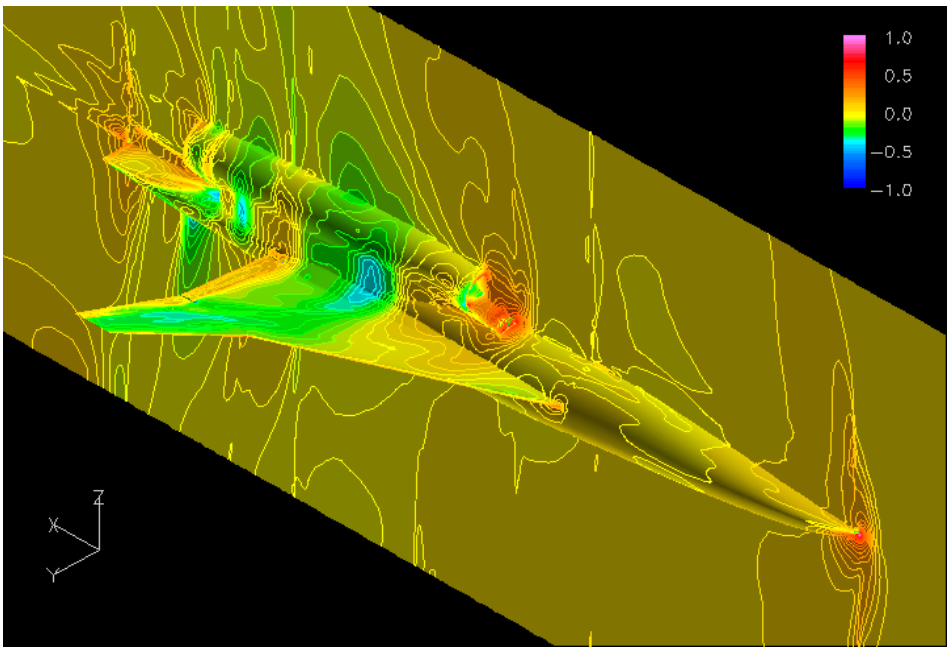


図1　機体表面と風洞壁面のCp等高線(M=0.9,AoA=0,Re=2e+06)

マイクロジェット噴射によるジェット騒音低減化の大規模 LES 解析

Large-Eddy Simulation of Jet Noise Reduction with Microjet Injection

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，榎本俊治（enomoto.shunji@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，山本一臣
株式会社エイ・エス・アイ総研，山下建志
(株) IHI，田中 望， 大庭芳則，大石 勉

計算の目的

航空エンジンのジェット流れをLarge Eddy Simulation(LES)により再現することにより，現象の理解を深めるとともに，発生する騒音を予測する技術を開発すること．

研究の概要

Large Eddy Simulation (LES) によるジェット騒音の予測は近年広く行われており，マイクロジェットなど低騒音ノズルの効果を LES により評価することが可能になれば，より効率的な低騒音デバイスの開発が期待できる．これらの低騒音ノズルの効果は 1～2dB 程度と言われており，その違いを LES で数値予測するため，高い精度の計算が必要である．本研究では UPACS-LES を用いて，マイクロジェット噴射によりジェット騒音が低騒音化する現象を，LES により再現することを試みた．

今年度の研究成果の概要

マイクロジェット噴射のあるジェットの LES 計算を行った．計算規模は，980 ノード，格子点数 4 億 7600 万点，1 ケース約 2 週間，全 3 ケースであった．以前行った格子点数 2800 万点の計算結果に比べ精度の良い計算結果を得ることができた．流れ場，遠方場騒音ともに乱れレベルや騒音レベルが絶対値としては実験とかなり良い一致を示し，またマイクロジェットの有無による騒音の変化量を良い精度で予測することが出来ることを示した．

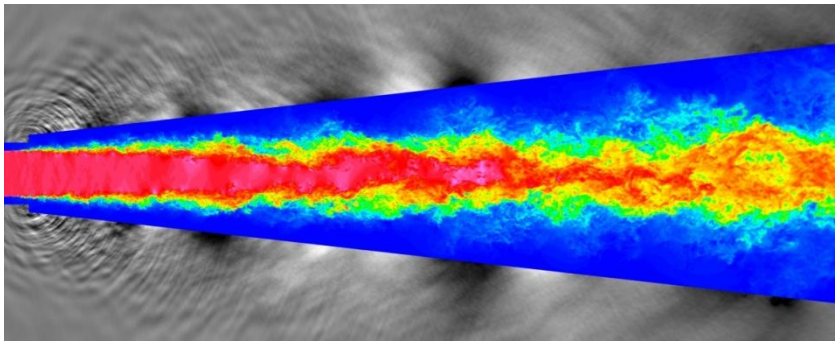


図 1　ジェット流れの概要

カラーの部分はジェットのマッハ数分布，白黒の部分は圧力変動(音)を示している．

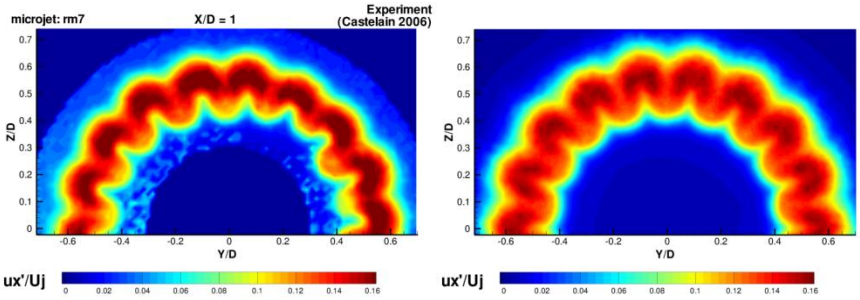


図1　流れに垂直な断面の速度乱れ分布の実験との比較

左は計算対象とした Castelain らの実験(AIAA 2007-3419)の PIV のデータ，右は LES 計算結果.

研究成果の公表状況

1) 高亜音速ジェットのマイクロジェット噴射による低騒音化の大規模LES解析，日本流体力学会 第24回数値流体力学シンポジウム，2010年12月20日(月) - 22日(水)
2) マイクロジェット噴射によるジェット騒音低減化のLES解析，日本航空宇宙学会 第51回航空原動機・宇宙推進講演会，2011年3月3日(木) - 4日(金)
3) Large-Eddy Simulation of High-Subsonic Jet Flow with Microjet Injection,　17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference,　6-8 June 2011 ,　AIAA 2011-2883

ジェット騒音低減用デバイスのLES解析

The analysis of the devices for jet noise reduction by Large Eddy Simulation

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：株式会社 IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 要素技術部，
田中 望(nozomi_tanaka@ihi.co.jp)
大庭芳則(yoshinori_ooba@ihi.co.jp)
大石 勉(tsutomu_ooishi@ihi.co.jp)
研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)
研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

航空エンジン用排気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，その騒音レベルや流れ場を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．

研究の概要

ジェット騒音低減用に現在提案されているデバイスについてその流れ場の特徴を掴むための解析を主体として実施しており，縦渦構造・乱流統計量などを評価する事で騒音低減に寄与するパラメータに関して調査を実施している．また，音響解析との相関，実験結果との相関を得る事により，精度の高い騒音予測ツールの開発も行ってきた．

今年度の研究成果の概要

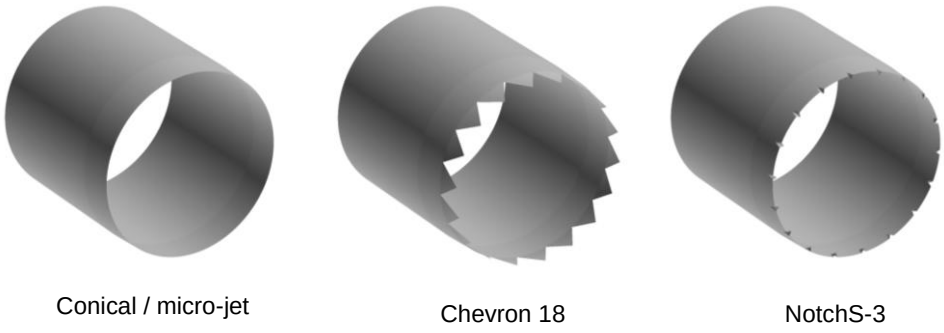
本年度の成果を以下に示す．

1. コニカルノズル，ノッチノズル，シェブロンノズル，マイクロジェット噴射条件などの流れ場解析を実施・評価
2. SST用エンジンモデル大規模解析の実施・評価

騒音試験に先立ち，低騒音化デバイスのシミュレーションによりマイクロジェットノズル，シェブロンノズル，ノッチノズルについて知見が得られた．

- 各ミキシングデバイスがノズル出口近傍場においてそれぞれ大きく異なる渦構造を持った流れ場を誘起している様子をLESで捕らえる事ができた．
- シェブロンは谷部から回転方向が対になった縦渦を生じ，混合を促進
- ノッチノズルは細かで多数の渦構造を生じる
- マイクロジェットはインピンジ面において主ジェット内部に縦渦構造
- それぞれのデバイスはせん断層を同じように変形させる事ができるが，縦渦構造が付加騒音と密接な関係を持っているため，ノズル出口近傍の流れ場を調査する事で付加騒音源となり得る渦構造の存在を知る事ができる．

過度の乱流運動エネルギ・レイノルズ応力を生じたミキシングは高周波数騒音の増加に寄与し，騒音低減効果とトレードオフになるため，流れ場の渦構造を理解した騒音低減デバイスの開発を継続して行っていく．



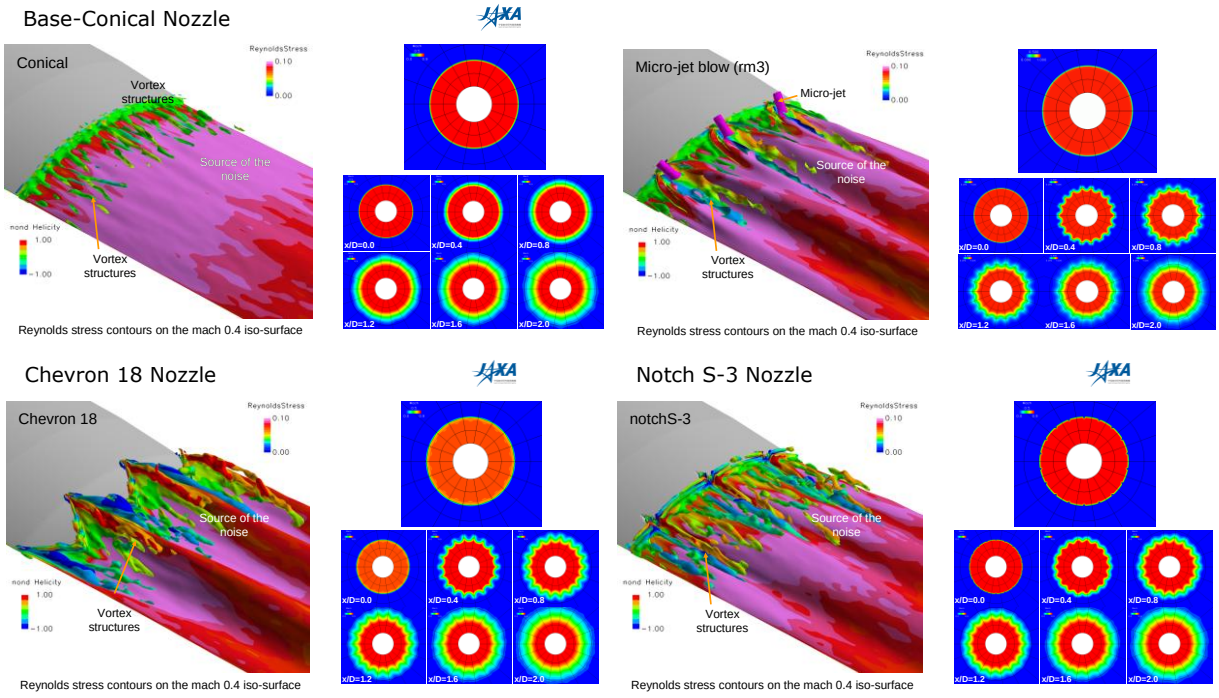


図 2　各騒音低減デバイスの流れ場構造の違い
等値面：マッハ数＝0.4，コンタ：レイノルズ応力
渦：Q値＋無次元ヘリシティ

研究成果の公表状況

査読付論文

1) GTSJ2010/10月＠徳島，“Large Eddy Simulationを用いたジェット騒音低減デバイスの評価”，技術論文
2) GTSJ学会誌2011/3月号論説・解説“熱流体の非定常現象”
3) ASME2011/6月＠バンクーバー“Experimental and Computational Approach for Jet Noise Mitigation by Mixing Control Devices”，　GT2011-45200

口頭発表

4) ANSS2010/6月＠米子“ジェット騒音低減デバイスのシミュレーションによる研究”
5) GTSJ2010/10月＠徳島“Large Eddy Simulationを用いたジェット騒音低減デバイスの評価”

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

解析対象を変更し，より詳細な試験データのあるものとした．計算結果と試験結果との比較から，予測誤差は最大でも 10dB 以下となった．

※この研究は株式会社IHIと共同で行っております．

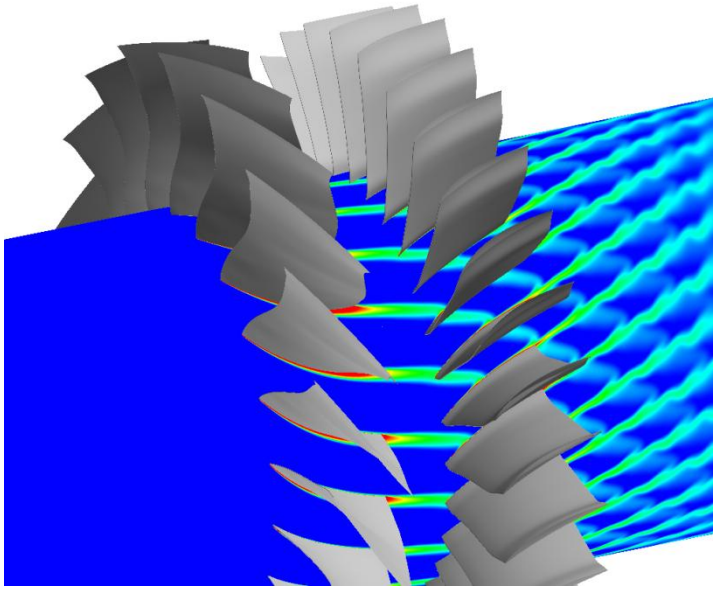


図 1　Mid-Span 断面でのエントロピ分布

超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果

Reynolds number Effects for High Alpha Aerodynamics on SST Configuration

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，郭 東潤(kwak@chofu.co.jp)
研究分担者：株式会社菱友システムズ，大平啓介(ohirak@chofu.co.jp)

計算の目的

大規模剥離渦流れを伴う超音速機形態の低速高迎角空力特性におけるレイノルズ数効果を理解し，高精度推算手法を確立することを目的とする．

研究の概要

翼と胴体で構成される単純な超音速機形状においてJAXA超音速機チームで開発したADCSソルバーを用いて解析を行った．前縁フラップを操舵した離陸形態の低速高迎角流れ場において格子依存性や乱流モデルの影響を調べるとともに，実飛行や風洞試験条件を想定したレイノルズ数範囲においてレイノルズ数効果を理解し，的確な推算に取り組む．

今年度の研究成果の概要

超音速機形態の低速高迎角流れ場は剥離渦の形成においてレイノルズ数効果が顕著であることが示された．翼全面において付着流れが支配する場合ではレイノルズ数により摩擦抵抗の変化が主である．しかし，前縁から流れ剥離するような迎角では前縁剥離渦の形成がレイノルズ数に強く依存し，圧力抵抗を大きく変化させている．また，本研究における数値解析手法の格子依存性や乱流モデルの感度を把握し，今後の推算手法の確立への貴重な参考データを取得した．

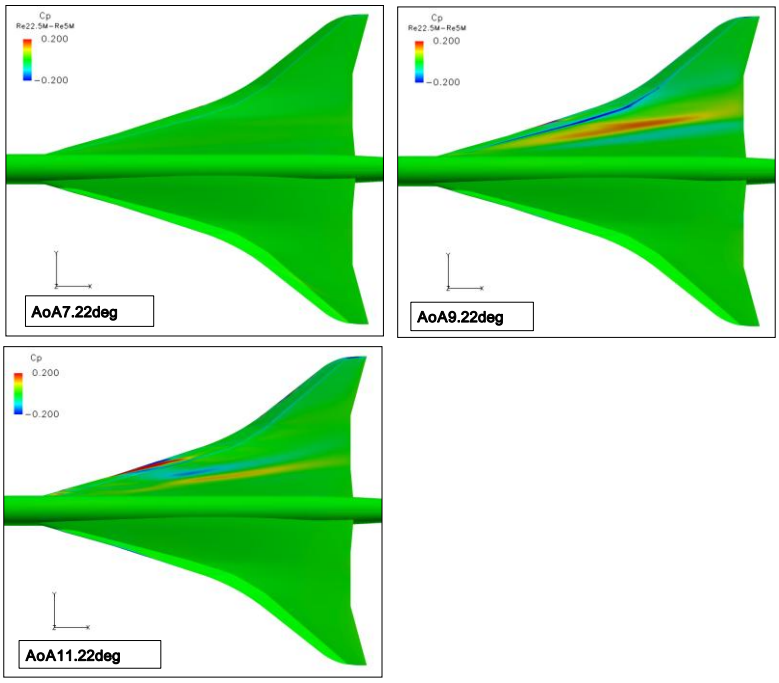


図1　異なるレイノルズ数での表面静圧の差異(Δ Cp = Cp@Re=22.5M – Cp@Re=5.0M)

高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発

Development of Fast Flow Solver “FaSTAR”

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(hashimoto.atsushi@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(murakami.keiichi@jaxa.jp)
研究開発本部 数値解析グループ，石向桂一(ishiko.keiichi@jaxa.jp)
研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama.takashi@jaxa.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

FaSTARの計算速度向上，安定性及び精度の向上をするため，プログラムチューニングや計算アルゴリズムの改良を行い，検証解析を実施する．

今年度の研究成果の概要

本年度の主な成果は以下の通りである．

・収束加速法（GMRESとMultigrid）の導入
・安定性の向上（計算初期の安定性向上）
・精度の向上（内挿方法の改良，セル節点法の導入）
・模型変形を考慮するための空間格子変形機能の導入
・検証解析（DLR-F6，　NASA-CRMなど）

Multigrid用に自動生成した粗い格子を図1に示す．また，図2にMultigrid法を使用した場合としない場合の比較を示す．Multigrid法を使用することで，約4倍計算速度が向上していることがわかった．

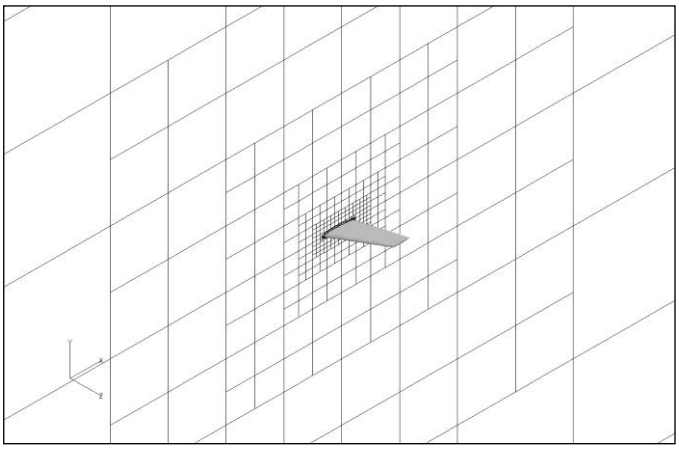


図 1　Multigrid 用の粗い格子

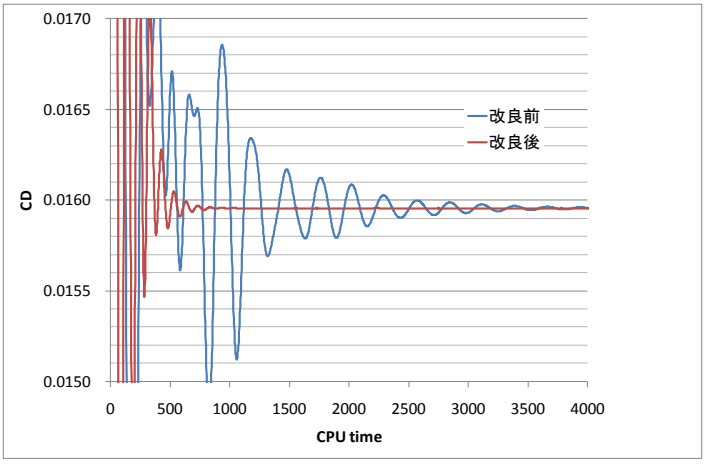


図 2　抵抗係数 C_D の収束履歴

研究成果の公表状況

1) 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田 学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフールパウルス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発,” 第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010.
2) 菱田 学, 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史, “非構造高速流体ソルバ FaSTAR における勾配制限関数,” 第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010.
3) 坂下雅秀, 松尾裕一, 橋本 敦, 青山剛史, “LU-SGS 右前処理付き GMRES 法の高速流体ソルバ,” 第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010.
4) 青山剛史, 橋本 敦, 村上桂一, パウルス・ラフール, 菱田 学, 国枝 明, “ワークフローシステムと自動格子生成／高速 CFD ソルバを組み合わせたデジタル風洞の開発,” 第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010.

六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発

Development of Hexahedra Automatic Grid Generator “HexaGrid”

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦（hashimoto.atsushi@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（murakami.keiichi@jaxa.jp）
研究開発本部 数値解析グループ，石向桂一（ishiko.keiichi@jaxa.jp）
研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史（aoyama.takashi@jaxa.jp）
(株) 計算力学研究センター，ラフール パウルス（lahur@oi.rccm.co.jp）
(株) 計算力学研究センター，長尾佐市(nagao@rccm.co.jp)

計算の目的

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

研究の概要

自動格子生成ソフトHexaGridを用いて，4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop(DPW4)の課題であるNASA-Common Research Model (NASA-CRM)の格子を自動生成して，予測精度の検証を行った．

今年度の研究成果の概要

剥離が大きくなる迎角4° のケースに対して，一部の空間に細かい格子を生成することができる機能（Refinement Box機能）を使用して解析を行った．図1に生成した格子を示す．主翼の後方で格子が細かくなっている．通常の格子では，後流がなまってしまい厚くなるが，Refinement Boxを使用した格子では，後流や翼端渦をシャープに捉えることが可能であることがわかった（図2）．この手法は，後流が尾翼に干渉する問題に有効である．

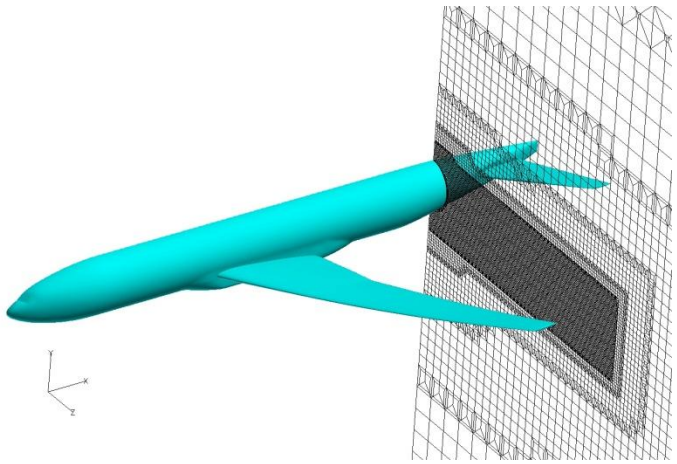


図 1　Refinement Box を使用して作成した格子

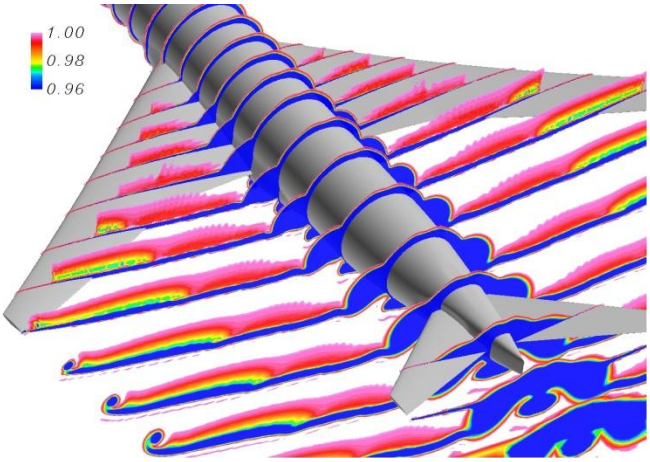


図 2　後流の計算結果（総圧分布）

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) A. Hashimoto, K. Ishiko and T. Aoyama, P. Lahur, K. Murakami, "Validation of Fully Automatic Grid Generation Method on Aircraft Drag Prediction, " AIAA paper 2010-4669 (2010)

口頭発表

2) Paulus R. Lahur, Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, "AUTOMATIC GRID GENERATION FOR ACCURATE NAVIER-STOKES SIMULATIONS, " ICAS 2010, Nice, Frace

多孔壁モデルを用いた遷音速風洞の壁支持干渉解析

Analysis of Wall and Support interferences in Transonic Wind Tunnel

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦（hashimoto.atsushi@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）
航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，村山光宏（murayama.mitsuhiro@jaxa.jp）
(株) 菱友システムズ，田中健太郎（kentaro@chofu.jaxa.jp）
(株) 菱友システムズ，平井 亮（thirai@chofu.jaxa.jp）
風洞技術開発センター，須谷記和(sudani.norikazu@jaxa.jp)
風洞技術開発センター，香西政孝(kohzai.masataka@jaxa.jp)
風洞技術開発センター，上野 真(ueno.makoto@jaxa.jp)

計算の目的

風洞を用いた航空機の空気力計測では，風洞壁や支持装置による空力干渉を取り除くために，計測したデータを補正する．これまでに，パネル法や壁圧力分布を利用した壁干渉補正法，模型位置での圧力勾配に基づいた支持干渉補正法が提案されている．しかし，民間機の開発では燃費性能の評価のために，抵抗値に関して 1%以下の高い精度が必要とされ，さらに高精度な補正法が必要とされている．本研究では，風洞内部の流れ場や干渉を理解し，補正法の改良や新たな手法の提案につなげることを目的としている．

研究の概要

JAXA が所有する 2m×2m 遷音速風洞に対して，可能な限り風洞の形状及び支持装置を忠実に再現し計算を行う．ただし，テストセクションの壁は多孔壁となっており，この壁のモデル化が大きな課題となる．本計算では，JAXA 遷音速風洞の条件を模擬した単独孔流れの解析を実施し，新たに構築した多孔壁モデルを用いた．計算と実験の比較を行い，得られた計算結果を用いて，壁干渉及び支持干渉の現象について考察する

今年度の研究成果の概要

壁干渉や支持干渉の現象把握をするため，風洞全体を含めた ONERA-M5 の解析を行った（図 1）．新しく開発した多孔壁モデルを使用することで，実験とほぼ同じ壁面圧力分布を再現することができた．これにより，採用した計算手法及び多孔壁モデルが妥当であることを確認できた．また，風洞壁を通過する流れについても知見を得ることができた（図 2）． C_L と C_D に対する壁や支持の影響についても考察を行った．ONERA-M5 では，壁よりも支持の方が全体的に影響が大きい．支持装置により C_D は減少するが（浮力効果），壁の影響で C_D は上昇する．加えて，支持の影響は模型全体に及んでいるが，壁の影響は主翼で最も大きく表れていることもわかった．

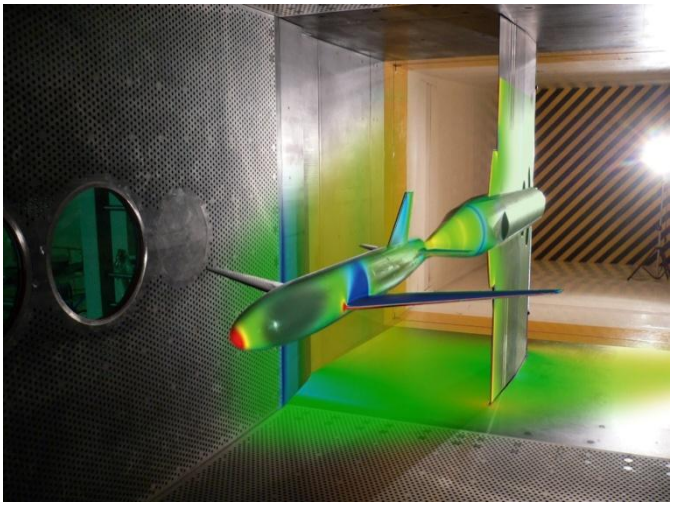


図１　遷音速風洞内の圧力分布

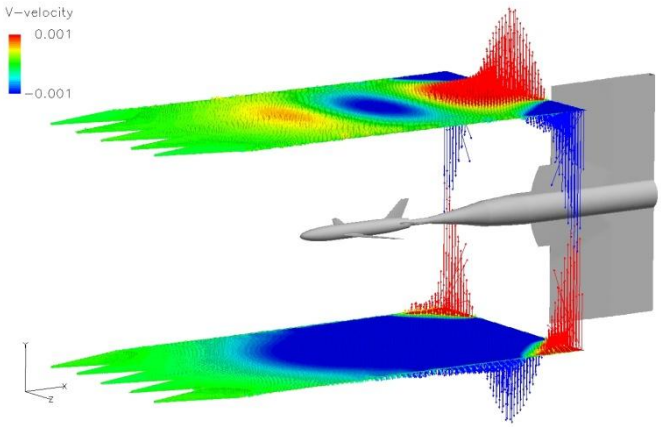


図２　多孔壁を通過する流れ

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) Hashimoto，T. Aoyama，M. Kohzai，and K. Yamamoto，”Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices，”AIAA paper 2010-420

口頭発表

2) 橋本 敦，香西政孝，田中健太郎，青山剛史，藤野敦志，“遷音速風洞の壁支持干渉解析，”第24回数値流体力学シンポジウム(2010)

風洞内流れ解析のための多孔壁モデルの開発

Development of Porous Wall Model for Analysis of Flow inside a Wind Tunnel

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)
研究分担者：早稲田大学，南部太介(tnanbu@chofu.jaxa.jp)
早稲田大学，佐藤哲也(sato.tetsuya@waseda.jp)

計算の目的

風洞内流れ場解析のために，風洞テストセクションにおける多孔壁の影響を模擬できるモデルの開発を行った．既存の多孔壁モデルは幾つか存在するが，それらは多孔壁の差圧が大きい場合の使用を想定しており，風洞多孔壁のような低差圧のものを模擬するには十分ではなかった．本研究ではそのような低差圧の場合に精度良く使えるモデルの開発を目指した．

研究の概要

まず単独の孔に対するCFD解析を行い，その結果から差圧-流量の関係式を導きだした．またこの計算では孔の直径と深さの比，また境界層厚さと孔直径の比なども調査し，その影響をモデルに考慮した．この単独孔の結果から多孔壁への拡張を行った．拡張においては孔同士の流れ場がどのように干渉しあうのかを調査するため，複数の孔を切った多孔壁を通過する流れのCFD解析を行いその影響を調査した．また本モデルを境界条件として組み込んだ計算と比較し，モデルの性能の調査を行った．

今年度の研究成果の概要

本モデルの検証のため，多孔壁を直接格子で再現した計算とモデルを用いた計算を比較した．その結果，両計算が良好な一致を見せ，本モデルの妥当性を示すことが出来た．また，圧力差の増加，空隙率の増加に伴う，孔同士の流れの干渉の影響も調べ，モデルの限界を明らかにした．

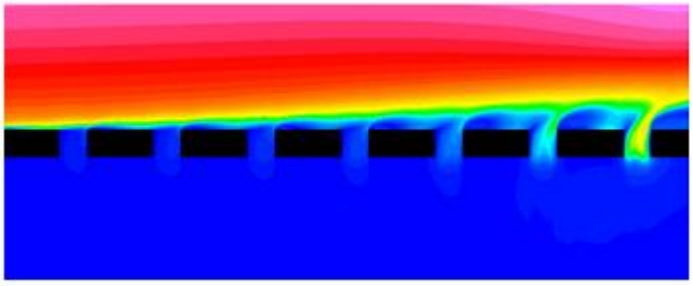


図１　多孔子近傍でのマッハ数分布

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Nambu, T. Hashimoto, A. Aoyama, T and Sato, T.: Numerical Analysis of Flow through a Hole for Modeling of Wind Tunnel Porous Wall, Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences (掲載決定)

査読なし論文

2) Nambu, T. Hashimoto, A. Aoyama, T and Sato, T.: Analysis and Modeling of Flow through Wind Tunnel Porous Wall, 40th Fluid Dynamics Conference, AIAA-paper 2010-4858
3) 南部太介，橋本 敦，青山剛史，佐藤哲也：多孔壁通過流れモデルにおける孔形状効果の検討，計算工学講演会論文集，Vol.15，p683-686
4) 南部太介：風洞内流れ解析のための多孔壁モデルの開発，第 48 回飛行機シンポジウム講演集

実在大気効果を考慮したソニックブーム予測

Sonic boom prediction considerin

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(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)
研究分担者：計算力学研究センター，山本雅史(myama@chofu.jaxa.jp)
研究開発本部 数値解析グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)

計算の目的

ソニックブーム伝播計算に実在大気効果を考慮する．

研究の概要

Burgers式に熱粘性効果および分子振動緩和効果を評価するための項を追加し，超音速機飛行高度から地上までの大気の既知の物性（温度，圧力，密度，音速，相対湿度など）を用い，熱粘性・緩和効果を考慮したソニックブーム計算を実施する．

今年度の研究成果の概要

Burgers式に熱粘性効果および分子振動緩和効果を評価するための項を追加した．詳細なCFD計算と比較して，粘性および緩和の定量的な効果を検証した．また，実在大気中の湿度分布などを考慮したソニックブーム伝播計算を実施し，地上での立ち上がり時間の評価が可能であることを確認した．

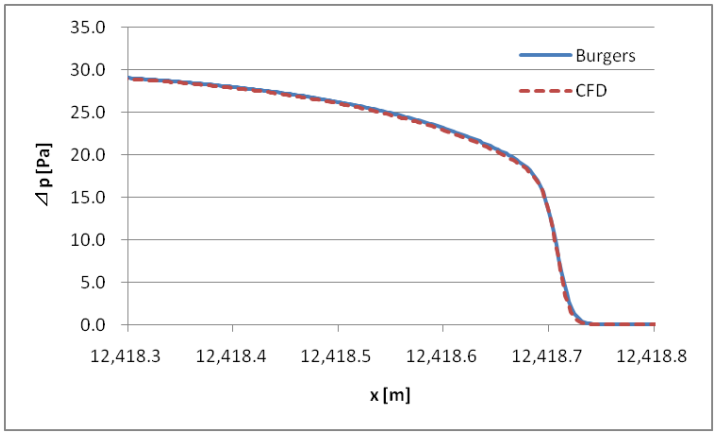


図1　詳細CFD計算とBurgersとの波面の比較(t=36s)

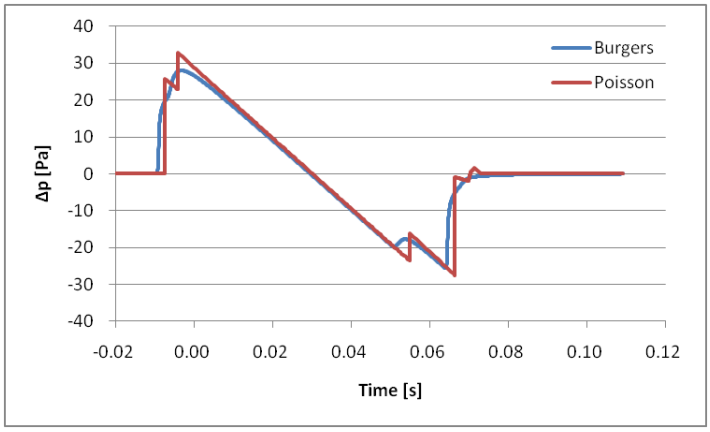


図 2　ソニックブーム地上波形(Burgers:熱粘性・緩和あり，Poisson:なし)

研究成果の公表状況

1) 山本，橋本，村上，青山，酒井，“Burgers式を用いたソニックブーム伝播計算における熱粘性減衰および分子緩和効果，”第42回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010講演集(CD-ROM)，2B11，(2010)

構造体の振動解析

Vibration Analysis of the Long Structure with fins

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，高戸谷 健(takatota.takeshi@jaxa.jp)

計算の目的

有限要素法解析ソフトウェア MSC.NASTRAN を用いた構造解析を実施し構造体の力学特性を把握する．

研究の概要

フィン付き構造体の固有値解析を実施し，飛行中の振動数と振動モードを推定し，共振する可能性があったので設計変更を提案した．

今年度の研究成果の概要

フィン付き構造体の固有値解析を実施し，飛行中の振動数と振動モードを推定し，共振する可能性があったので設計変更を提案した．

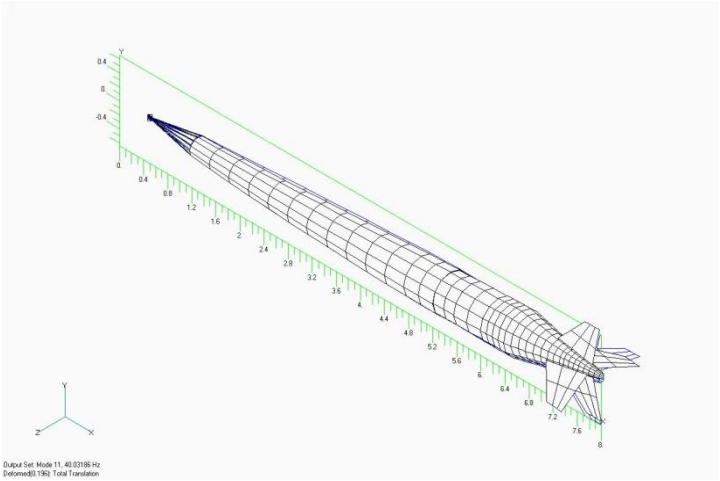


図 1　構造体の振動モードの例（1 次曲げモード）

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)
鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻（機械工学コース），
住 隆博（客員）(sumi@mech.tottori-u.ac.jp)
研究開発本部 流体グループ，桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

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

研究の概要

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

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

今年度の研究成果の概要

・ 昨年度までの研究において，単点結合で，ブロック境界でのキンクを許容するという特徴を持つ，一般化特性インターフェイス理論を応用したマルチブロックLES解析コードを開発し，複雑形状として，フラップを有する高揚力2次元翼の検証解析を実施した．その結果，従来不可能とされていた複数の遷移点をモデルを用いることなしに捕獲できることを実証し，圧力分布等も定量的に実験値と一致することを確認した．
・ 今年度はこの計算手法をスラット翼を含む形状に適用し，Multiple Tonal Peak（スラット騒音試験で現れる中周波数領域での複数ピーク音）の捕獲を試みた．さらに発生のメカニズムの検討を開始した．

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

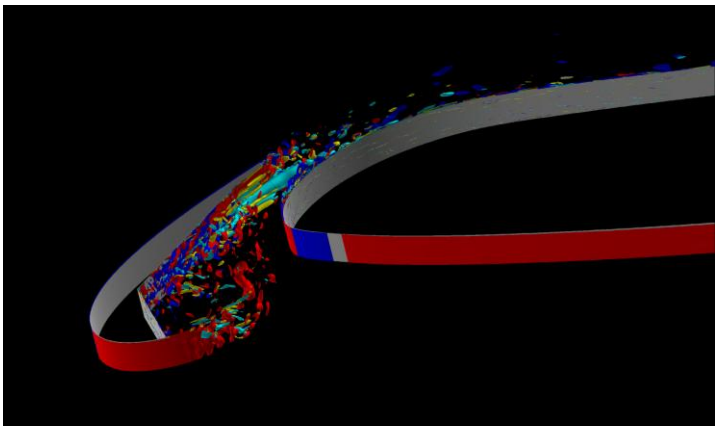


図 1　渦度分布(赤，青：横渦，水色，黄：縦渦)

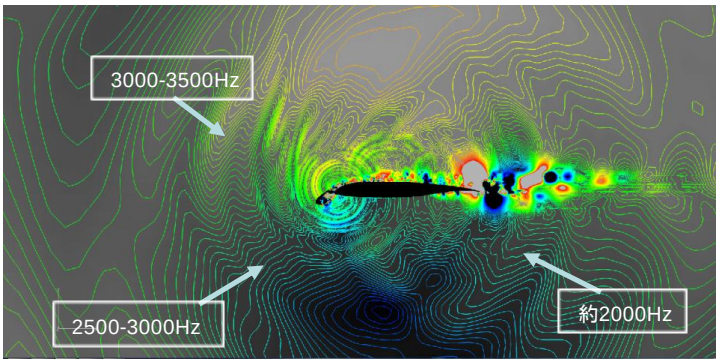


図 2　音波捕獲例(50m/sec，迎角 10 度，Re10^6)

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)
鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻（機械工学コース），
住 隆博（客員）(sumi@mech.tottori-u.ac.jp)
研究開発本部 流体グループ，桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

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

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

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

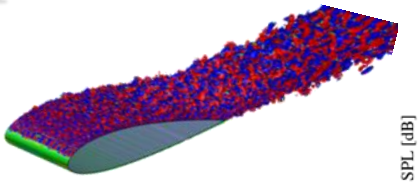
・従来手法の音響理論と非圧縮CFDの組み合わせでは，ドップラー効果や音波の反射・散乱現象の再現性の面で誤差が大きいという問題があった．昨年度まで，新たに，Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H)法を高精度圧縮性LESコードに組み込む手法を構築し，低Re数流れの適用例において，一様流中のドップラー効果を再現できることを実証した．これにより，近傍場から遠方場までの広範囲で空力音の再現が可能となった．

・今年度はさらに，乱流及び高亜音速で卓越する四重極音評価法をFW-H法に基づいた遠方場予測コードに組み込み，乱流遷移を含む2次元翼周りの流れに適用し，4重極音の評価を試みた．

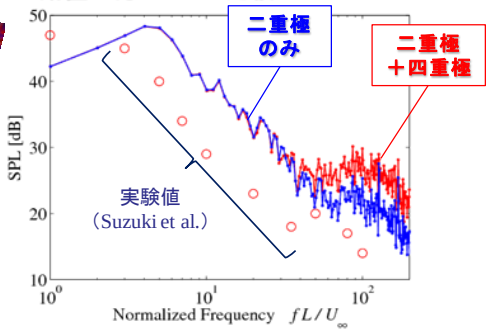
乱流で卓越する四重極音評価法をFW-H法に基づいた遠方場予測コードに組み込み，
音源領域を任意に選べる手法を開発

乱流騒音計算例:

- NACA0012
- U_∞ = 40[m/s]
- 迎角 10 [deg.]
- Re = 4×10^5
- 格子点数：
  20×10^6

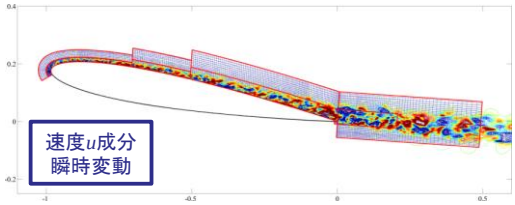


鉛直上方でのSPL比較



LESの組み込みがpreliminaryであるため乱流生成及び音圧の過大評価が見られるが、格子解像度の検討を含め今後改善の予定

体積音源領域:



新規/独自性、技術レベル
航空分野における実用レベルの大規模計算で，四重極音を直接的に計算した例は他研究では見られず、新規性は高い

プロジェクト・外部ニーズへの貢献
本テーマで開発した手法は我々オリジナルの技術であり，これにより高揚力装置や脚などの複雑形状物体から放射される機体騒音・ジェット等のエンジン騒音予測問題での高精度化が期待される。

図１　検証解析結果例

研究成果の公表状況

1) 黒滝，住，桧山，”Numerical Simulation around Airfoil with Tonal Noise Generation”, ICAS2010-3.11.3,　2010.
2) 住, 黒滝, 桧山, ”New Milti-block Computational Methodlogy by Characteristic Interface Conditions with High-order Interpolation”,　ICAS2010-2.2.ST2,　2010.

エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究

Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristic including Jet Exhaust

研究グループ

研究代表者：東北大学大学院工学研究科，佐々木大輔(sasaki@ad.mech.tohoku.ac.jp)
研究分担者：東北大学大学院工学研究科，中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院工学研究科，服部 潤(hattori@ad.mech.tohoku.ac.jp)

計算の目的

将来的なインテークを含めた機体／推進系統合解析手法の開発を念頭に，非構造格子ソルバーであるTASコードの高度化を目的として，エンジン排気を含む空力推算ソルバーの開発を目的とする．特に，エンジン排気による干渉が大きいと想定される離着陸時の空力特性の推算精度の向上を図り，エンジン作動による低速空力特性への影響と実飛行条件での離着陸空力性能を推算できる数値解析技術の確立を目指す．

研究の概要

静粛超音速研究機2次形態尾翼排気干渉低速風洞試験と同条件における数値解析結果が大きく異なるため，その原因を調査して数値解析結果の精度を向上させるために，格子解像度の差違による影響を評価すると共に計算手法の改善を図る．初年度は，離発着時におけるエンジン排気を含む空力解析を格子解像度を変更して行い，風洞試験結果との比較を行う．次年度は，エンジン排気による空力干渉を推算するための解適合格子細分化法を検討すると共に計算手法の改善を行い，機体／推進系統合流動解析精度の向上を目指す．

今年度の研究成果の概要

今年度，機体／推進系統合流動解析技術確立の足掛かりとして，東北大学で開発された非構造格子流体解析ソルバーTAS-code（Tohoku university Aerodynamic Simulation code）を用いて静粛超音速研究機周りの解析を行った．ジェット排気が排出された状態における機体の空力特性を推算し，格子の粗さの違いにより空力特性への影響がどの程度現れるのかをJAXAで行われた尾翼排気干渉低速風洞試験により得られた値と比較した．

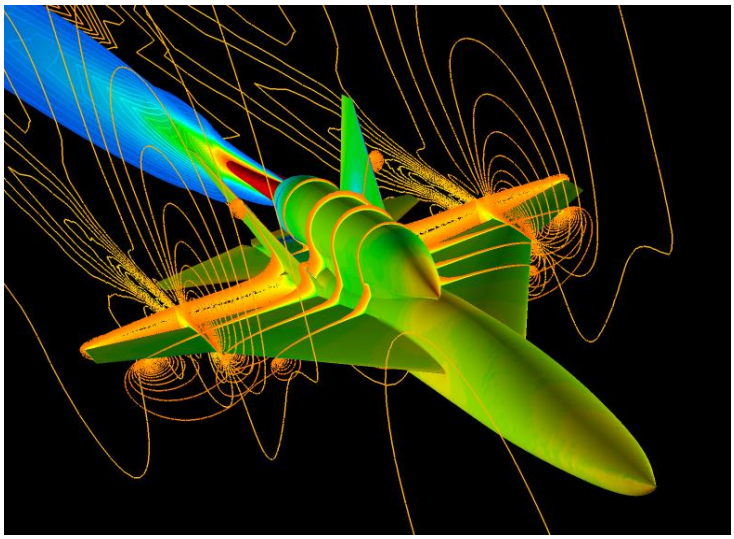


図 1　機体／推進系統合解析結果

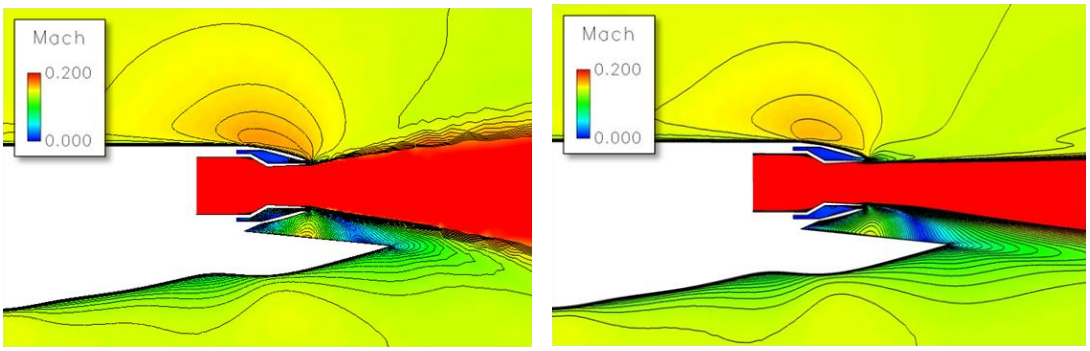


図 2　格子解像度による排気部におけるマッハ数分布の相違

研究成果の公表状況

1) 服部 潤，佐々木大輔，中橋和博，「格子細分化がジェット排気を含む機体の空力特性に与える影響」，航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会及び第 12 回再使用型宇宙輸送系シンポジウム，仙台，2011 年 3 月 10 日.

流体･熱伝導連成数値解析と固体熱伝導の連携

Coupling Method between Conjugate Heat Transfer Simulation and Thermal Stress Analysis

研究グループ

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

計算の目的

複雑なタービン冷却構造について，詳細な温度分布に基づく熱応力評価を行うため，流体・熱伝導連成数値解析から得られる固体温度分布を，Nastran等による熱応力解析データとして使用する．

研究の概要

本研究では，流体・熱伝導連成数値解析から得られる表面温度データ等を，異なる格子へ移行するためのデータ移行プログラムを開発した．具体的には，UPACSの解析結果データから，任意の座標点での値を補完する機能を持つプログラムを開発し，Nastranの入力ファイル中の境界条件値と置き換えることで，詳細な温度分布による熱応力解析を実現する．

今年度の研究成果の概要

UPACSからNastranへのデータ移行プログラムを検証した．UPACSでは重合格子を利用し，JSSでタービン翼のフィルム冷却構造モデルの連成解析を行い，その結果から重合の重なり部分でのデータ重複を自動的に判定してNastran用四面体非構造格子の境界条件を得て，Nastran側での温度分布解析が連成解析結果と矛盾せず，さらに熱応力解析が可能であることを確認した．

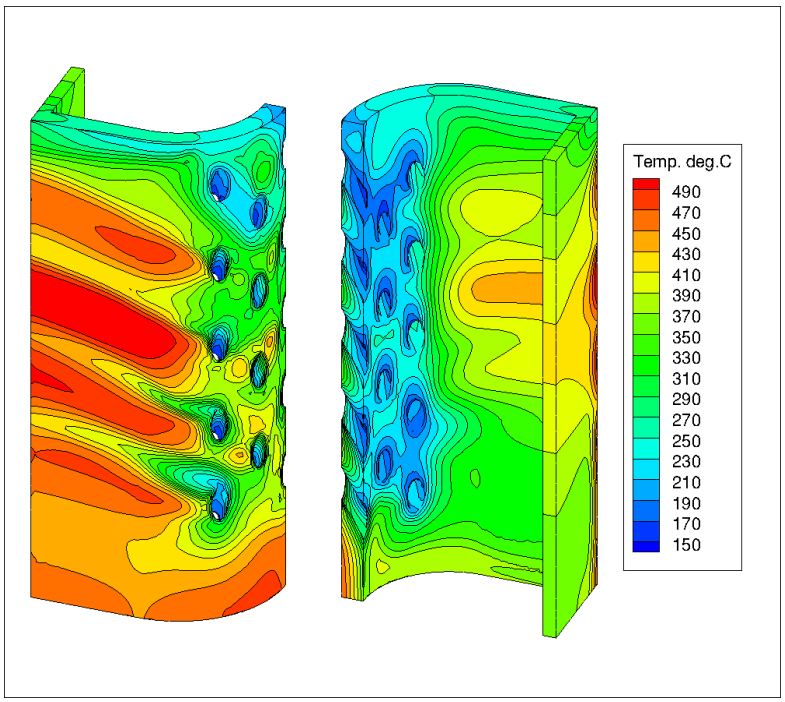


図１　流体・熱伝導連成解析による表面温度分布

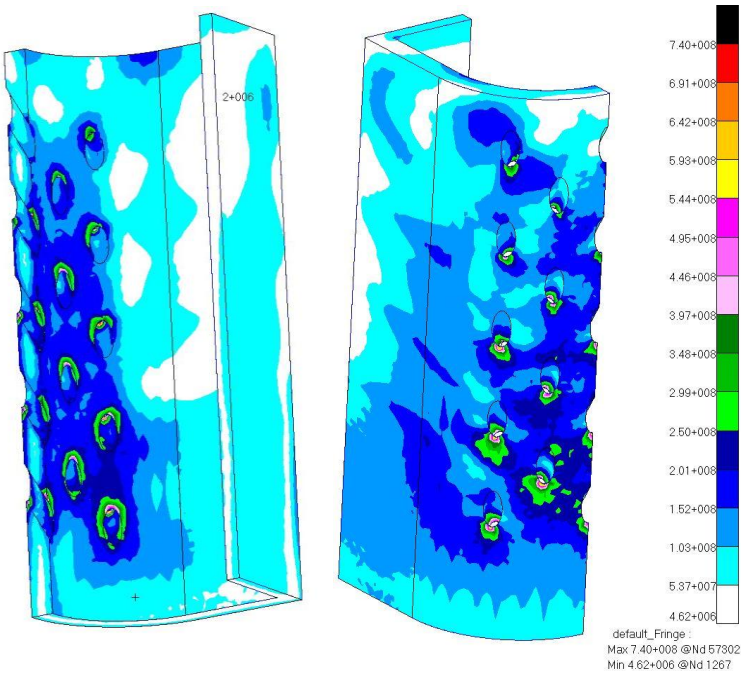


図 2　連成解析で得られた温度分布による熱応力解析
（ミーゼス応力分布）

研究成果の公表状況

1) 山根 敬, 「流体・熱伝導連成解析と固体熱応力解析の連携手法について」, 第 38 回日本ガスタービン学会定期講演会, 2010 年 10 月 21 日.

航空機の空力･騒音に関する研究

Study on Aerodynamics and Aeroacoustics for Civil Aircraft

研究グループ

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

計算の目的

(1) 航空機高揚力装置周りCFD解析技術及び航空機巡航時のCFD抵抗予測技術開発と検証

航空機高揚力装置周りCFD解析技術及び航空機巡航時のCFD抵抗予測技術の開発，検証の一環として，AIAAが主催する航空機メーカ，航空機研究機関，CFDソフト会社が多数参加する国際CFDワークショップの課題を計算して，国際CFDワークショップでの比較を行うことにより，現状課題を把握し，今後の改善点，方向性を得る．

(2) 高揚力装置風洞試験対応解析

2次元高揚力装置風洞試験における風洞壁側壁境界層の影響など風洞壁干渉・支持干渉を把握する．

(3) 主脚騒音研究

騒音発生メカニズム解明と低騒音化に資するためにPIV(Particle image velocimetry)による主脚後流計測に対応する解析を行い，流れ場に大きな影響を与える構成部品を特定する．

研究の概要

(1) 航空機高揚力装置周りCFD解析技術及び航空機巡航時のCFD抵抗予測技術開発と検証

設計精度要求が厳しい航空機巡航時のCFD抵抗予測技術，及び，航空機設計へのRANS CFDの適用範囲を広げる航空機離着陸条件下における高揚力装置周りCFD解析技術の精度検証と信頼性向上を行う．そのために，国際CFDワークショップの課題に対してJAXA APGで使用している構造格子と非構造格子CFDコードの格子収束性等の結果の相互比較と国際CFDワークショップでの比較を行う．

(2) 高揚力装置風洞試験対応解析

2次元高揚力装置模型の騒音計測風洞試験を実施するにあたり，風洞壁側壁境界層の影響など風洞壁干渉・支持干渉を事前に把握し，2次元性が確保できるか確認する．また，影響が大きい場合にはその対策を実施する．

(3) 主脚騒音研究

機体騒音の主騒音源の一つである主脚騒音低減のために，主脚騒音の中で主音源の一つである車軸周囲に特化し，発生メカニズム解明と低騒音化の研究を行う．本計算では騒音発生メカニズム解明と低騒音化に資するため，RANS CFDにより車軸周囲の流れ場のデータを取得する．

今年度の研究成果の概要

(1) 航空機高揚力装置周りCFD解析技術及び航空機巡航時のCFD抵抗予測技術開発と検証

JAXA APG で使用している構造格子と非構造格子 CFD コードの格子収束性等の相互比較と国際 CFD ワークショップでの比較により，現状の解析精度と課題を把握し，今後の改善点，方向性を明らかにした．特に信頼性を向上させていく上で，下記 2 点が課題があることがわかった．

・巡航形態，離着陸形態ともに，今後，レイノルズ応力の非線形性を考慮した高次の乱流モデルの適用に関する詳細な検討や実験結果による検証が必要．
・離着陸形態におけるフラップ後縁の剥離の予測の信頼性向上が必要．境界層の乱流遷移の予測ばかりでなく，格子解像度，乱流モデルの違いによっても予測結果に大きな差を生じており，まだ技術の検証が不十分．今後，これらの定量性に関して指針を得る事が重要な課題となる．

今後は，乱流モデルおよび格子解像度の比較検討，遷移モデルの導入などを進めていく．またコードの高速化も今後の技術改良として進めていく．

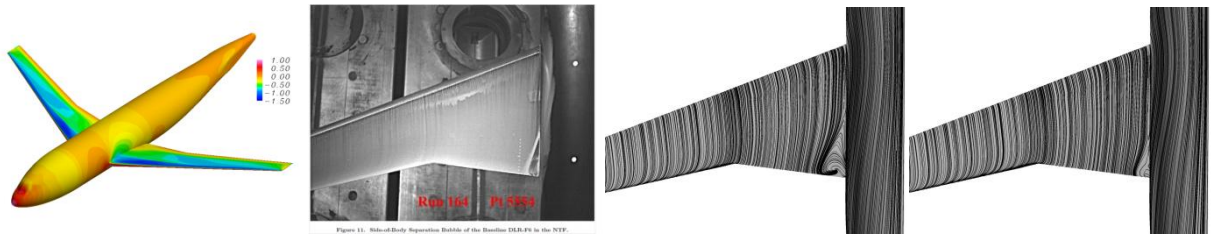
(2) 高揚力装置風洞試験対応解析

解析により次の結果を得た．

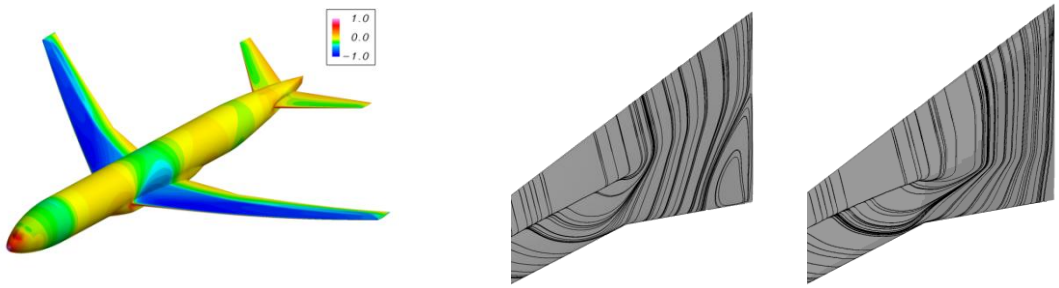
・側壁から25%離れるとおおむね2次元性が保たれ，また，迎角が高い場合にも中央部で十分2次元性があり妥当な試験を実施する事が可能である．
・側壁デバイスAにより側壁の影響による剥離が減少し2次元性を向上させる事ができる．この情報を用いて風洞試験を実施した．

(3) 主脚騒音研究

PIV(Particle image velocimetry)による主脚後流計測結果との比較により，CFD解析結果の妥当性を確認した．また，車軸周囲の流れ場のデータを取得し，流れ場に大きな影響を与える構成部品を特定した．

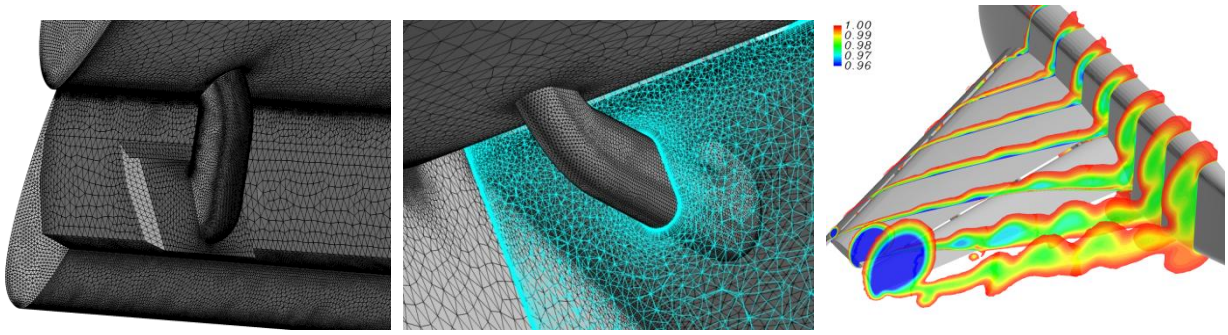


(a)　DLR-F6 Model と風洞試験との表面流線の比較(CL=0.5 条件)

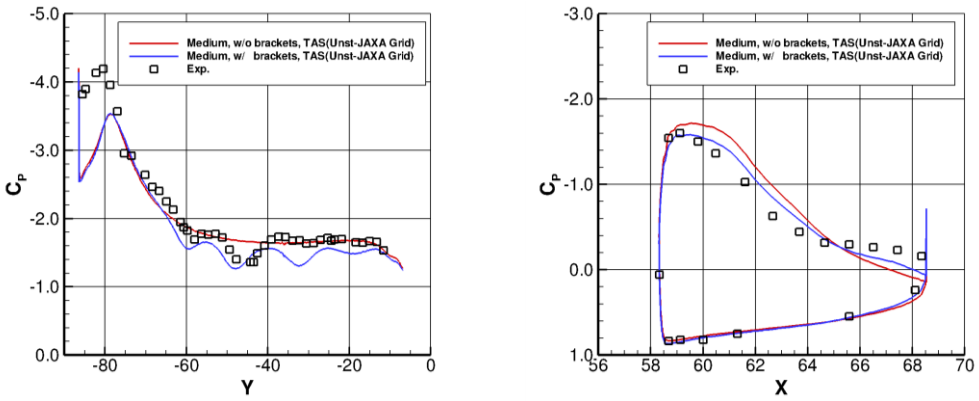


(b)　NASA CRM Modelと乱流モデルの翼胴結合部の剥離への影響（迎角4度）

図 1.1　翼胴接合部の剥離に対するレイノルズ応力テンソルの非等方性構成関係式の影響

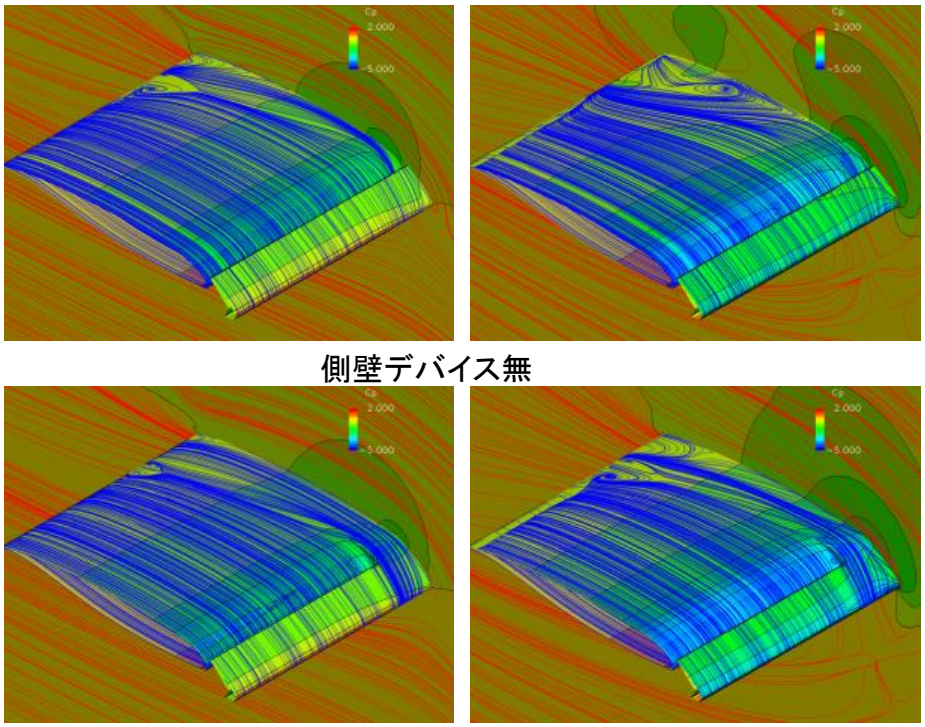


(a)　　Trap wing 高揚力装置展開支持金具と翼周囲の全圧分布への影響



(b)　　支持装置の圧力分布への影響と実験結果との比較

図 1.2　離着陸時高揚力形態における高揚力装置展開支持金具の影響



側壁デバイス無

側壁デバイスA付形態

迎角8度　　迎角16度

図 2.1　高揚力装置 2 次元風洞試験における側壁境界層の影響調査結果：
側壁と翼上のオイルフローと表面 Cp

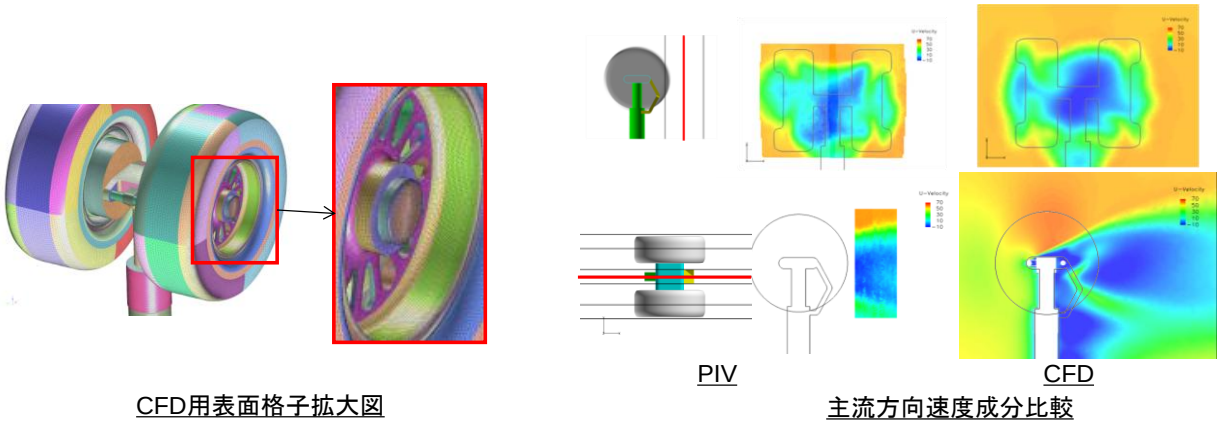


図 3.1　PIV(Particle image velocimetry)による主脚後流計測との比較結果

研究成果の公表状況

1) Yamamoto, K., Tanaka, K., Murayama, M., "Comparison Study of Drag Prediction for the 4th CFD Drag Prediction Workshop using Structured and Unstructured Mesh Methods, " AIAA Paper 2010-4222, Jun. 2010.
2) Murayama, M., Tanaka, K., and Yamamoto, K., "JAXA Contribution to HiLiftPW-1: Computational Results Using UPACS and TAS code, " Oral presentation, 1st AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, Chicago, IL, June. 2010.
3) 山本一臣，村山光宏，田中健太郎，"翼胴結合部における境界層剥離への乱流モデルの影響，" 第 24 回数値流体力学シンポジウム予稿集 B7-4, 2010.
4) 田中健太郎，村山光宏，山本一臣，"単純三翼素高揚力装置展開形態を用いた CFD 解析の精度比較検証について，" 第 24 回数値流体力学シンポジウム予稿集 B6-4，2010.
5) Murayama, M., Yamamoto, K., and Tanaka, K., "CFD Comparison Study for Trapezoidal High-Lift Wing Configurations by Structured and Unstructured Mesh Method, " AIAA Paper 2011-0937, Jan. 2011.

CFD の小型旅客機設計適用に関する研究

Application of CFD to Small Civil Aircraft Design

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ　国産旅客機チーム，山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)
研究分担者：三菱航空機株式会社，前田一郎(ichiro_maeda@mitsubishiaircraft.com)

計算の目的

高速巡航形態及び低速高揚力装置形態CFD解析精度の風洞試験による検証

研究の概要

CFDと風洞試験の相互比較を通じ，CFDの精度検証及び風洞試験の壁・支持干渉効果の補正を検討し，実機飛行環境での空力特性推算を実施する．

今年度の研究成果の概要

従来，巡航点近傍でのみ設計解析作業に適用可能であったCFD解析技術を，大規模並列解析等による高度化により，離陸⇒上昇⇒巡航⇒下降⇒着陸⇒着陸停止という航空機の一連の運用ミッションに適用可能とし，全機全ミッションCFD解析技術を確立した．

全機全ミッションCFD解析と風洞試験結果の相互補完的利用により，特に燃費に直結する巡航時空力抵抗及び，運行安全性と高揚力装置の簡素化による軽量・低燃費化に貢献する離着陸性能（最大揚力係数及び揚抗比）について，飛行試験前の最終版となる機体性能計算のための空力ﾃﾞｰﾀを作成した．同様に，本解析を運行安全性及び機体の軽量化に貢献する高精度空力荷重予測にも適用し，荷重ﾃﾞｰﾀを作成した．

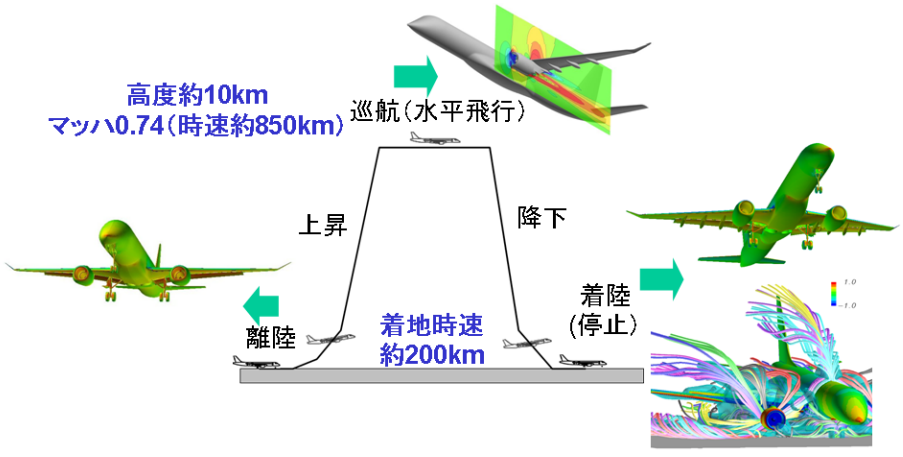


図1　全機全ミッションCFD

航空機機体空力騒音の低減と予測に関する研究

Research of airframe noise reduction and estimation

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，山本一臣（yamamoto.kazuomi@jaxa.jp）
研究分担者：川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部 研究部 空力技術課，
磯谷和秀（isotani_kazuhide@khi.co.jp）
越智章生（ochi_a@khi.co.jp）
上野陽亮(ueno_yosuke@khi.co.jp）

計算の目的

非定常CFDを用いて高揚力装置から発生する空力騒音の発生メカニズムを分析し，騒音予測・低減技術を獲得する．

研究の概要

航空機の機体騒音低減に向け「騒音予測に必要な実験データの取得」と「解析技術の開発」を行い機体から発生する空力騒音の予測手法を確立する．

今年度の研究成果の概要

HLD騒音の主音源のひとつであるフラップ端騒音の発生メカニズムを分析するため非定常CFDを実施した．解析形状はJAXA高揚力装置騒音研究用３次元３翼素模型OTOMOとし，解析ソルバはCflow（川崎重工業で開発）を用いた．

解析によりフラップ端で発生する渦の位置・強度が時間的に変化している様子を確認し，周波数分析，音響伝播解析により流れ場と発生騒音の関係を特定した．

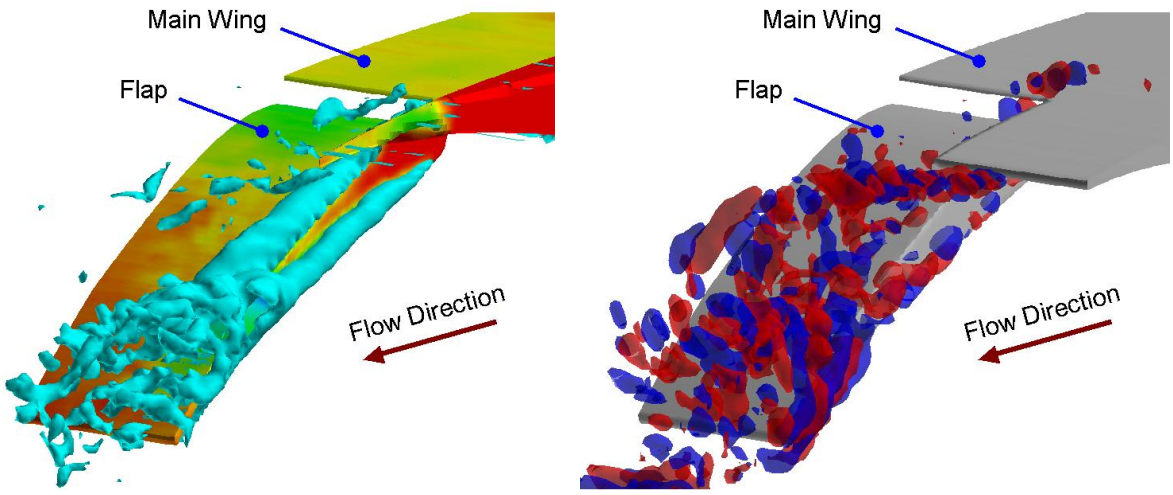


図1　フラップ端部の瞬時流れ場

左図　：X軸方向渦度等値面および表面Cp
右図　：1/3オクターブ・バンド1600Hz ΔCp(=Cp instantaneous-Cp time-averaged)等値面

数値計算による航空機周りにおける地面効果の検証

Numerical Study of Ground Effect around Aircraft using CFD

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)
研究分担者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)
首都大学東京 システムデザイン学部 航空宇宙システム工学,
金崎雅博（kana@sd.tmu.ac.jp)
埴田 亮(nakedbone826@yahoo.co.jp)

計算の目的

地面効果とは，航空機周りの流れが地面の影響を受け，地面のない時と比べて空力性能が変化する効果のことであり，航空機の離発着時の性能にも影響すると考えられる．本申請による研究では，数値流体力学を用いて航空機まわりの地面効果の影響を計算し，同じ形状を用いてJAXAにおいて行われた風洞試験との比較をする．また，得られた結果から航空機まわりの地面効果の検証と，CFDでの地面効果の解析の有用性を考察する．

研究の概要

本申請研究ではONERA M5模型に対して，地面を模した外部境界を追加したうえで，TAS code (Tohoku university Aerodynamic Simulation Code)を用い，非構造格子法に基づいた圧縮性Navier-Stokes方程式を解いた．

今年度の研究成果の概要

本申請による数値計算により航空機周りにおける地面効果を計算し，風洞試験との結果とも合わせて，比較・考察した．図2に示すように地面に近いほど揚力傾斜は増加する傾向を示し，理論と整合する事が分かった．また，低迎角での空力性能は風洞試験とも良好に一致する事も分かった．こうした事から地面効果の影響をCFDでも推算する事が出来，複雑実機形状周りの地面化効果の推算にも有用であると言える．一方で，風洞試験では高迎角で前縁より失速しているのに対しCFDでは異なる失速パターンを示す結果となった．今後は，こうした事に対して風洞試験における支持具干渉やHysteresis等を考慮するなど風洞試験条件を計算に合わせた上で計算し，原因を探る必要がある．

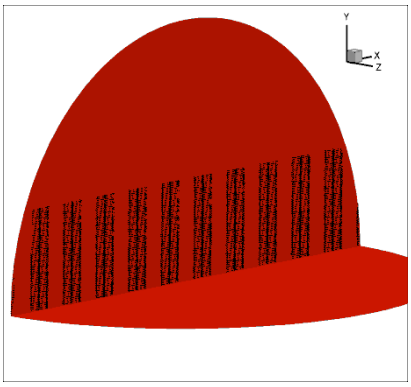


図 1　地面境界条件を模擬した境界条件
（マッハ数分布）

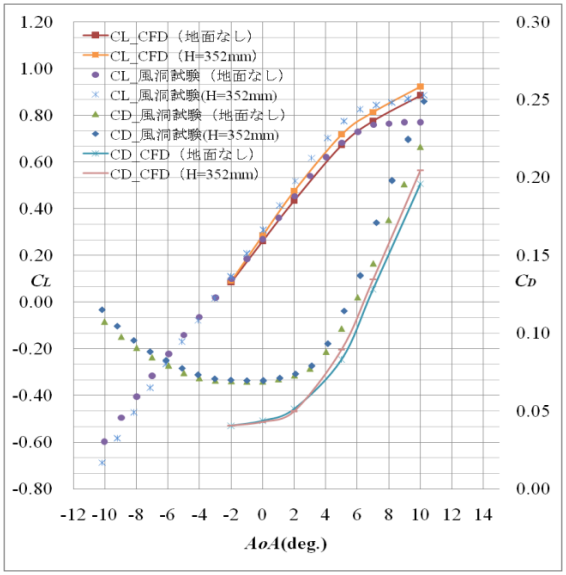


図 2　計算結果

研究成果の公表状況

1) 埴田 亮,「数値流体力学による航空機周りにおける地面効果の検証」, 平成 22 年度首都大学東京卒業論文, 2011 年.

多重旋回エアブラストノズルから形成される旋回流れ場の数値解析

Numerical Simulation of Swirling flow from Multi swirl Airblast Atomizer

研究グループ

研究代表者：環境適応エンジンチーム エミッション低減セクション，
松浦一哲(matsuura@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：環境適応エンジンチーム エミッション低減セクション，山田秀志(yamasyu@chofu.jaxa.jp)
環境適応エンジンチーム エミッション低減セクション，黒澤要治(kuro@chofu.jaxa.jp)
株式会社エイ・エス・アイ総研，飯野淳(jiino@chofu.jaxa.jp)
法政大学，高橋信平(shinpei.takahashi.4x@stu.hosei.ac.jp)

計算の目的

5重の旋回スワーラで構築される旋回エアブラストノズルにおいてスワーラの旋回角， ダクト形状を変化させたCFDの計算を行い， 流れ場に対する影響を調査する．

研究の概要

5重の旋回スワーラと4箇所の液体燃料噴射口を有するエアブラストノズルにおいて，スワーラ角，ダクト形状，燃料の噴射量等を制御することにより，低NOx排出量の燃焼器用ノズルを開発する．

今年度の研究成果の概要

スワーラの旋回角，ダクト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施し， 実験との比較を行い， 燃焼器において重要な再循環領域が形成されるかどうか等有用な知見を得た．

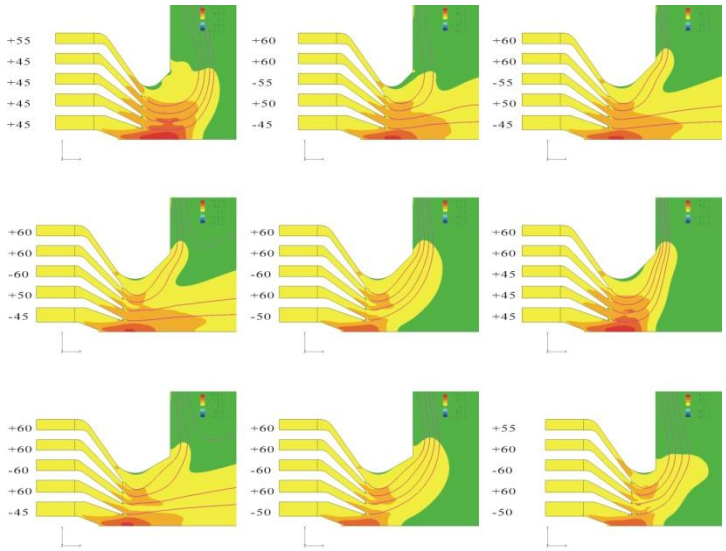


図1 旋回角，ダクト形状を変化させた場合の流れ方向速度分布

単段ファンの非定常流れ解析

An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

研究グループ

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

計算の目的

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

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

ファン動翼の変形とともに移動変形する計算格子とそれに適合する数値計算法を用い，JAXA遷音速ファン試験機について回転数や背圧をパラメータとするフラッタ特性の変化をどうすうちシミュレーションにより調査した．動翼チップクリアランスや後置静翼列の有無によるフラッタ特性の変化についてもケーススタディにより調査を行った．

図1　JAXA遷音速ファン試験機

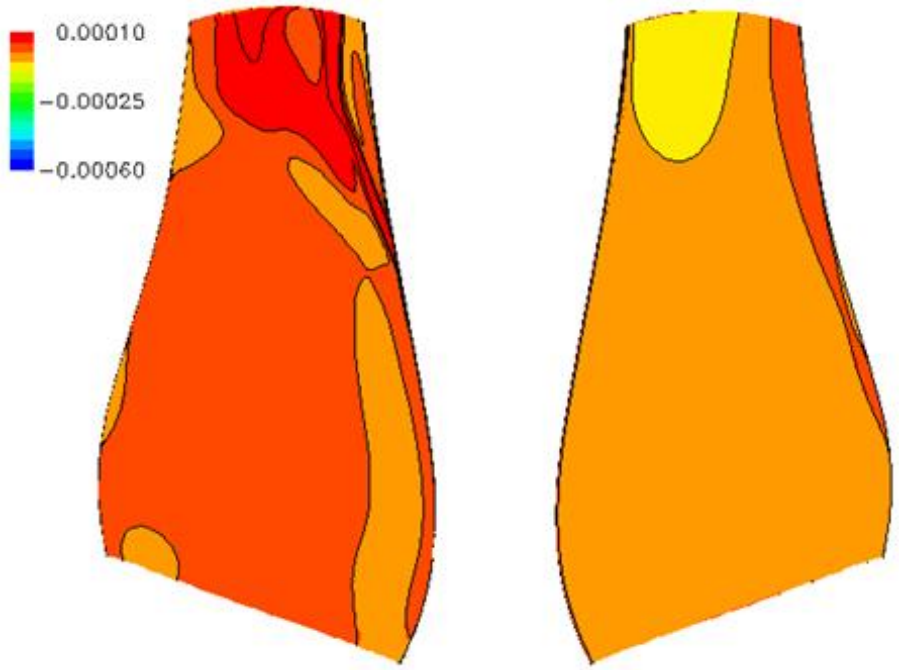


図 2　ファン動翼面上非定常空力仕事分布

研究成果の公表状況

査読付論文

1) 正木大作,　二村尚夫,　西澤敏雄,“低騒音ファン（基本型）の設計”, JAXA-RR-10-002

査読なし論文

2) 賀澤順一, 西澤敏雄, 正木大作, チタンおよび複合材製ファンにおける翼列フラッタの数値解析 日本航空宇宙学会　第 51 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2011 年 3 月.

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 Vibrating Blade Row 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，賀澤順一(kazawa@chofu.jaxa.jp)
研究開発本部，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)
株式会社エイ・エス・アイ総研，吉倉弘高(yosy@chofu.jaxa.jp)
株式会社 IHI，土屋直木(naoki_tsuchiya@ihi.co.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い，その不安定性が生じるメカニズムを調査する．

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．試験結果との比較を行い，解析の妥当性を検証し，得られた解析結果からフラッタ発生のメカニズムを調査する．

今年度の研究成果の概要

upacsVibrateの境界条件を改良した．この改良によりフラッタ発生点の予測精度を向上することが出来た．

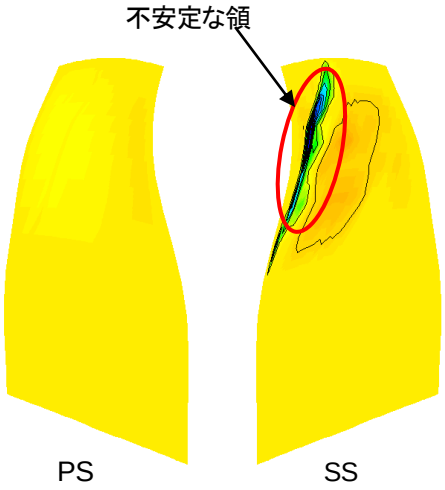


図１　フラッタ発生時の翼面上局所空力減衰分布

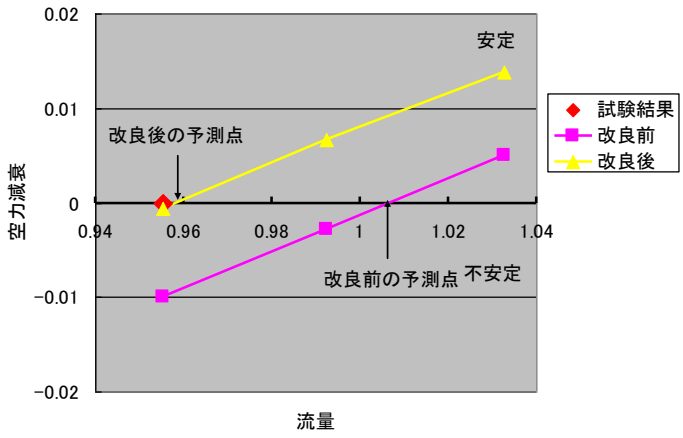


図２　フラッタ発生点の予測結果

航空機排気の広域数値解

Numerical analysis of jet blast spreading in large area

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，石向桂一(ishiko@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@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)
研究開発本部 流体グループ，渡辺重哉(shigeyaw@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

滑走路が互いに交差している場合，一方の滑走路から離陸する航空機の排気は，他方の滑走路に着陸する航空機に対し突風となり非常に危険である．そのため，航空機の離着陸の時間間隔は，安全性が考慮され制限されてしまう．航空管制の効率化を図る上で，航空機の排気の軌跡を遠方場まで精度良く予測することが求められているが，実験および数値計算ともに難しい課題である．本研究では，CFDを用いた定常数値解析により，航空機排気の軌跡を遠方場まで予測することを目的とする．

研究の概要

研究開発本部数値解析グループで開発されたFaSTARを用いて，航空機の排気を模擬した2本の同軸ジェットの定常計算を行った．計算領域は，機軸方向についてジェット出口から上流に30m，下流に500m，地面に垂直方向に200m，スパン方向について右舷側に100m，左舷側に500mとし，計算格子はおよそ2，200万点で作成した．ジェットは地上3mに配置した．

今年度の研究成果の概要

図1に，$|u|=10\mathrm{m/s}$ の等値面を示す．図中には，ノズル出口から(A)200m，(B)300mおよび(C)405mでの機軸方向垂直断面における速度分布，z=0m断面における速度分布も示してある．この図から，$|u|=10\mathrm{m/s}$ のジェット排気は，300m以上後方まで達し，後方のかなり遠方まで影響があることが確認された．計算スキーム，格子密度および乱流モデルのモデル係数などの影響，また，背景風や地面形状の影響については今後の課題となる．

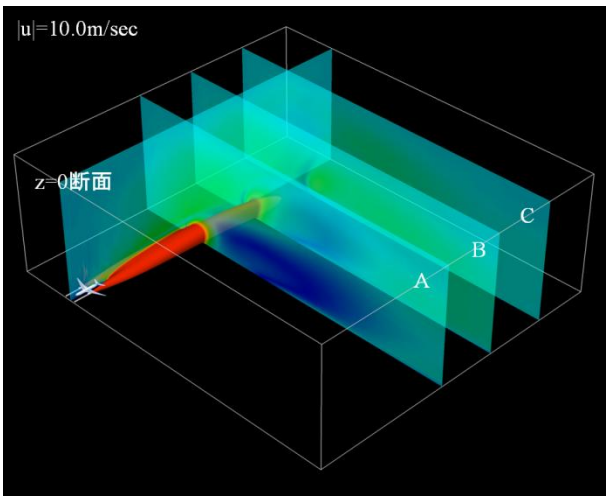


図1　JAXA遷音速ファン試験機

超音速風洞の始動特性について

Investigation of Starting Characteristics of JSWT

研究グループ

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

計算の目的

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

研究の概要

1m x 1m超音速風洞において始動可能な模型ブロッケージ比の範囲や，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

JAXA1m x 1m超音速風洞の始動圧力比を改善するため，風洞流路の数値解析結果から，ディフューザの改良形状を提案した．10%縮尺の模擬流路にて実験を行い，数値解析結果の妥当性を確認し，改良型のディフューザによって性能の向上が見込めることが明らかになった．また風洞の数値解析の結果を用いて，許容ブロッケージ比の予測モデルを考案し，風洞試験によってその妥当性を検証した．

研究成果の公表状況

1) J. Akatsuka, S. Nagai, ”The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel”, 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference

ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究

Study on Prediction of Near-Field Pressure Signature for Sonic Boom Estimation

研究グループ

研究代表者：東北大学大学院工学研究科，中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)
研究分担者：東北大学大学院工学研究科，佐々木大輔(sasaki@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院工学研究科，大木裕介(oki@ad.mech.tohoku.ac.jp)

計算の目的

宇宙航空研究開発機構　航空プログラムグループが進める静粛超音速機技術の研究開発で必要となる，ソニックブーム推算技術のうち気体近傍場の圧力波形を高精度に推算する技術の獲得を目的とし，格子細分化に基づく解適合格子法の開発を行う．

研究の概要

本研究では，実機複雑形状への対応が可能であり，実用的な計算コストで圧力波形精度の向上を行うため衝撃波領域における解適合細分化法の開発および検証を行う．機体長に対して 5~10 倍離れた位置での圧力波形の高精度推算を最終目的とし，衝撃波の干渉を考慮した 3 次元空間の細分化を行う．今回，3 次元性が弱い軸対称形状を用いて複数の細分化領域による細分化により，圧力変動を捉えるために必要な格子密度や細分化領域が及ぼす影響の検討，またフィルタによる効果について検討する．

今年度の研究成果の概要

近傍場圧力波形の推算精度向上のために，Shock Functionを指標とする解適合細分化法を開発した．解析結果から，本研究で開発した細分化法は近傍場の圧力波形推算に有効な傾向を得られた．しかしながら，解析により得られた圧力波形は実験値と比較し減衰しており，衝撃波を捉えるには格子密度が不十分であるため改善が必要である．細分化領域の広さにより圧力波形への影響が確認され，波形取得位置と必要な細分化領域について検討の必要性が確認された．また，辺基準のフィルタを用いることで，変動が強い近傍で細分化が重点的に行われ衝撃波がより急峻に捉えられる一方，減衰により勾配が小さくなる遠方では格子点基準のものに比べ粗くなってしまうことが分かり，今後フィルタの設定法が課題である．

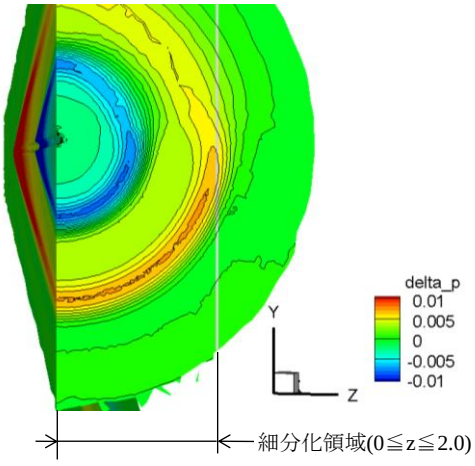


図1　対称面及びx=2.0におけるy-z断面の⊿p分布

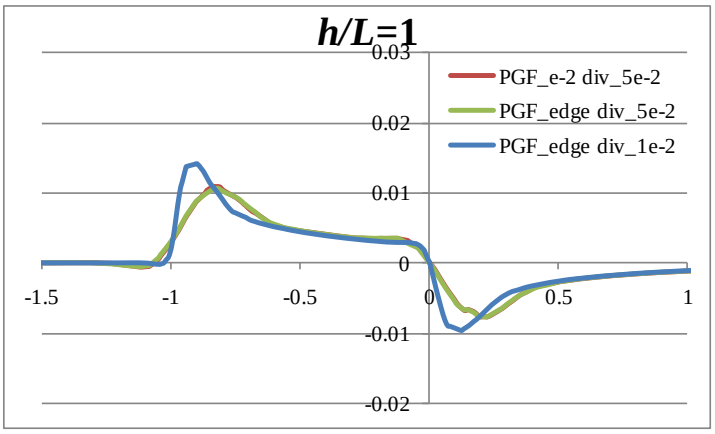


図 2　辺基準における機体近傍（h/L=1）における圧力波形

研究成果の公表状況

1) 大木裕介，佐々木大輔，中橋和博，「ソニックブーム波形推算精度向上のための Shock Function を用いた解適合細分化法」，第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010，米子，2010 年 6 月 24，25 日．

ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション

Numerical Simulations of Helicopter Noise Reduction Technologies

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
田辺安忠(tan@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
齊藤 茂(ssaito@chofu.jaxa.jp)
小曳 昇(kobiki@chofu.jaxa.jp)
村上 曜(yohm@chofu.jaxa.jp)
菱友システムズ（派遣），菅原瑛明（hideaki8@chofu.jaxa.jp）
日本大学，宗田賢治(muneda55@chofu.jaxa.jp)
日本大学，佐々木直人(sasa1192@chofu.jaxa.jp)
東北大学，中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学，橋場道太郎(hashiba@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学，李龍周(lee@ad.mech.tohoku.ac.jp)

計算の目的

ヘリコプタの低騒音化技術を開発するに当たり，騒音の発生機構の解明と共に，種々の提案される低騒音化技術について，その効果を適切に評価する必要がある．本研究では，特にヘリコプタのブレードと渦が干渉する流れ場について，複雑な機体形状も含めたCFD/CSD連成解析を行い，騒音の発生状況を精度よく把握することを目的としている．

研究の概要

開発された回転翼航空機向けの<rFlow3D/JANUS>コードの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，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．また，ヘリコプタの胴体は複雑な形状をしている場合が多く，胴体周りの格子は非構造格子も採用できるように拡張されている．背景格子は直交格子を2層まで用いることができ，ブレードの回転領域や後流領域では密な格子を採用して，翼端渦を精度よく捉えられるようにしている．内部格子では移動格子に対応した完全非定常NS/Euler方程式を4次精度のSLAU+FCMTスキームで離散化し，ヘリコプタのような低速から遷音速領域が共存する流れ場に対応している．胴体周りが非構造格子の場合はTAS-Codeをベースにしたソルバーを使用している．また，ブレードの弾性変形はCFDで求めた空気力に基づいて，構造解析との弱連成手法で計算される．さらに目標となるロータ推力やモーメントと一致するように，ブレードの制御入力を変更し，トリムを取りながら，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) 回転翼の固有値解析のツールである<rMode>，流体・構造連成解析ツールである<rFlow3D/JANUS>，および騒音解析ツール<rNoise>のインターフェイスを統一し，弾性変形の効果も考慮した回転翼の空力騒音統合解析ツールの成熟を図った．
2) 独自のロータ試験装置で得られたJMRTSデータベースに基づいて解析結果と実験結果との精度の検証を行い，形状モデルの忠実度が解析精度に与える影響を明らかにした．

3) NASA/ONERA/DLRとの共同研究テーマであるアクティブ制御によるロータ騒音の低減効果について解析を行い，国際機関との相互比較により，解析ツールの信頼性の向上を図った．

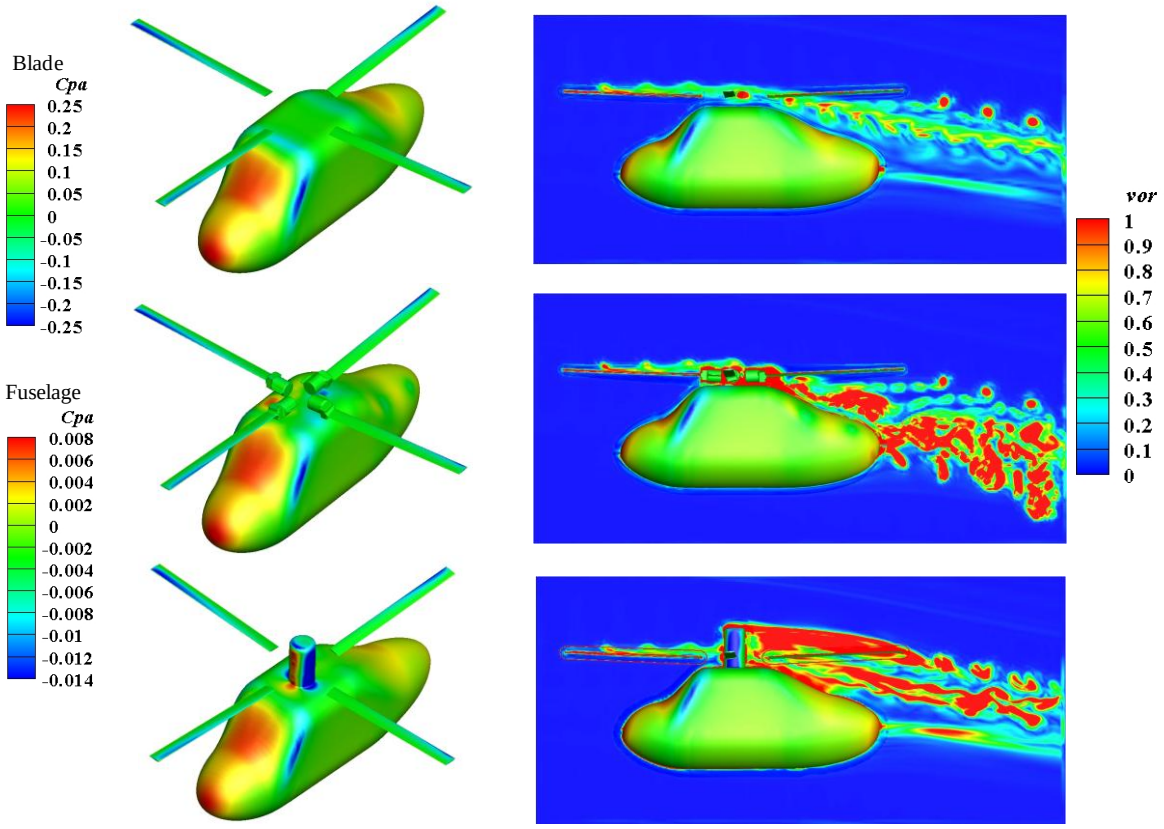


図 1　CFD 計算形状モデルの忠実度が解析結果に与える影響

研究成果の公表状況

査読付論文

1) 糸賀紀晶，井星正氣，堀元光将，田辺安忠，齊藤 茂：壁がある地面近傍でホバリングするヘリコプタロータの数値解析，日本航空宇宙学会論文集，Vol.58，No.680，pp.269-276，2010年9月．
2) 高山央貴，佐々木大輔，中橋和博，田辺安忠，齊藤 茂：構造・非構造格子カップリングによるヘリコプター全機周りの流体数値計算，日本航空宇宙学会論文集，Vol.58，No.681，pp.227-284，2010年10月．
3) Yasutada Tanabe，Shigeru Saito，Ippei Otani: Validation of Computational Results of Rotor/Fuselage Interaction Analysis Using rFlow3D Code，JAXA RR 10-001E，May 2010.

査読なし論文

4) 田辺安忠，齊藤 茂，菅原瑛明: rFlow2D コードの低 Re 数流れ場における検証，JAXA-RM-10-005，2010 年 5 月．

口頭発表（国際学会）

5) Yasutada Tanabe，Shigeru Saito: Validation of a New Rotor Flow Code Using JMRTS Experimental Data，66th American Helicopter Society Annual Forum，May 2010.

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：航空プログラムグループ　超音速機チーム，上野篤史(aueno@chofu.jaxa.jp)
東京理科大学　技術研修生，岡田裕泰(hideaki8@chofu.jaxa.jp)
東京農工大学　技術研修生，赤沼憲仁(muneda55@chofu.jaxa.jp)
東京理科大学　技術研修生，中谷浩規(j4509701@ed.kagu.tus.ac.jp)
東京理科大学　技術研修生，岡村直行(j4510612@ed.kagu.tus.ac.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いて，機体の影響を考慮したインテーク設計を行うために CFD 解析を実施する．本年度はナセル搭載位置がインテーク空力性能に及ぼす影響を明らかにすることを目的とした．

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．従来の超音速機では，例えばコンコルドのように翼の下面にナセルが搭載されたが，ナセルが発生する衝撃波によるソニックブームを低減するために，翼の上面でのナセル配置が検討されている．この場合，インテークはより機体の影響を受けることとなり，インテーク空力性能の低下が懸念される．このため，本年度はナセル搭載位置がインテーク空力性能に及ぼす影響を明らかにすることを目的とし，ナセル搭載位置について翼下搭載形態，翼上搭載形態の2形態を設定してCFD解析を実施した．

今年度の研究成果の概要

翼上搭載形態とした場合，超音速巡航迎角においてインテークに取り込まれる流管は，主翼前縁を通過する際に捻じ曲げられて横流れの大きな流れとなるため，これに対応可能なインテーク設計が必要となる．一方，翼下搭載形態とした場合，インテークに取り込まれる流管は比較的横流れが小さく，また，主翼下面により整流されるために迎角がある状態でもインテークにほぼ平行に流入する．さらに，翼下面は上面と比べて境界層の発達が小さいため，翼下搭載形態ではダイバータ高さをより低く設定可能であり，インテーク空力性能と機体空力性能の両立の観点から好ましい形態といえる．しかし，翼下搭載形態とした場合には，ナセルがどの程度ソニックブーム強度に影響するかを把握する必要がある．静粛性（ソニックブーム），経済性（インテーク/機体空力性能）の双方を考慮したナセル搭載位置が今後の課題である．

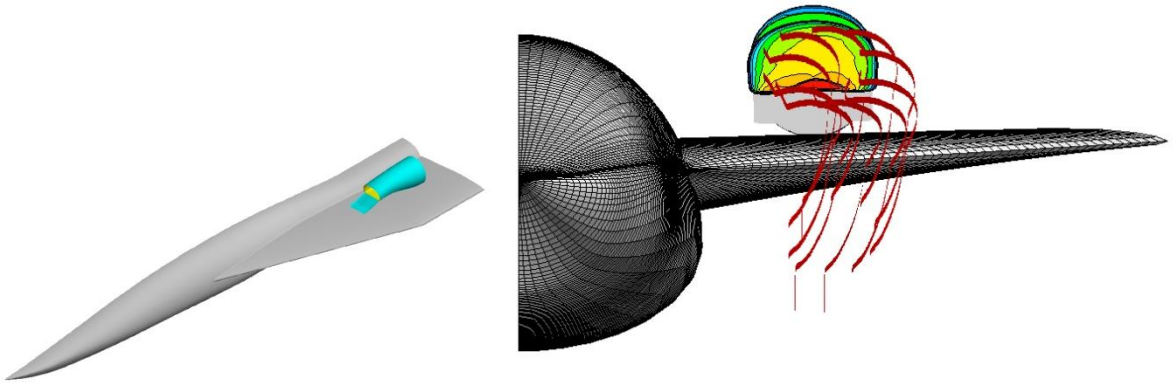


図１　ナセル搭載位置の影響－翼上搭載形態－（流線とインテークダクト内マッハ数分布）

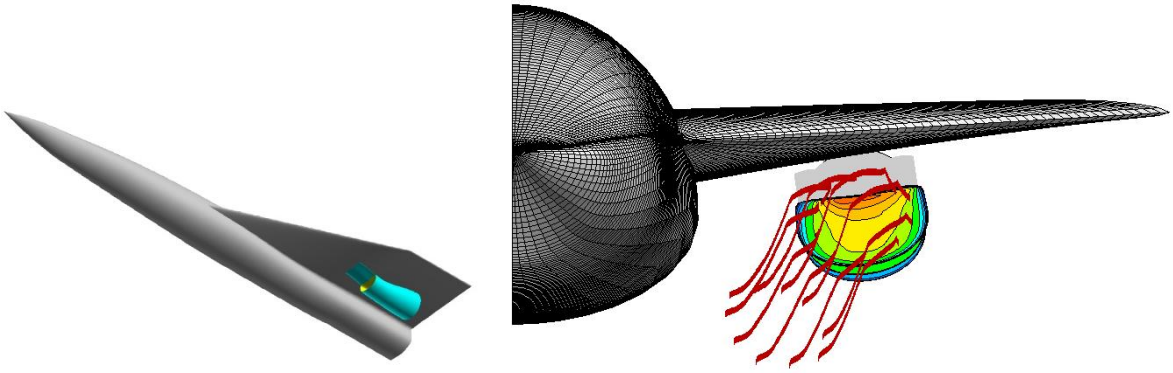


図２　ナセル搭載位置の影響－翼下搭載形態－（流線とインテークダクト内マッハ数分布）

研究成果の公表状況

1) 三木 肇，他，“超音速機用ダイバータの空力設計と性能評価”，第42回流体力学講演会
2) Yasushi Watanabe,　et.al ”Design of Top Mounted Supersonic Inlet for Silent Supersonic Technology Demonstrator S3TD”,　27th International Congress of the Aeronautical Sciences
3) 上野篤史，他，“超音速インテークの空力性能に及ぼすダイバータ高さの影響”，第48回飛行機シンポジウム

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発（その2）

System Development of Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel (Part 2)

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，渡辺重哉(wata@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 流体グループ，口石 茂(shigeruk@chofu.jaxa.jp)
山下達也(tatsuy@chofu.jaxa.jp)
飯島由美(yijma@chofu.jaxa.jp)
保江かな子(yasue@chofu.jaxa.jp)
今川健太郎(imagawa@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)
村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)
橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)
菱友システムズ株式会社，荻野 純(jyun_ogino@mail.ryoyu.co.jp)
船江幸弘(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
菱田 学(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
中根宏子(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
齋木英次(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
吉田浩司(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
山本 寛(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
大海謙一(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
磯部嘉城(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
塩島史哉(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
田中亮達(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
柳沼健太郎(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
東田洋和(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
株式会社キャトルアイ・サイエンス，上島 豊(i4s_support@ml.i4s.co.jp)
松田行正(i4s_support@ml.i4s.co.jp)
前田茂樹(i4s_support@ml.i4s.co.jp)
岡本 隆(i4s_support@ml.i4s.co.jp)
横山雅彦(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

1. 本システム製作
   - 優先度の高い機能（風試モニタリング機能，風試計画設定支援機能，風試対応詳細 CFD 解析機能）について，アプリケーション開発・ハードウェア調達を実施した．
   - FY21 実施の基本/詳細設計成果を受けた詳細仕様に基づいてシステム製作を継続し ，サブシステムを統合させて，暫定システムを完成させた．
   - 2m×2m 遷音速風洞におけるシステム機能検証試験により，暫定システムの検証，問題点の解決を図り，FY23 における試運用に供する試行システムを完成させた．

2. サブシステム設計（デジタル風洞）
   - （自動格子生成コードの改良）： 自動格子生成コードを拡張し，舵効き解析用格子の自動生成を実現した．
   - （高速ソルバの開発）： マルチグリッド法等の適用により， ソルバの高速化を実現した．
   - 自動格子生成コード及び CFD ソルバを暫定システムに統合後，全体システムの検証と並行して，信頼性を向上させた．

3. サブシステム設計（アナログ風洞の流体画像計測データ処理の高速化）
   - FY21 年度に選定したアクセラレータへの移植を継続し，アクセラレータへの移植を完成させた．
   - 暫定システムに統合後，全体システムの検証と並行して信頼性を向上させた．

JSS は，ハイブリッド風洞の検証に資する CFD データの取得および，JAXA 内外における担当者間の電子ファイルの共有化を目的として活用した．

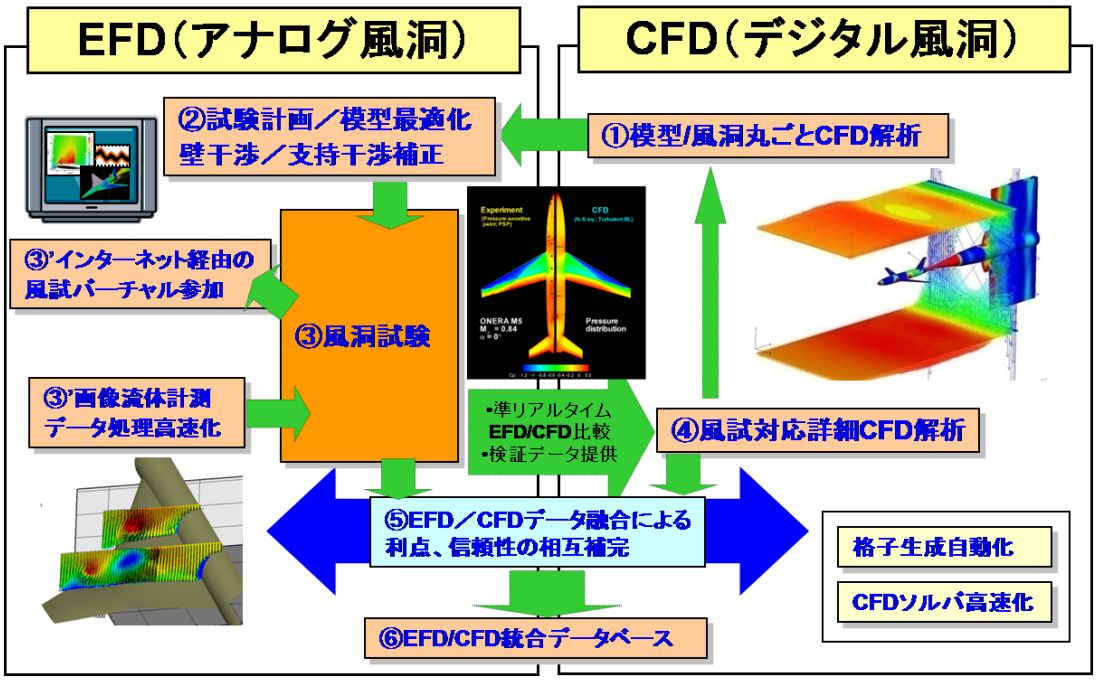


図1　デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞概念図

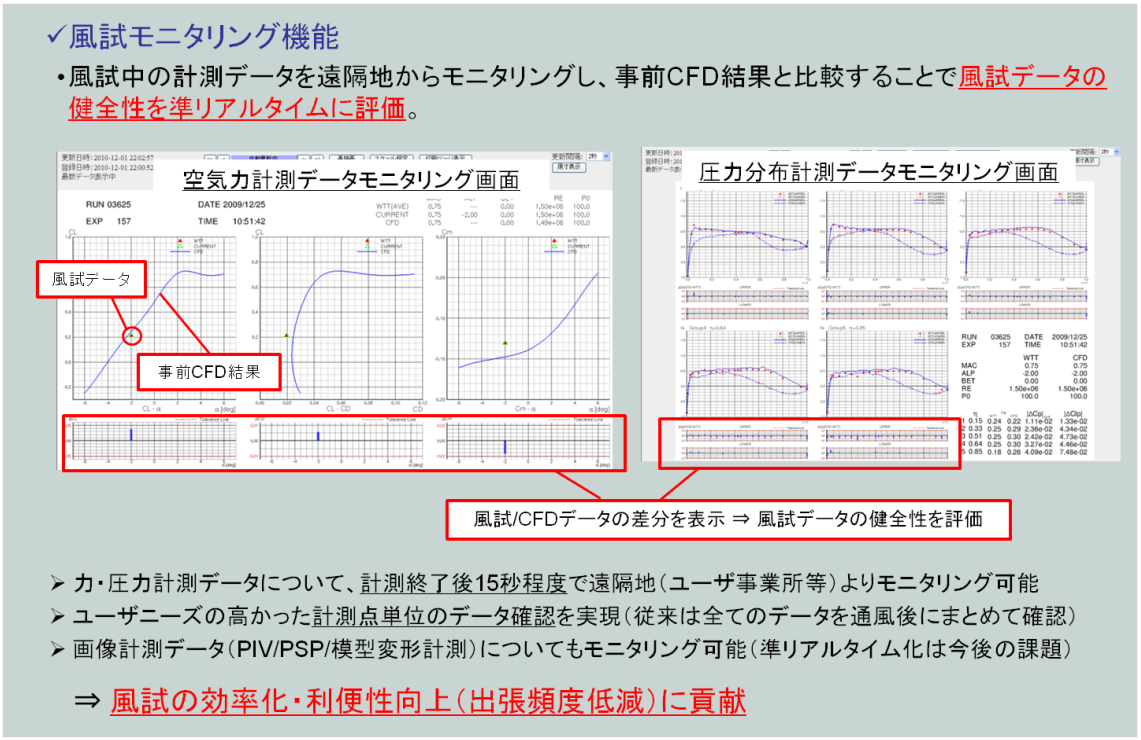


図２　風試モニタリング機能

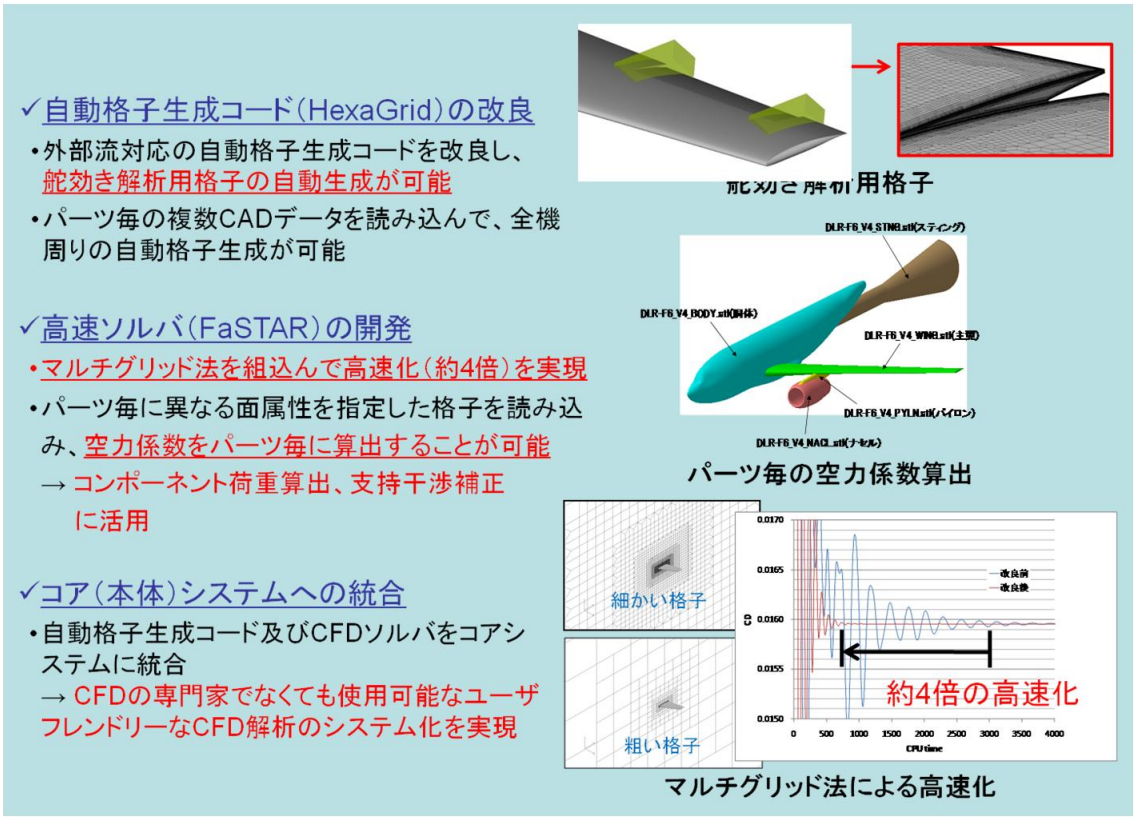


図３　デジタル風洞概要

超音速流中における自然層流機首の設計

Design of the Natural Laminar Flow Nose in the Supersonic Flow

研究グループ

研究代表者：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：学習院大学，戸塚絢子(ayapo@chofu.jaxa.jp)
三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)
東京ビジネスサービス，上田良稲(yueda@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

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

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

本研究において造波抵抗の小さいSears-Haack体(図.1)をもとに変形した機首形状は全11ケースにおよび，その内自然層流化を達成し得るいくつかの形状について境界層遷移解析を行った．最も境界層遷移位置が後退した，つまり自然層流化した形状では遷移位置が全長0.33mの機首に対して0.05m後退することがわかった(図2)．また得られた自然層流機首形状のCFD解析結果を分析することで，目標としていた横流れ不安定が抑制され自然層流化が達成されたことを確認した．また形状を決定するパラメータのパラメトリック・スタディを行うことで非軸対称形状と自然層流効果の関係の傾向を捉えることができた．今後はさらに個体数を増やしより自然層流効果の高い形状を策定するとともに実機スケールの自然層流機首の設計をおこなう予定である．

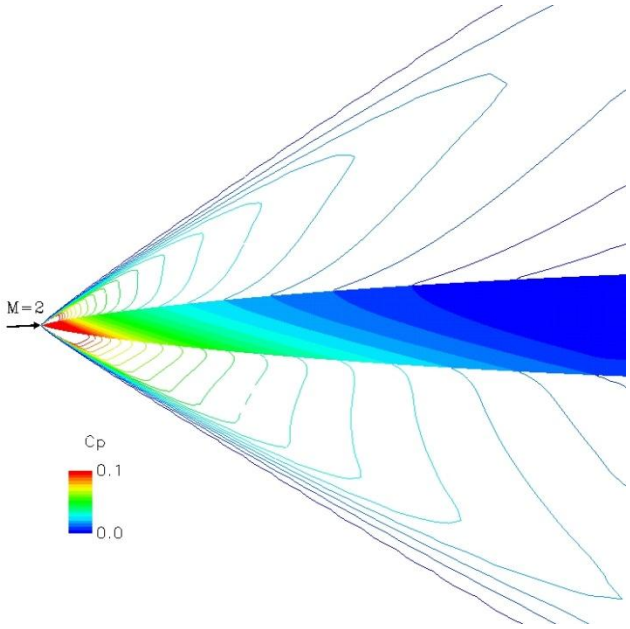


図 1　設計前形状（Sears-Haack 体）の Cp 分布（M=2.0,　α=2deg)

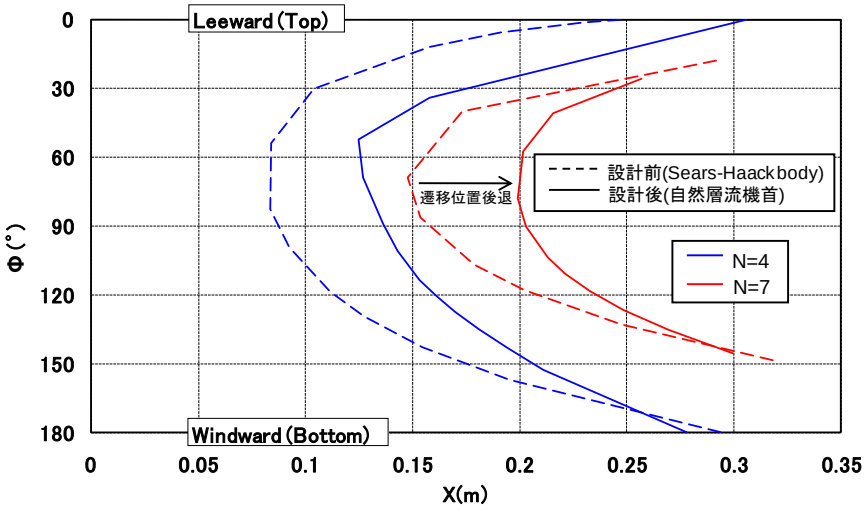


図 2　自然層流機首設計形状の遷移位置予測（等N値分布）:
φは形状 Top line（風下側）を 0°，Bottom line(風上側)を 180° とする

超音速機の自然層流翼の再設計

Re-design of the Natural Laminar Flow Wing for the Supersonic Airplane

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：学習院大学，井上義郁(yoyoyo@chofu.jaxa.jp)
三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

超音速機の開発において空気抵抗の低減は重要な課題の一つである．特に全抵抗のおよそ半分を占める摩擦抵抗の低減には自然層流化（境界層遷移を後退させ摩擦抵抗の少ない層流域の増加させる）が有効な手段として提案されている．主翼の自然層流化はすでに小型超音速実験機(NEXST-1)に適用され，その効果は2005年10月の飛行実験によって実証されている．本研究ではまず当時の設計手法を高効率・高精度化および他機への汎用化を目的として改良した．そこで本計算ではこの改良された自然層流化設計技術を再度NEXST-1と同じ条件の機体に適用することで，その効果を検証することを目的とした．

研究の概要

超音速機の自然層流設計には超音速逆問題設計という手法を適用した．この逆問題設計手法はあらかじめ境界層遷移解析より自然層流化を達成する翼表面の圧力分布（目標圧力分布）を求めておき，この目標圧力分布を達成する翼型を求めることで計算負荷の大きい高精度なNavier-Stokes方程式のCFD解析および境界層遷移解析（安定性解析）で境界層遷移位置を推算することなく自然層流翼の設計を可能にするものである．設計手順はまず初期形状に対してCFD解析用の計算格子を作成し，EulerやNS方程式によるCFD解析を行う．ここで本逆問題設計では翼表面の圧力分布を求めることが目的であるため境界層内の物理量を算出する場合に比べてCFD解析の負荷が小さい．本研究では翼表面の滑らかな圧力分布が容易に得るために構造格子のCFD解析ソルバである“UPACS”を用いた．次に得られた表面圧力分布と自然層流化が達成されると予測した目標圧力分布との差分より形状修正量を求める．形状修正量から新たに翼形状を求め計算格子を作成し再度CFD解析をおこない得られた表面圧力分布と目標圧力分布の差が十分に小さくなるまで，この設計サイクルを繰り返す．従来の手法では修正形状から空間を含めた計算格子の作成には平滑処理を含めて1～2日の期間を要していたため精度をあげることができなかった．そこで上記の処理を自動化することで精度と効率の向上を図った．同時に他機への汎用性も向上させた．

従来の手法で設計されたNEXST-1と同条件の設計を上記の改良された設計手法を適用することでその効果と妥当性を検証した．計算条件は全長11.5m，高度15km，マッハ数2.0，迎角2.0degの飛行試験条件とした．

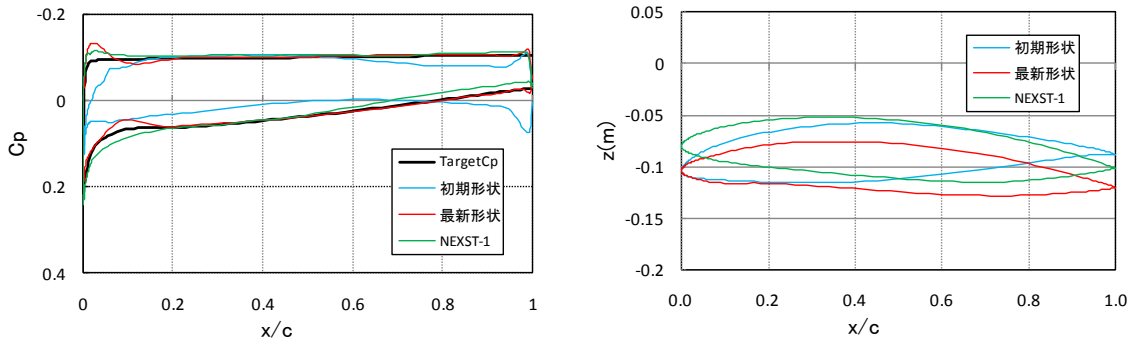
今年度の研究成果の概要

改良された自然層流翼設計手法を適用することに従来の手法では1設計サイクルに1週間を要したものが，設計断面数や設計数を約10倍に増加したにも関わらず1日で行えるようになった．また約4設計サイクルでほぼ収束解が得られることを確認した．従来の手法では7回の設計サイクルを回しており，さらには1回の設計サイクル中で1～4個体の解析を行いその中で最も効果の高いものを次の形状と決めていたため計算負荷が大きかった．本研究では設計の自動化により設計サイクル数の増加が全体の設計スケジュールに与える負荷が小さいため，さらに設計を進めて10設計サイクルをまわしたものを最新形状とした．

図1に初期形状および本研究における最新形状のy/s=50%位置（機軸と翼端の1/2位置）における圧力係数および翼断面形状の比較を示す．ここで従来の手法で設計された結果は“NEXST-1”である．図1(a)の圧力分布で“Target Cp”が上面の自然層流化を達成すると予測された目標圧力分布で，初期形状に比べて最新形状の上面のCp（図中上部）が“Target Cp”に近づいている様子がわかる．

次に得られた“最新形状”が実際に自然層流化を達成しているのか検証するために，JAXAで開発された境界層遷移解析コード”LSTAB”を用いて境界層が層流から乱流に遷移する位置を予測した結果を図.2に示す．自然層流化は翼上面にのみ適用しているため，図は上面の遷移位置を示しており遷移位置が後退すれば自然層流効果が大きいことを示している．初期形状では前縁付近にあった遷移位置が最新形状では後退しており，予測した“Target Cp”および従来の設計手法で多大な時間と労力を要した“NEXST-1”と同等の効果が得られていることがわかる．

以上のことから，改良された設計手法は少ない時間と労力で自然層流効果が得られることが確認できた．今後は実際の旅客機と同等の条件で設計を行う予定である．



(a) 表面圧力分布　　(b) 翼断面形状

図1　y/s=50%位置における設計履歴（M=2.0,　α=2deg)

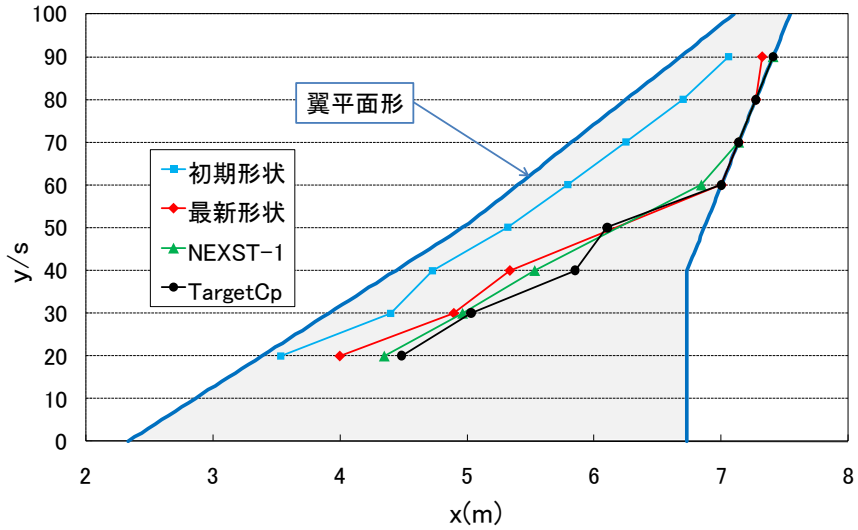


図２　境界層遷移の予測位置

UPACSによるファン騒音予測に関する研究

Fan Noise Simulation for Aircraft Engine Using UPACS

研究グループ

研究代表者：株式会社 IHI，楠田真也(shinya_kusuda@ihi.co.jp)
研究分担者：研究開発本部，賀澤順一(kazawa@chofu.jaxa.jp)
研究開発本部，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)
株式会社 IHI，土屋直木(naoki_tsuchiya@ihi.co.jp)
株式会社 IHI，児玉秀和(hidekazu_kodama@ihi.co.jp)

計算の目的

大規模CFDの計算が可能なUPACSを活用し，航空エンジン用のファン騒音を予測することを目的とする．本研究で対象とするファン騒音は動翼/静翼間のwakeによる翼列干渉音である．

研究の概要

過去に実施したファン騒音実験のrig形態を模擬し，UPACSを用いてファン騒音の予測計算を実施した．今回の対象とするファン騒音は，動翼/静翼間の翼列干渉音であり，翼枚数により発生する音響モードが決まるものである．動翼20枚/静翼30枚のrig形態においては，1BPF騒音について，周方向の音響モードは-10が発生する．この音響モードを対象に予測計算を実施した．

なお，UPACSによるCFD解析については，動翼20枚/静翼30枚の関係で，1/10セクタのモデル，すなわち動翼2枚/静翼3枚のモデルにて非定常な段解析を実施した．

今年度の研究成果の概要

UPACSを用いて大規模CFD計算を実施し，ファン騒音を予測した．過去の実験結果との比較より，妥当な騒音レベルで予測が可能であることを確認した．

また，発生した音響モードについても，ファンダクト内で伝播する/しない等も理論的に妥当なことを確認し，UPACSを用いたファン騒音の予測が可能なことを確認できた．

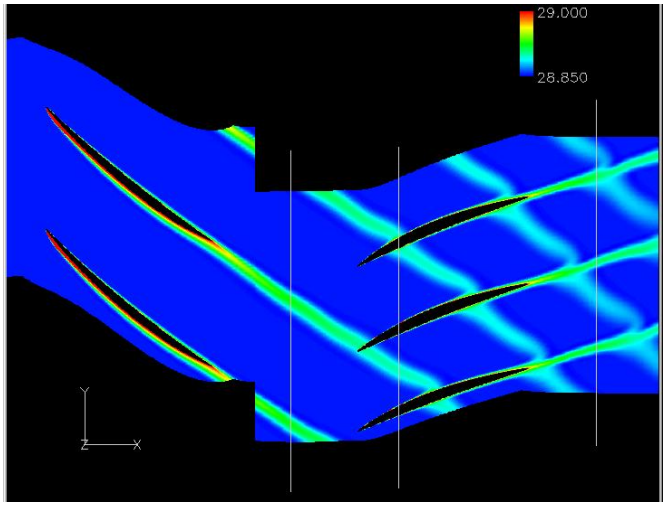


図1　動翼/静翼間でのwakeの様子（エントロピー分布図）

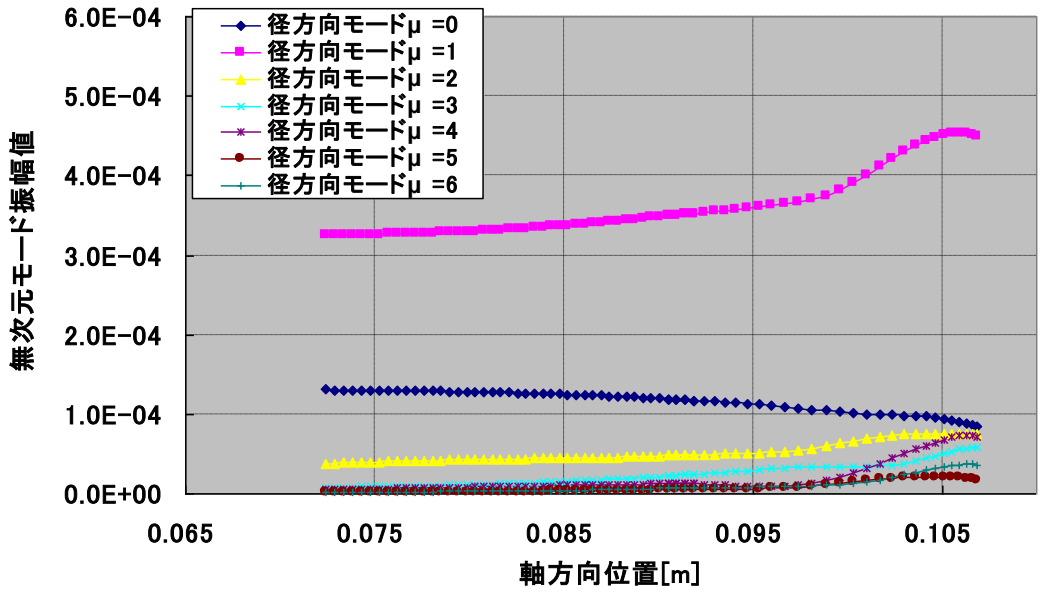


図２　ファンダクト内での音響モードの様子(周方向モード=-10，1BPF)

エンジン先進材料の研究

Application of Advanced Materials to Aircraft Engines

研究グループ

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

計算の目的

実機エンジン部品の応力解析

研究の概要

実機エンジン部品に発生している損傷について，材料検査や数値解析による不具合解析・データベース化を行っている．

今年度の研究成果の概要

実機高圧タービンブレードの応力解析を行うため，2D解析モデルや3D解析モデルの作成を行っている．

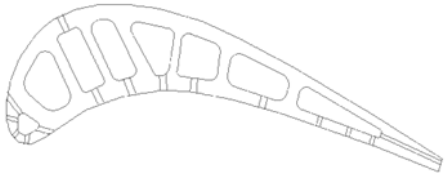


図1　タービンブレードの2Dジオメトリ

低ソニックブーム設計概念実証機（S3CM）の空力設計

Aerodynamic Design of the S-cube Concept Model(S3CM) as a low-boom concept demonstrator

研究グループ

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

計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている低ソニックブーム設計概念実証（D-SEND）プロジェクトにおいて，JAXAが保有する低ソニックブーム設計コンセプト実証のため，空中ブーム計測システムによる高度1kmにおけるブーム計測によりソニックブーム低減効果を確認可能なD-SEND#2供試体（S3CM：S-cube Concept Model）の設計を行い，基本設計形状を定義することを目的とする．

研究の概要

D-SEND#2試験は，図1に示す様に3次元機体形状供試体（S3CM）を成層圏気球で高度約30kmから落下させ，自律制御飛行により計測地点上空まで誘導した上で，供試体が発生するソニックブームを空中ソニックブーム計測システム（ABBAシステム）により地表から高度約1kmの位置で観測する試験である．S3CMは全長約8m，重量約1tonの無人無推力滑空機であり，JAXAが研究開発している低ソニックブーム設計コンセプトを適用して設計され，その適用効果を実証することがD-SEND#2試験の目的であるため，本研究ではJAXAが有するソニックブーム推算技術及びCFD最適設計技術を活用し，低ブーム効果を確認しうる機体形状の設計を行う．

今年度の研究成果の概要

D-SEND#2基本設計において，JAXAが保有する低ソニックブームコンセプトを適用するとともに，研究開発を進めているCFD最適設計技術を活用してS3CMの基本設計形状を定義した（図2）．機首部にはJAXAが日本と米国で特許を保有している非軸対称低ブーム機首形状（特許第3855064号）を適用し，下面に凸・上面に凹の形状とすることで低抵抗と低ブームの両立を図っている．主翼平面形は設計期間短縮のため，静粛超音速研究機（S3TD）と類似とすることでS3TDの基本設計成果を最大限活用した．一方，主翼Warp設計は巡航トリム条件下での低抵抗／低ブーム多目的最適設計を実施して決定した．主翼取付角と内翼捻り角，内翼キャンバを設計変数としてEuler CFD解析によりサンプル個体の空力特性及びブーム特性を推算し，その結果を元に作成したKriging曲面上で多目的最適設計を実施した結果として主翼翼型を決定した．後胴部及び水平尾翼設計には，JAXAが特許出願している後端ソニックブーム低減コンセプト（特開2009-12686）を適用し，後胴部下面の凸部及び逆キャンバをつけた水平尾翼により後端ソニックブーム低減化とトリム特性の両立が実現されている．

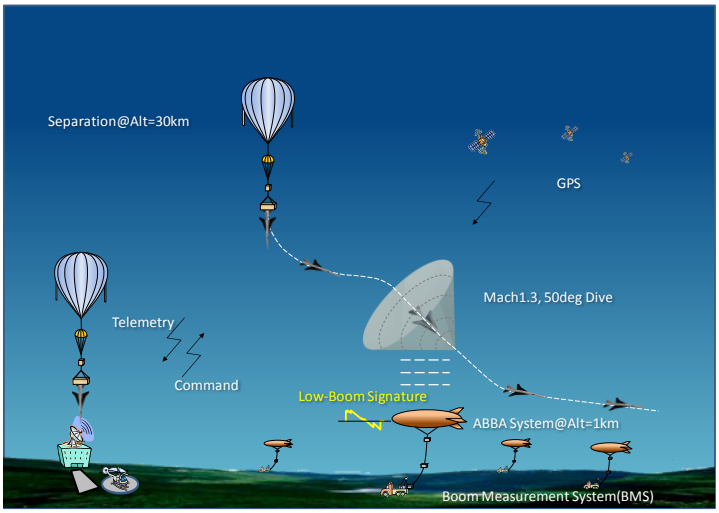


図 1　D-SEND#2 試験概要

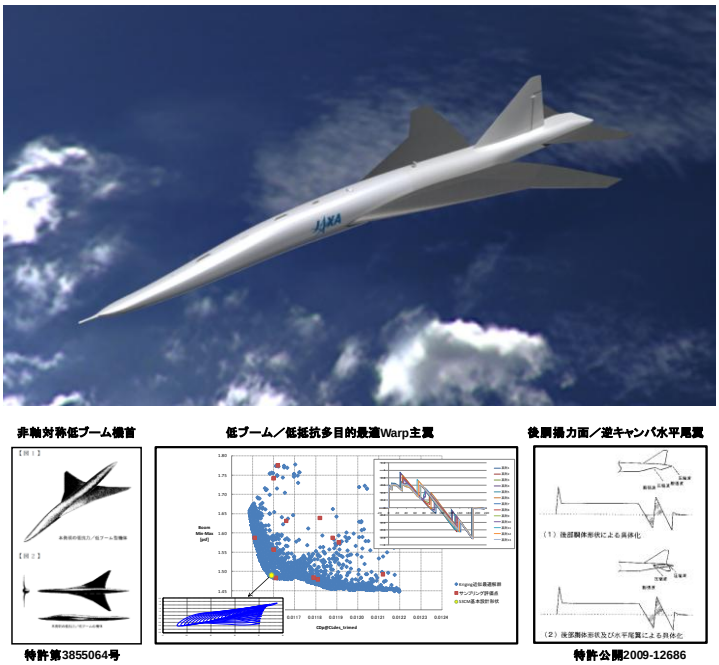


図 2　S3CM 基本設計の概要

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 牧野好和，牧本卓也，石川敬掲，「成層圏気球を用いた低ソニックブーム実証試験(D-SEND)の空力形状設計」第 48 回飛行機シンポジウム，2010 年 12 月.

低ソニックブーム設計概念実証機（S3CM）の空力解析

Aerodynamic Analysis of the S-cube Concept Model(S3CM)

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，牧野好和(makino.yoshikazu@jaxa.jp)
研究分担者：三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)
三向ソフトウェア開発株式会社，筧由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている低ソニックブーム設計概念実証（D-SEND）プロジェクトにおいて，D-SEND#2供試体（S3CM：S-cube Concept Model）のソニックブーム特性を推算し，低ソニックブーム設計概念の実証可能性を確認するとともに，自律制御飛行可能性を評価するために空力特性を評価するためのCFD解析を実施し，空力データパッケージを整備することを目的とする．

研究の概要

D-SEND#2試験は，3次元機体形状供試体（S3CM）を成層圏気球で高度約30kmから落下させ，自律制御飛行により計測地点上空まで誘導した上で，供試体が発生するソニックブームを空中ソニックブーム計測システムで観測してその低ソニックブーム設計コンセプトを確認する試験である．本研究ではそのソニックブーム特性を高精度近傍場圧力波形推算ツールを用いて推算し，低ブームコンセプトの実証可能性を確認する．また，S3CMの空力性能をCFD解析により推算し，自律制御飛行能力を評価するための空力モデルを整備する．

今年度の研究成果の概要

D-SEND#2基本設計において，S3CMはJAXAの低ソニックブーム設計コンセプトを適用して設計されたが，設計時にはシングルブロック構造格子によるEuler CFD解析で推算された近傍場圧力波形をもとにソニックブーム波形を推算していた．その際，機体下方へ伝播するソニックブームに与える影響は小さいであろうということで垂直尾翼は無視して推算を行っていたこともあり，D-SEND#2試験によって低ブームコンセプトが実証可能であることを確認するには，より高精度な推算ツールによって設計検証を行う必要があった．そこで2009年度にJAXAで整備した非構造／構造重合格子法を用いた近傍場圧力波形解析を実施した．非構造／構造重合格子法は機体周囲では複雑形状への対応に優れた非構造格子法（TAS）を用いて解き，機体から離れた場所では衝撃波捕獲に優れたマルチブロック構造格子法（UPACS）を用いて解く手法で，両ツールのインターフェース部では物理量補間によって連続性を確保するものである．図1にS3CMを非構造／構造重合格子法で解いた結果の概要を示すが，本解析により基本設計における低ソニックブーム設計の妥当性が検証された．一方，設計条件で発生するソニックブームを観測するためには，気球から分離されたS3CMを自律飛行にてソニックブーム計測システム上空まで誘導する必要があり，その誘導制御設計のための空力特性モデル構築にはCFD解析技術を最大限活用した．基本縦特性はFig.2に示す様にTAS NS解析を用いて推算し，横特性や舵効き特性はTranairを用いたフルポテンシャル解析により推算した．これらCFD推算により求められた空力特性をS3CM空力データパッケージとしてまとめた．

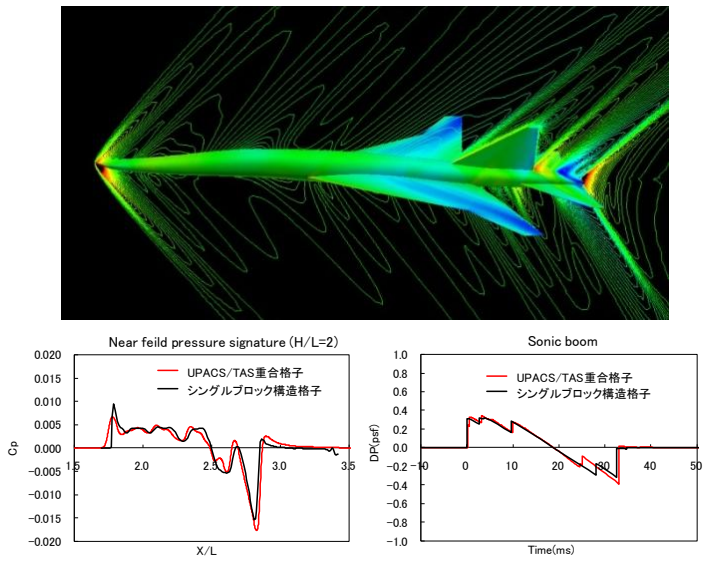


図１　D-SEND#2 低ソニックブーム設計検証

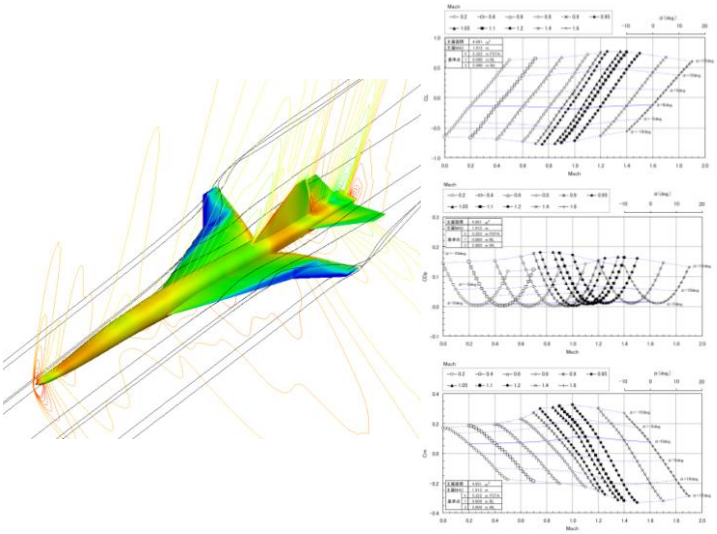


図２　S3CM 空力特性推算（NS 解析結果）

構造／非構造重合格子法を用いたコンコルド模擬形状のソニックブーム解析

Sonic-boom analysis of a Concorde type airplane using structured/unstructured overset grids method

研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，牧野好和(makino.yoshikazu@jaxa.jp)
研究分担者：三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)
三向ソフトウェア開発株式会社，筧由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている静粛超音速機技術の研究開発において，低ソニックブーム設計技術の核となるソニックブーム推算のために開発した構造／非構造重合格子法による高精度近傍場圧力波形推算技術を検証することを目的とする．

研究の概要

超音速機が発生するソニックブームを推算するには，機体が発生する衝撃波による機体近傍場での圧力波形を正確に推算し，その波形を長距離非線形音響伝播解析ツールにより地上まで外挿する必要がある．機体近傍場における圧力波形を正確に推算するには，複雑な機体形状周りの流れ場を正確に解くと同時に，機体から離れた場所での衝撃波も正確に捕える必要がある．そこでJAXAでは機体周囲は複雑形状の表現に適した非構造格子ベースのTASツールを用い，機体から離れた場所では衝撃波捕獲性能に優れた構造格子ベースのUPACSを用いる構造／非構造重合格子法を開発した．本研究ではこの近傍場圧力波形推算ツールを用いたソニックブーム推算精度を検証するために，ソニックブーム強度が知られている超音速旅客機コンコルドの模擬形状のソニックブーム推算を実施し公開されている計測データとの比較を行った．

今年度の研究成果の概要

本研究では構造／非構造重合格子法による地上ソニックブーム強度の推算対象を第1世代SSTの代表であるコンコルドを模擬したコンコルド模擬形状とした．ただしコンコルドの詳細な形状データは非公開であるため，関連する文献の技術的内容を基にコンコルドに近い形状を独自に設計したため“コンコルド模擬形状”と呼ぶ．このコンコルド模擬形状の主な諸元は全長62m，翼幅25.56m，アスペクト比1.6で巡航マッハ数は2.0である．機体近傍での解析結果及び機体長の2倍下方（H/L=2.0）における圧力波形を図1に示す．本解析結果を得るまでに，非構造格子の密度感度解析，構造格子の密度感度解析，及び構造／非構造格子間のインターフェース面の検討を実施し，それぞれ適切と考えられる設定で解析を実施している．この近傍場圧力波形を入力波形として長距離非線形音響伝播解析ツールの1つであるThomas法を用いて地上におけるソニックブーム圧力波形を推算する．公開されているコンコルドのソニックブーム強度データのうち，飛行条件が記載されているものとしてNASA Fact Sheetのデータと文献のスキャンデータを比較対象に選んだ．Fig.2にその比較を示すが，NASA Fact Sheetの飛行条件（M=2.0， H=52，000ft）で水平定常飛行（C_L=0.1）していると仮定した推算値は先端ピークで約1.9psf（地面反射係数は経験値であるK_R=1.9を使用）となりFact Sheetの値とほぼ一致した．もう1つの文献データでは飛行高度（H=45，000ft）のみが記載されていたが，M=2.0，CL=0.1の水平定常飛行を仮定して推算した推算地上波形（KR=1.9）は，スキャンした波形と先端ピーク値では良く一致した．ただし後端ピーク値及び波形の持続時間を小さく推算しており，その原因が本推算ツールによる近傍場圧力波形推算精度にあるのか，コンコルド模擬形状と実機との形状の相違，あるいはフロースルーナセルの取り扱いに起因するのかは判断できない．

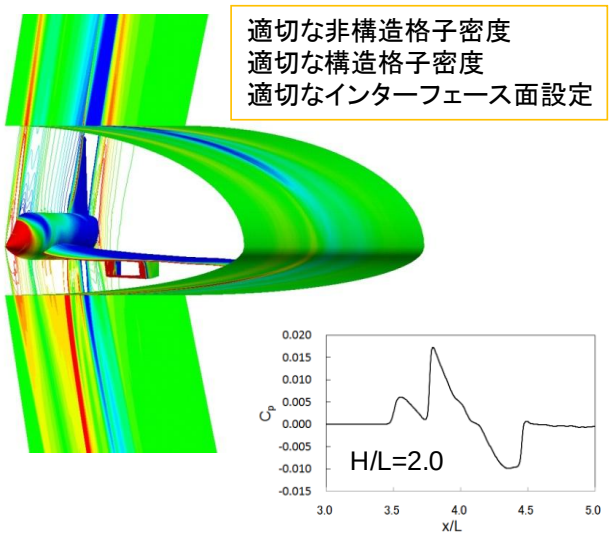
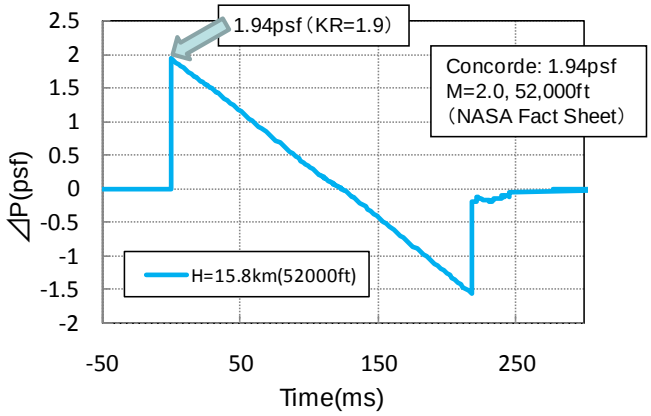
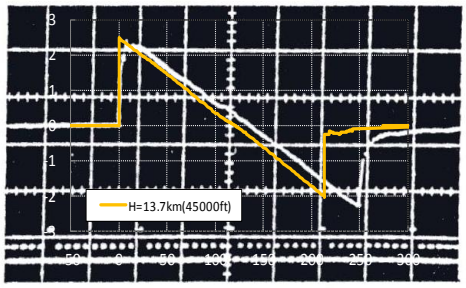


図 1　コンコルド模擬形状機体近傍場解析結果





Altitude 45 000 ft

Altitude ft	Characteristic overpressure N/m²	Characteristic overpressure lbf/ft²	Signature interval msec
37 000	120	2.5	254
45 000	110	2.3	275

図 2　コンコルド模擬形状ソニックブーム推算結果

研究成果の公表状況

1) 石川敬掲，牧野好和，吉田憲司，大平啓介，「構造／非構造重合格子法を用いたコンコルド模擬形状のソニックブーム解析」流体力学講演会／ANSS2010，2010 年 6 月．

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，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：航空プログラムグループ，山根 敬(yamane@chofu.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，大庭芳則(yoshinori_ooba@ihi.co.jp)
株式会社 IHI，楠田真也(shinya_kusuda@ihi.co.jp)

計算の目的

ターボファン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

ファン動翼の変形とともに移動変形する計算格子とそれに適合する数値計算法を用い，JAXA 遷音速ファン試験機について回転数や背圧をパラメータとするフラッタ特性の変化をどうすうちシミュレーションにより調査した．動翼チップクリアランスや後置静翼列の有無によるフラッタ特性の変化についてもケーススタディにより調査を行った．

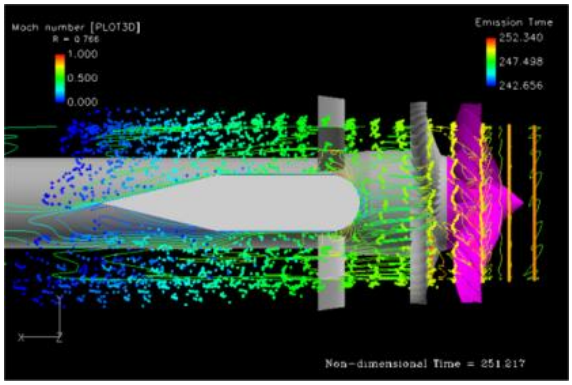


図 1　パイロン周りの流れ（流線）

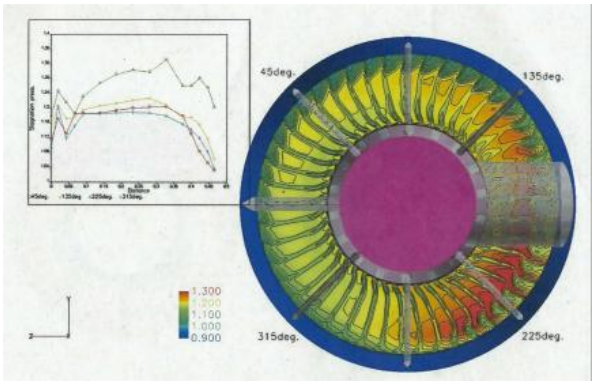


図 2　パイロン上流の全圧損失分布

研究成果の公表状況

1) Unsteady Three-dimensional Simulation Research of Fan-OGV-Strut-Pylon Interaction in Japanese ECO Engine Project, Y. OOBA, T. MUROOKA , T. YAMANE, O. NOZAKI and T. ISHIYAMA

液膜式気流噴射弁におけるスワーラ角が噴霧特性に与える影響

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

研究グループ

研究代表者：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，山口健太(yamaguchi.kenta@jaxa.jp)
株式会社エイ・エス・アイ総研，中村直紀(nakam@chofu.jaxa.jp)
株式会社エイ・エス・アイ総研，飯野淳(jiino@chofu.jaxa.jp)
株式会社数値フローデザイン，張 会来(zhang@nufd.jp)

計算の目的

液体燃料を用いるガスタービン燃焼器の出口温度分布を高精度で予測可能とするために，逆旋回スワーラで構築される液膜式気流噴射弁の下流の噴霧流れを解析し，試験結果との比較及びモデルの改良等により予測精度を向上させる．

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

内側旋回角(ISA)， 外側旋回角(OSA)をそれぞれ変化させた9ケースについて噴霧分裂計算を行った．実験結果との比較から， CFDが噴霧の噴射角に関して実験結果をよく再現していることが分かった．

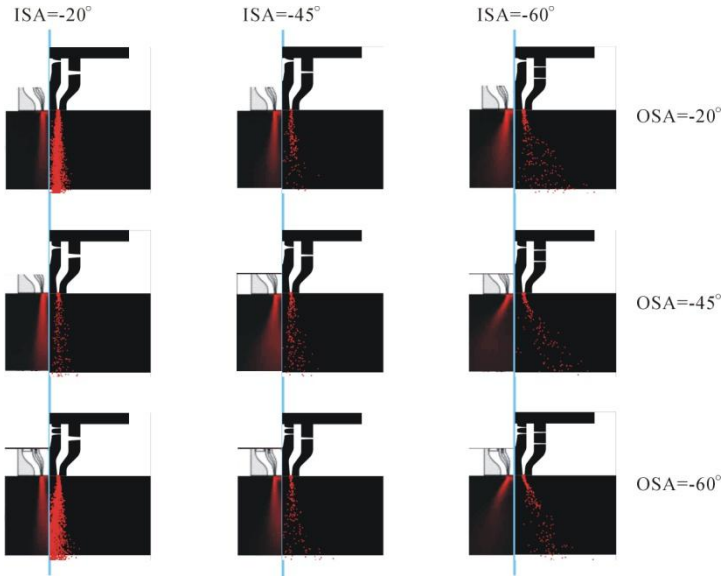


図1 y=0断面における噴霧噴射角の比較(左側：Mie散乱(実験)， 右側：粒子分布(CFD)

燃焼器内部流れ解析

Numerical simulation of the flow in a combustor

研究グループ

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

計算の目的

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

研究の概要

現在のジェットエンジンの設計では，圧縮機や燃焼器等，各要素単体の CFD 解析が使用されているが，各要素の要素間干渉をどう扱うかが重要な課題となっている．要素間干渉を考えた場合，燃焼器コードとしては圧縮機から供給される空気に流量や圧力の変化が現れたときに燃焼状態が変わり，その結果として，出口の温度分布や排出特性が変化することを再現できることが重要である．

本件休は，そのような非定常かつ，複雑な燃焼場を精度よく短時間で解析しうるコードを開発することを目的としている．

今年度の研究成果の概要

昨年度解析したライナ内のLES燃焼解析を継続し，非定常現象を捕らえた．フルアニュラー燃焼器（図1）を対象に，平均および分散を算出すること（図2），解析結果から動画などを作成することが可能であると確認した．解析の結果は燃焼器内において，場所によってタイムスケールが大きく異なること，バーナ近辺において，気流によって温度分布が大きく変動する現象が再現できた．

尚，ライナへの空気配分を計算するためには，更に，ライナ周りのケーシングを含んだ計算格子（セル数6000万弱）を作成し，燃焼解析を開始した．

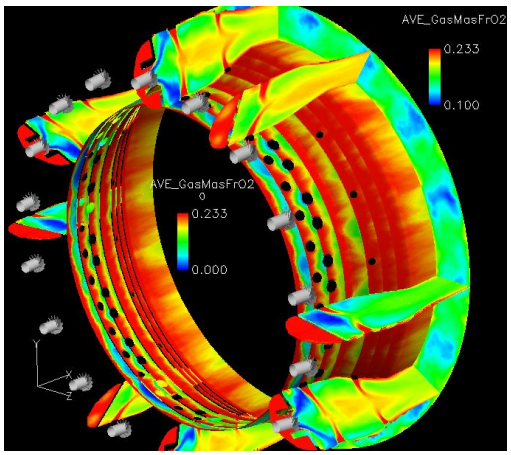


図1　航空エンジン用燃焼器における酸素分布

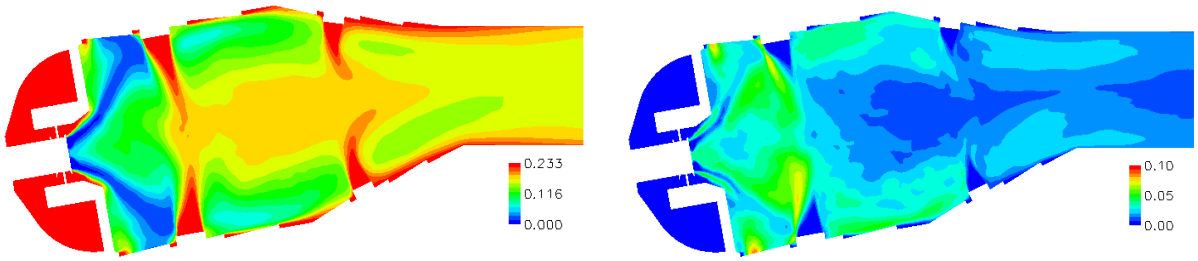


図２　航空エンジン用燃焼器ライナ内の酸素分布（左：平均，右：分散）

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：航空エンジン技術開発センター エンジン性能解析セクション，
野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
研究分担者：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)

計算の目的

新エコエンジン用の燃焼器の上部構造であるカウル周辺の最適形状の設計・選定を実施する．

研究の概要

(1) 前年度 2 次元計算で選定・設定した新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を 3 次元化し，UPACS の重合格子を用いて CFD 計算を実施する．
(2) 計算結果により設定形状の妥当性を判断する．

今年度の研究成果の概要

今年度は，3 次元 NS（SA モデル）の CFD 計算により，新エコエンジン仕様に合わせたカウル周辺の最適形状の性能（圧力損失と流れの状況）の確認計算を実施した．

なお，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ある．

計算の結果，前年度選定した 2 次元形状の CFD 計算結果に比較し，流れがアウタ側に偏り，インナ側の流れは，プリディフューザ内で剥離していた．これは組み立て時に，燃料ノズルを外部より差し込み通過させるために開けたカウルの穴，およびケース側の空間がバイパスとして作用し，外側に流れやすくなったためであると考えられる．図 1 に速度コンターを示す．

一方，希釈孔付近における総圧損失は剥離側にも関わらず，インナ側で少ない．アウタ側では燃料ノズルのステムが流れを阻害し，アウタ側希釈孔に至る流れに迂回が見られ，この流れの阻害が損失を増大させているものと考えられる．

いずれにしても，圧力損失は 0.7%～1.5%と設計値以下に抑えられており，実機に適用可能な形状であることが確認された．図 2 に静圧分布を示す．

なお，インナ側の流れの剥離を抑制するには，これまでの本研究の経験からカウルの最頂点位置を，インナ側に下げることで改善すると予想され，これを計算したところ，図3に比較し，図4に示すように剥離は大幅に改善された．しかし，総圧損失の値は若干改善されたが大差はなかった．アウタ側の損失をさらに低減するには，燃料ノズルのステムの形状や組み立て方法を工夫する必要があると考えられる．

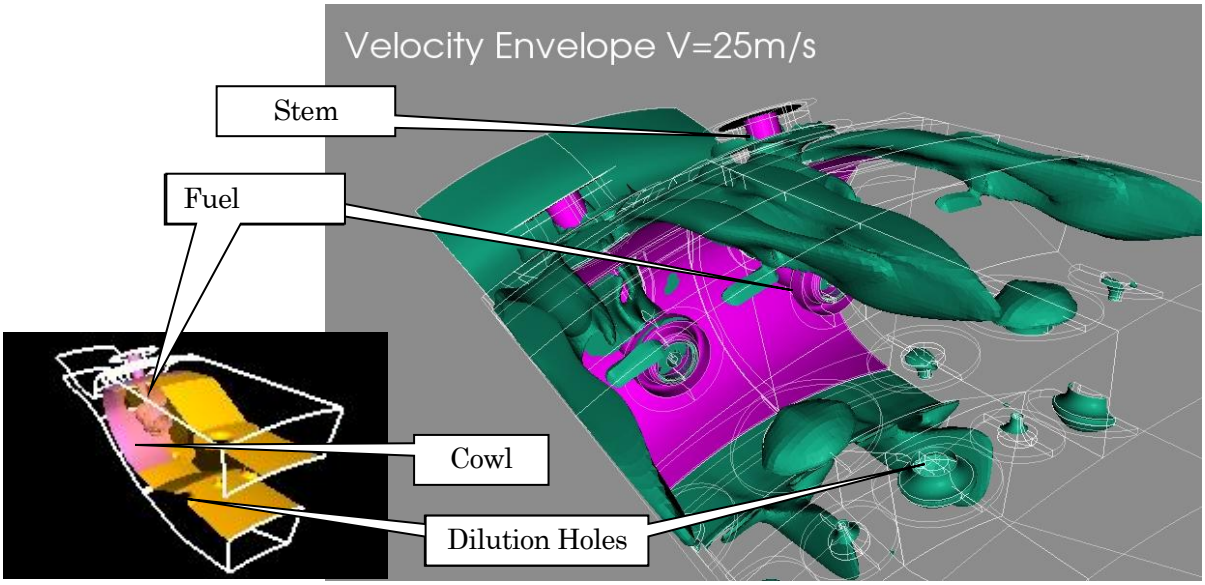


図 1　選定形状　計算結果（速度コンター）

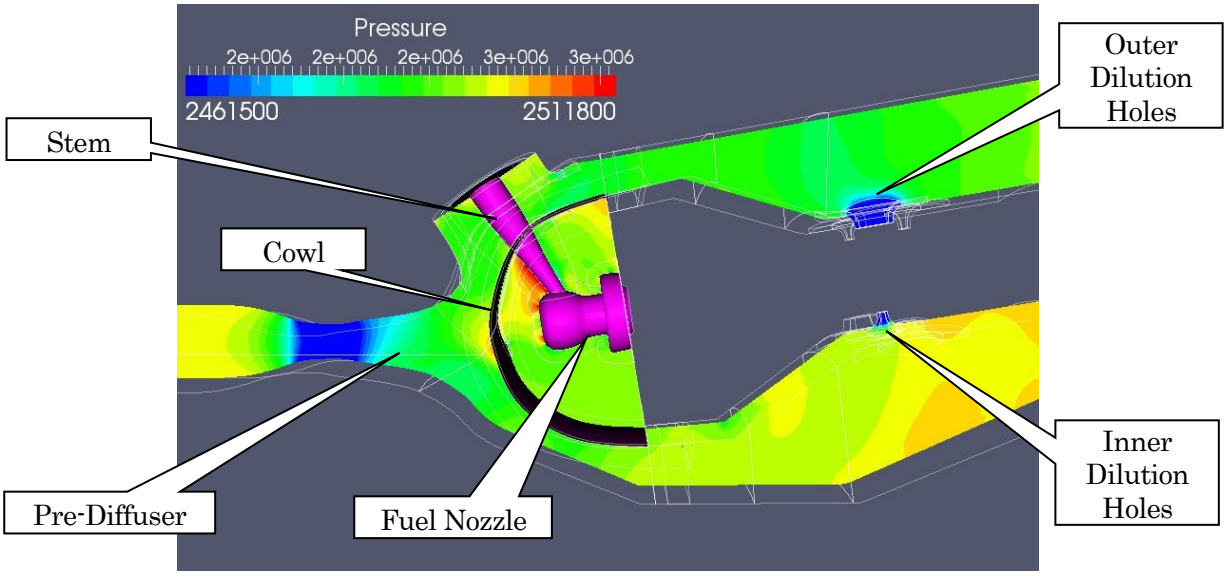


図 2　選定形状　計算結果（静圧[Pa]分布）

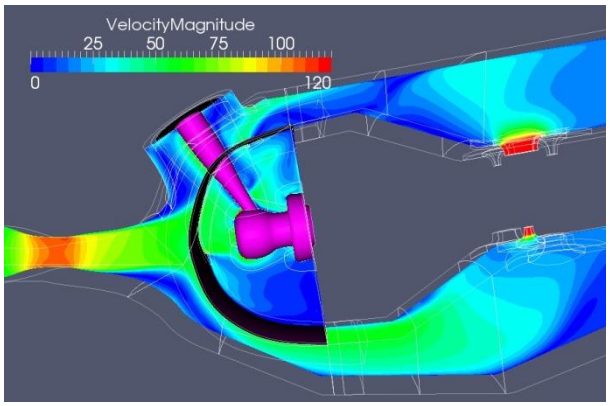


図 3　選定形状　速度分布

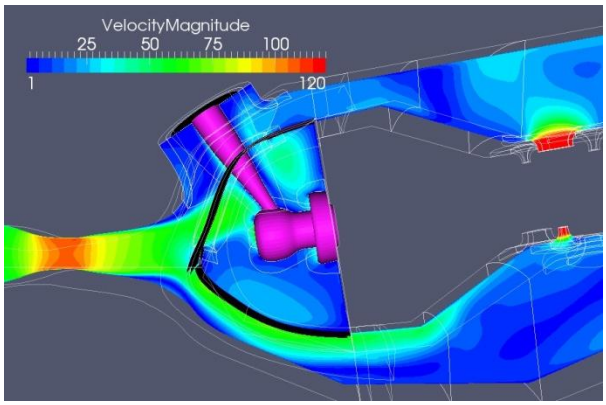


図 4　カウル修正形状　速度分布

学際シミュレーションによる高精度なパラシュートの設計開発

Study for Precise Design of a Parachute based on Multi-disciplinary Analysis

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所　宇宙航行システム研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)
研究分担者：東京農工大学，新井紀夫(arai@cc.tuat.ac.jp)
東京農工大学，高橋 俊(takahass@cc.tuat.ac.jp)

計算の目的

現在，空力減速手段の一つとして広く用いられているパラシュートだが，その性能と設計には未だに研究開発の余地がある．2008年には惑星探査機の着地用パラシュートが実験で展開せず，機体が地表に衝突し大破している．これまでは現象の複雑さから実験的な研究が多く行なわれていたが，より詳細に現象を把握するためには数値シミュレーションの活用が時間的，コスト的にメリットが大きい．そこで本研究では，多分野連成解析を応用してパラシュートの設計開発を行なう．

研究の概要

パラシュート周りの流体解析，構造解析，運動解析，またそれらを統合した連成解析を行なう．解析手法にはそれぞれ非圧縮性Navier-Stokes方程式による流体解析，2次元有限要素法による構造解析，運動方程式による運動解析を用いる．また，これらを統合した連成解析は弱連成手法を用いて実施する．これによってパラシュートの自由落下の最中における挙動と物理現象を調査する．その後，より安全性と安定性に優れたパラシュートを設計すべく，多分野を連成した数値解析に基づいた遺伝的アルゴリズムによる最適設計を行ない，より高精度な設計を実施する．

今年度の研究成果の概要

2次元，3次元の流体解析ツールの検証と応用，また運動方程式との流体運動連成解析を行ない，パラシュート周囲に生じる渦と運動の連成現象を確認した．また，パラシュートが自由落下する際に，パラシュートの傘体部上面での付着流れにおいて生じる低圧部によって，パラシュートの運動方向が著しく制約される場合があることを確認した．より安定性に優れたパラシュートを設計するためにはこの付着流れの発生を抑制する必要があり，今後の設計に対する知見を得た．

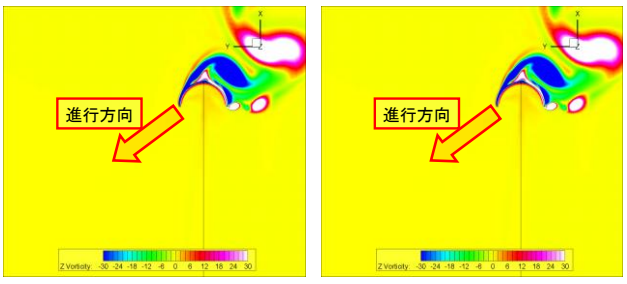


図1　自由落下する2Dパラシュート周りの瞬時渦度場

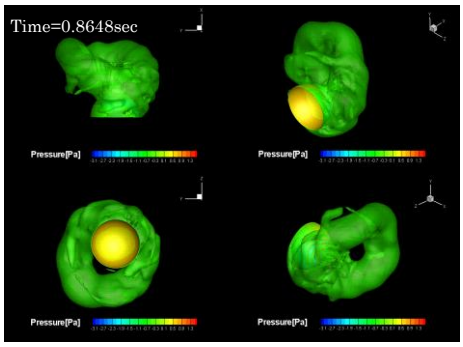


図 2　自由落下する 3D パラシュート周りの瞬時渦度場

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Nakamura, T., Takahashi, S., and Arai, N., "Three-dimensional motion analysis of a free descent parachute-like body", AIAA 21th ADS Conf., Dublin, Ireland, May 2011.

査読なし論文

2) 中村健史，高橋 俊，新井紀夫，"自由落下するパラシュートの3次元運動解析"，第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010，鳥取
3) 中村健志，高橋 俊，新井紀夫，"自由落下するパラシュート周りの流れ場の解析"，第 24 回数値流体力学シンポジウム，2010，横浜

低速におけるエンジン尾排と機体の干渉に関する数値解析

Numerical Simulation for Aerodynamic Interference of Nozzle Exhaust on Airframe

研究グループ

研究代表者：諏訪東京理科大学システム工学部システム工学科，雷　忠(lei@rs.suwa.tus.ac.jp)
研究分担者：諏訪東京理科大学システム工学部システム工学科，
伊澤浩輝(jg207003@ed.suwa.tus.ac.jp)
諏訪東京理科大学システム工学部システム工学科，
木村俊彦(jg207023@ed.suwa.tus.ac.jp)

計算の目的

機体と推進系の統合解析技術を確立するため，エンジン排気と機体の干渉による空力特性への影響を着目し，離陸条件におけるエンジン排気を模擬した高精度数値解析手法の開発することを目的とする．

研究の概要

本研究では東北大学で開発した3次元ハイブリッド非構造格子有限体積法Euler/Navier-Stokes ソルバTASを用いて行った．研究のアプローチとしては，JAXAにて実施された風洞試験結果と比較・検証を行い高精度解析手法の確立を目指した．本年度は，ジェット排気付近での解像度を向上させることに着目し格子解像度を改善させ，解析を実施した．

今年度の研究成果の概要

CFD 解析によりエンジン排気の干渉効果を詳細に調べることができた．定性的に風洞試験と CFD では同様な結果が得られたが，CFD 解析では排気干渉効果を過大に評価する傾向がある．これはノズル排気が数値粘性で拡散され，機体への干渉が強くなることが原因と推測される．

機体後部付近の中央対称面におけるマッハ数分布を見ると，ノズル出口の圧力比（NPR）が小さい場合，ノズル内部に衝撃波が壁面乱流境界層と干渉し複雑な流れが形成されている．また，高いNPRの場合，ノズル出口ではジェット流れと外部流れに大きな速度差が生じ薄いせん断層が形成されていることがわかる．このような流れ場においては解析精度を向上させるため，局所的に格子解像度を高めることが必要があると考えられる．

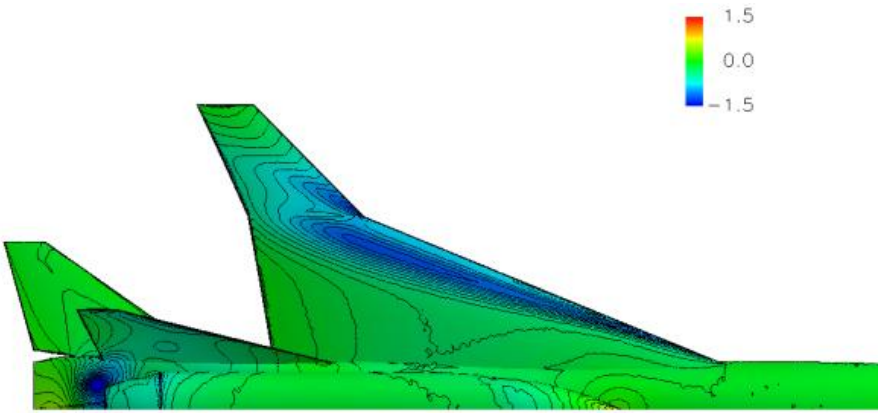


図1　エンジン排気時の機体周りの表面静圧分布(α=10.08deg,　NPR=1.854)

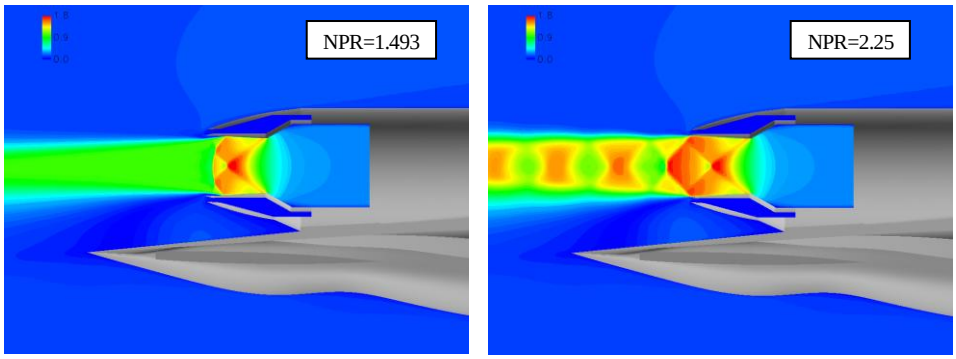


図 2　機体中央対称面（Side view）におけるマッハ数の分布（α=10.08deg）

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 雷 忠，村山光宏，郭 東潤，野口正芳“低速におけるエンジン尾排と機体の干渉に関する数値解析の検証”，日本航空宇宙学会第 42 期講演会，2011.4.

SRB-A 噴煙の CFD

CFD analysis of SRB-A exhaust plume

研究グループ

研究代表者：輸送本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター,
杵淵紀世志(kinefuchi.kiyoshi@jaxa.jp)
研究分担者：ISAS，安部隆士(abe.takashi@jaxa.jp)
ISAS，船木一幸(funaki.ikkoh@jaxa.jp)

計算の目的

H-IIA/B では SRB-A 噴煙と通信波の干渉（噴煙損失）が問題となっており，これには噴煙中のプラズマ（自由電子）が関与している．噴煙損失の定量予測には，噴煙中のプラズマ密度等の計算が必須となる．本研究の目的は，SRB-A 噴煙中のプラズマ生成メカニズムやその分布の特徴を把握し，噴煙中のプラズマ密度を高精度で見積もることにある．

研究の概要

Fluentを用いEDC燃焼モデル（素反応として31化学種52素反応を考慮し，乱流モデルとして Realizable k-ε モデルとSST k-ω モデルを用いた）によるプラズマ密度等の計算を行った．

今年度の研究成果の概要

解析の結果，下記の結論を得た．

(1) Realizable k-ε モデルでは過去の実験等から予測されたとおり，反応はノズル内部および噴煙のノズル出口近傍ではほぼ凍結した．一方，SST k-ω モデルではスロートで反応が進行し，凍結が崩れる結果となった．
(2) 過去の実験等から，噴煙中の Mach ディスク下流では反応は非平衡性を呈することが予測されているが，Realizable k-ε モデルでは非平衡性は現れず，一方，SST k-ω モデルでは非平衡性が現れた．さらに両者では Mach ディスクの形状が大きく異なった．
(3) 過去の実験等から予測されたとおり，噴煙境界での周囲空気との混合・再燃焼（アフターバーニング）がプラズマ生成に強く影響し，これは下流で特に発達することが示された．
(4) Realizable k-ε モデルでは Mach ディスク下流の乱れが再燃焼層で生成されたプラズマを巻き込み，Mach ディスク下流全域でプラズマ密度が上昇する現象が認められた．
(5) ノズル出口近傍の再燃焼層は実験結果から予測されるものより過大に評価されており，乱流モデル，燃焼反応モデルについて今後検討が必要である．

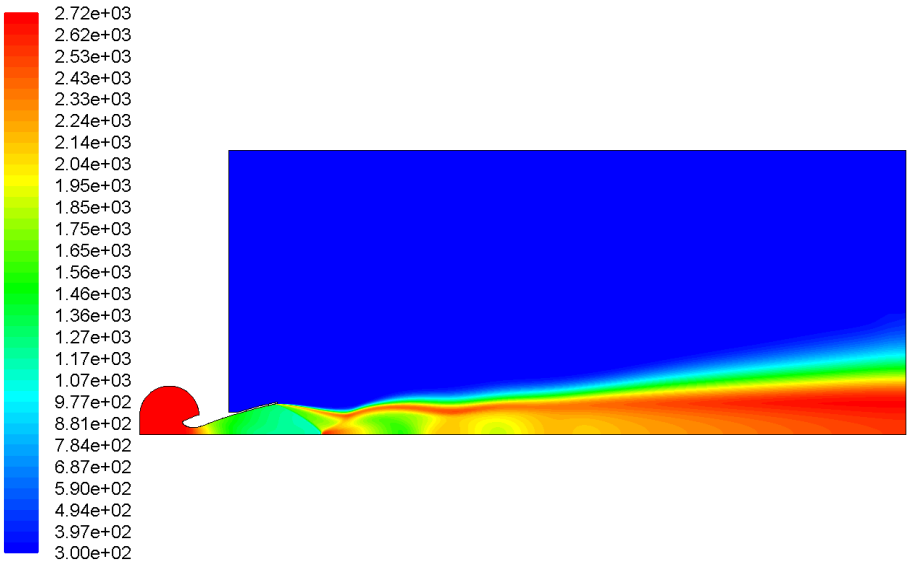


図 1　SRB-A 噴煙温度分布（燃焼圧 4.5MPa，Realizable k-ε 乱流モデル）

研究成果の公表状況

1) K. Kinefuchi, I. Funaki, T. Shimada and T. Abe, "Numerical Prediction of Microwave-Rocket Plume Interaction," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Miyazaki, Japan, AJCPP 2010-144, 2010.

乱流モデルの旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内流における適応性の評価

Adaptivity Estimations of Turbulence Models for Swirling Typed Hybrid Rocket Chamber

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系，嶋田徹(shimada.toru@jaxa.jp)
研究分担者：東京大学大学院 工学研究系，本江幹朗(tt107393@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

計算の目的

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内の数値解析に向けて，旋回流対応乱流モデルの性能評価のため，ボルテックス・チューブに対する検証計算を行う．

研究の概要

ハイブリッドロケット燃焼器は大推力を発揮しづらい，燃焼効率が悪いなどの問題が存在し，実用化においてはその解決が不可欠である．酸化剤旋回流型は対策の一つであり，形成された旋回流が燃料後退速度を向上させ，燃料と酸化剤の促進し性能を向上させる．本研究の目的はこの種の燃焼器内部の詳細な数値解析を行うことである．こういった解析には乱流のモデリングとして渦粘性モデルがよく用いられるが，単純な渦粘性モデルでは旋回流を正確に再現できないことがよく知られている．そこで本研究では旋回流に対応した渦粘性モデルを用い，ボルテックス・チューブの実験結果を解析対象としてそのモデルを比較，検証する．

今年度の研究成果の概要

標準モデルと改良モデルによるボルテックス・チューブの解析を行った(図1)．改良モデルの周方向マッハ数の結果において，一部標準モデルにより改善点が見られるも(図2)，他の温度分布等では実験とかけ離れた結果になった．この時，渦粘性係数は分子粘性係数と比較しても非常に低い値であり流れが層流化したことにより上記のような結果になったと予想される．今後，渦粘性係数の過剰減少について調査し改善することでモデルの予測精度を高めていく予定である．

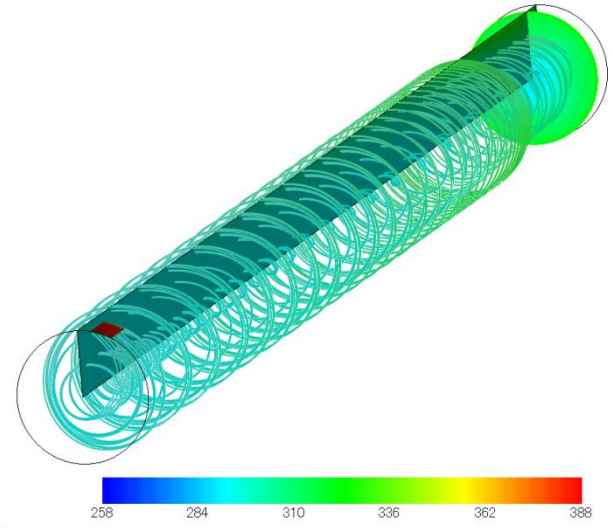


図1　流線と温度コンタ

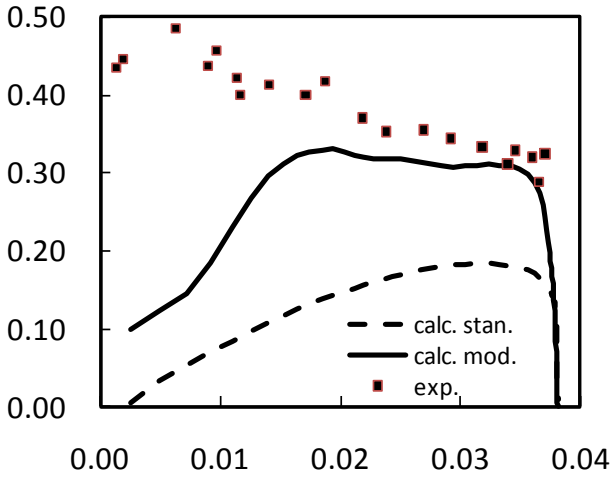


図２　周方向マッハ数の比較

研究成果の公表状況

1) 宇宙輸送シンポジウム2011
2) 第51回航空原動機・宇宙推進講演会

固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発

Advanced Computer Science on SRM Internal Ballistics

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)
研究分担者：㈱ IHI エアロスペース，福永美保子(m-fukunaga@iac.ihi.co.jp)
㈱IHI エアロスペース，淺川弘也(hiroya-asakawa@iac.ihi.co.jp)
東海大学工学部，高田智弘(1bmjm019@mail.tokai-u.jp)

計算の目的

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

研究の概要

固体推進薬はバインダに酸化剤粒子や金属粒子の混ざった不均質な物質であり，注型時の挙動や推進薬流動が要因と考えられる局所燃焼速度分布について明らかになっていない．本研究では，注型挙動をシミュレートするために必要な粘度モデルの推定と 3 次元注型解析を実施することで，小型モータの局所燃焼速度変動として知られている Mid-Web Anomaly 現象と推進薬流動との関連について理解し，局所燃速相関データベースを構築する．これらによって，推進薬注型挙動による局所効果等を反映した燃焼圧力予測（内部弾道予測）を可能とする数値解析システムの開発を行い，最終的には実機大モータに局所燃速相関を適用した場合の燃焼圧力に対する影響等を明らかにする．

今年度の研究成果の概要

小型モータを対象に注型方法や推進薬粘度をパラメータとした3次元注型解析を実施した（図1）．解析結果より抽出した等時刻面分布と別途実施した要素試験結果との比較より局所燃焼速度相関データベースを構築した．さらにこれを燃焼圧力予測解析コードに組み込むことで，注型解析による局所燃焼速度分布を反映した燃焼圧力履歴予測解析を実施した結果，Mid-Web Anomalyの兆候を確認した（図2）．

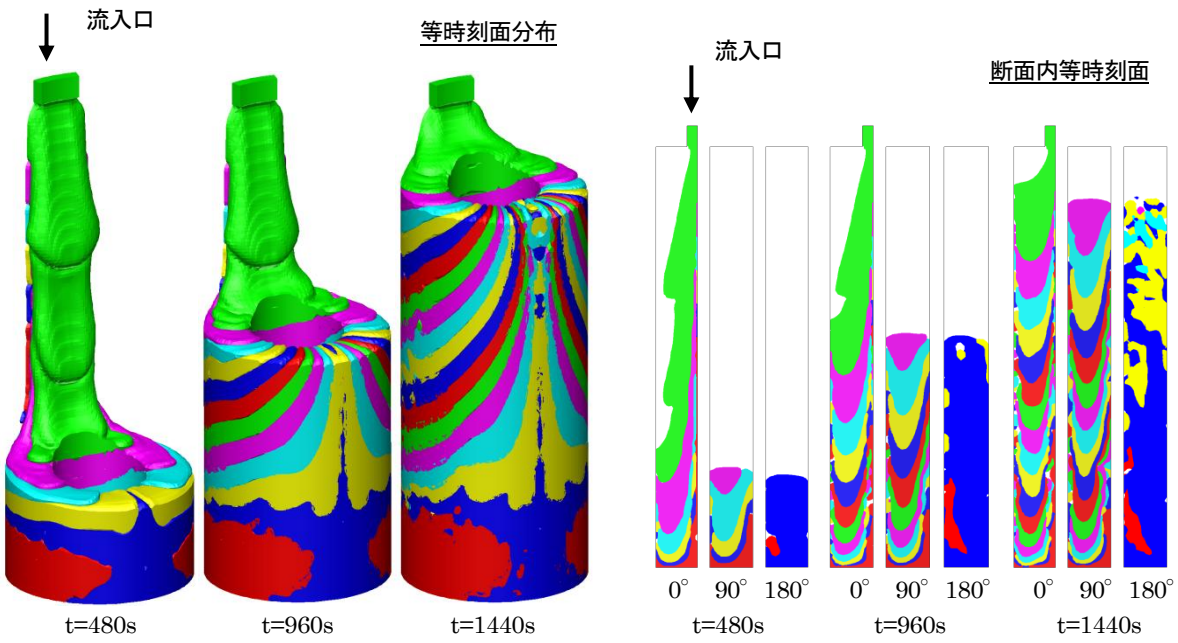


図１　３次元注型解析結果

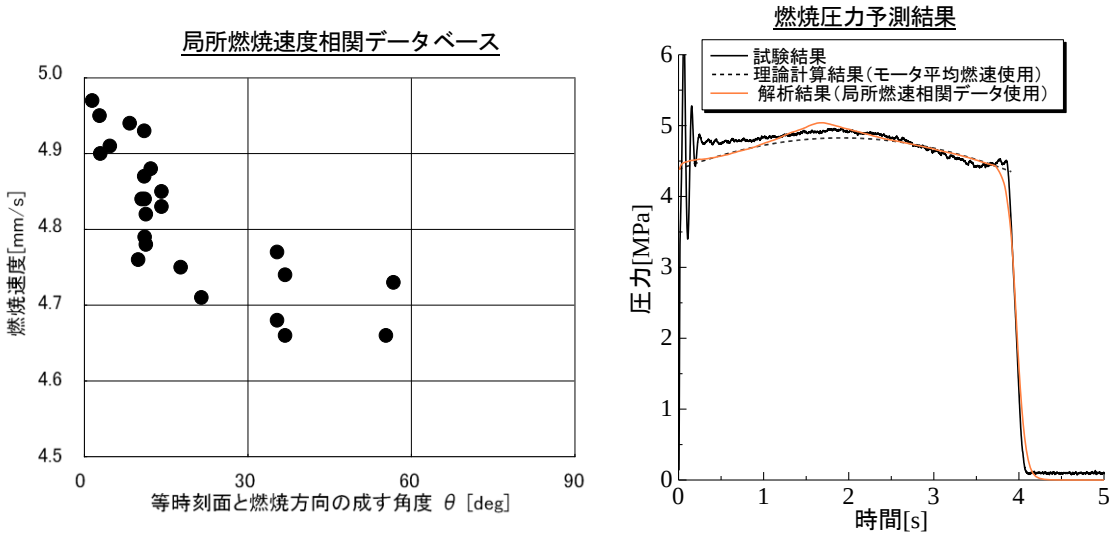


図２　データベースの構築と燃焼圧力予測解析結果

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) T.Shimada, and et al., “Development of Advanced Computer Science for Solid-Rocket-Motor Internal Ballistics: ACSSIB”, IAC-10.C4.2.6, 2010
2) 嶋田徹，他，“固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システム：ACSSIB,”1F09，第54回宇宙科学技術連合講演会，2010
3) 淺川弘也，他，“固体推進薬製造時のスラリー流動解析結果と局所燃焼速度の相関について,”2H16，第54回宇宙科学技術連合講演会，2010
4) 高田智弘，他，“固体推進薬スラリの注型挙動シミュレーションによる等時刻面の評価,”1P02，第54回宇宙科学技術連合講演会，2010
5) 淺川弘也，他，“注型方法をパラメータとした固体推進薬スラリ流動解析,”STCP-2010-048，平成22年度宇宙輸送シンポジウム，2011
6) 高田智弘，他，“固体推進薬スラリ間欠流入解析における等時刻面と局所燃焼速度の相関について,”STCP-2010-049，平成22年度宇宙輸送シンポジウム，2011

ウェーブライダー効果を利用した二地点間サブオービタル輸送機の空力検討

Aerodynamic Study of Waverider-Based Point-to-Point Suborbital Transportation System

研究グループ

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

計算の目的

当センターで検討を進めている二地点間サブオービタル輸送機の空力特性を計算する．

研究の概要

飛行レンジの増加と減速Gの低減の観点から，二地点間サブオービタル輸送機には極超音速での高L/Dが要求される．そこで，ウェーブライダーをベースとして，機器搭載性，トリム特性，低速での空力特性などを考慮して機体を設計し，その空力性能をCFDによって推算した．格子生成にはHexaGrid，流体ソルバにはTASまたはFaSTARを用いた．

今年度の研究成果の概要

特に低速，極超音速でのCFDを中心的に行い，その空力データを取得した．翼のサイズ，前縁厚み，尾翼の有/無など，多くのパラメータを振って空力特性を取得し，L/Dやトリム特性を評価した．今年度末には極超音速風洞実験も予定しており，比較用のデータとしても使用する．

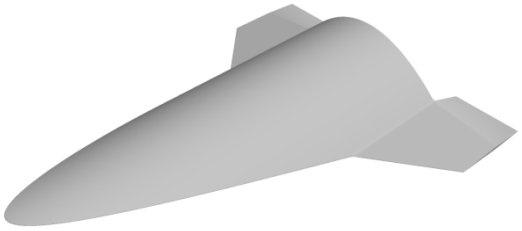


図1　機体例

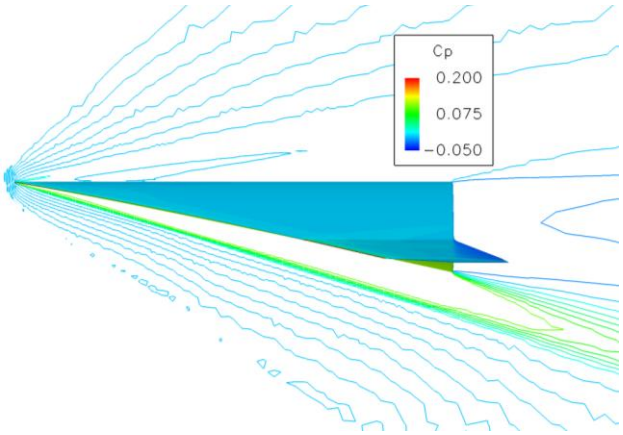


図2　CFD結果例（M=7，　AOA=0deg）

研究成果の公表状況

1）Yoshiki Takama and Shinji Ishimoto，　Study of Waverider-based Point-to-Point Suborbital Rocketplane，　ISTS 2011-g-22，　28th International Symposium on Space Technology and Science，　Okinawa，　Japan，　June，　2011（発表予定）

外翼付加による理想ウェーブライダーの低速空力特性改善

Improvement of Low-Speed Aerodynamic Performance of Ideal Waverider by the Attachment of Outer

研究グループ

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

計算の目的

理想ウェーブライダーに外翼を付加した形状についてCFDを実施し，低速及び極超音速での空力性能の変化を調べる．

研究の概要

理想的なウェーブライダー形状は，極超音速で高い揚抗比を実現できるものの，低速での揚抗比が小さく，着陸が難しくなる．そこで本研究では，M=5 で設計した理想ウェーブライダー形状に対して外翼を付加し，低速及び極超音速での空力特性の変化を CFD によって調べた．格子生成には HexaGrid，流体ソルバには TAS または FaSTAR を用いた．

今年度の研究成果の概要

外翼を付加することによって亜音速でのL/Dが大きく上昇した．一方で極超音速性能は外翼付加によってもほとんど変わらなかった．従って，理想ウェーブライダーへの外翼付加は有望なコンセプトであることがわかった．

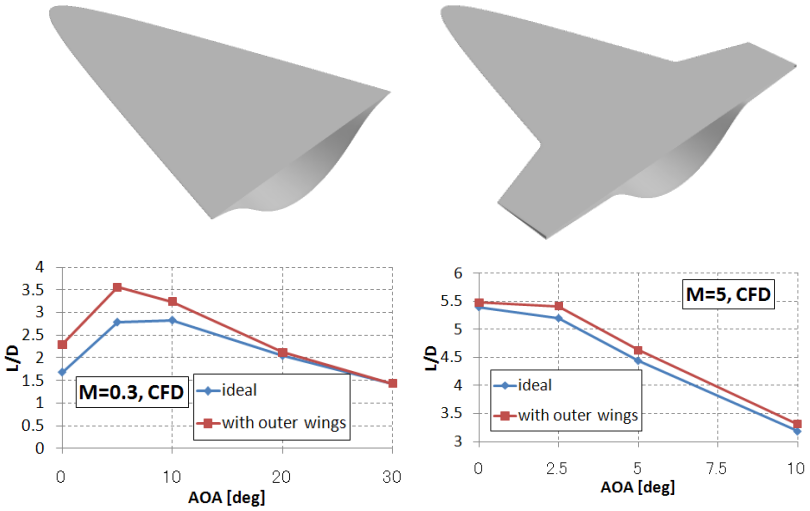


図1　理想ウェーブライダー（左上）と外翼付きウェーブライダー（右上）の揚抗比の違い（左下，右下）

研究成果の公表状況

1) Yoshiki Takama,　Practical waverider with outer wings for the improvement of low-speed aerodynamic performance,　17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference,　San Francisco,　United States,　April,　2011（発表予定）

宇宙機設計におけるデータ同化手法の適用性検討

Study on applicability of data assimilation techniques to spacecraft designs

研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター（宇宙科学研究所），高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)
研究分担者：情報・計算工学センター，秋田 剛(akita.takeshi@jaxa.jp)

計算の目的

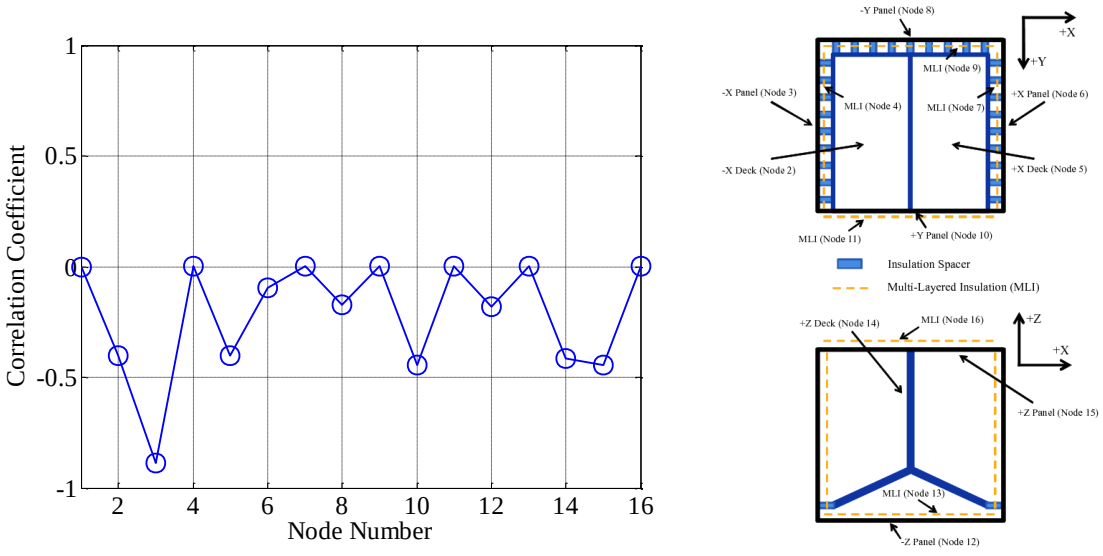
数値シミュレーションと実験/観測データを融合する手法として近年注目を集めているデータ同化手法の宇宙機設計への適用を継続する．熱・構造設計における未知の物理パラメータの統計的な高精度推定に加えて，推定の結果求められる相関行列からパラメータの感度解析を行い，その有効性を確認する．

研究の概要

昨年度開発したアンサンブルカルマンフィルター，粒子フィルターを用いた熱解析データ同化プログラムを拡張し，双子実験，実機観測データを用いたデータ同化実験を行い，その有効性を検証する．熱特性パラメータの推定を行うとともに，相関行列を利用した感度解析を行い，データ同化結果から設計上有用な知見が求められるかを検証する．また構造解析へのデータ同化の適用試行を行い，有効性を検証する．

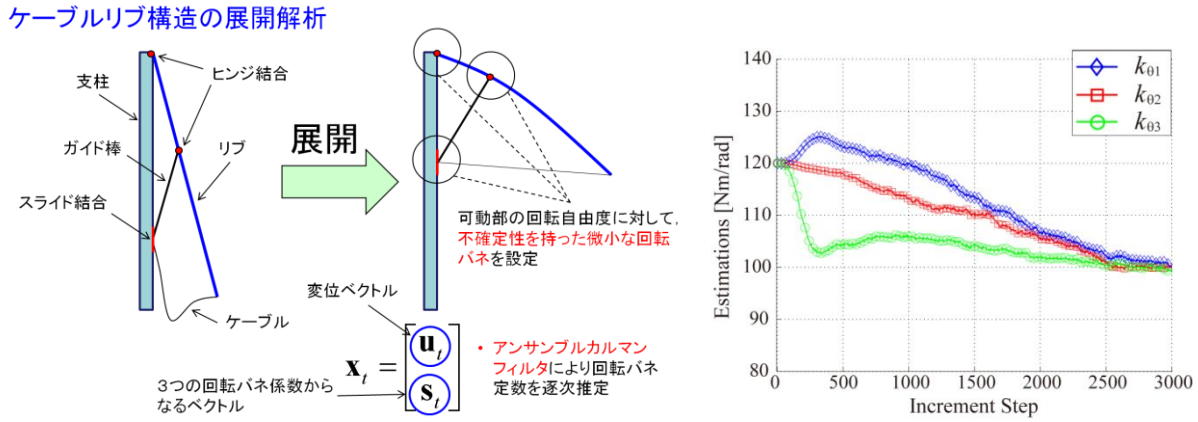
今年度の研究成果の概要

昨年度開発した熱解析用のデータ同化プログラムを，種々の熱パラメータ推定や相関解析を行えるように拡張した．また開発したプログラムを用いて小型模擬衛星を対象とした双子実験や実衛星試験データを利用したデータ同化実験を行い有効性を確認した．さらに構造解析用の試行的なデータ同化プログラムを作成し，二次元的な展開構造解析のパラメータ推定で有効性を確認した．



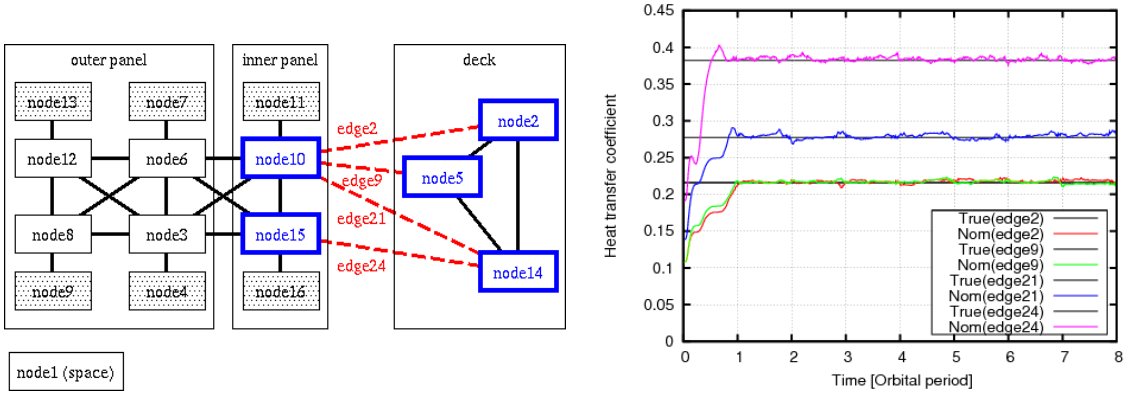
(a) 相関係数　　(b) 衛星熱数学モデルの節点配置

図1　模擬衛星の感度解析（節点3の太陽電池パネル放射係数が各温度節点に与える影響度を評価：値が大きいほど相関が大きい．この場合，各温度節点は放射係数に対して負の相関を持つ）．



(a) 展開構造と推定未知数　　(b) パラメータの収束履歴（真値=100）

図 2　データ同化の展開構造解析への適用試行.



(a) 小型衛星の熱モデル　　(b) パラメータの推定履歴

図 3　粒子フィルターを用いた小型衛星熱モデルにおける接触熱伝導係数の推定

研究成果の公表状況

査読付論文

1)　秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“アンサンブルカルマンフィルタによるモデルパラメータ推定―大変形を伴う非線形複合構造システムへの適用―，” 日本計算工学会論文集，20100021，2010.

査読なし論文および口頭発表

2) T. Akita, R. Takaki, E. Shima., “A New Adaptive Estimation Method of Spacecraft Thermal Mathematical Model With an Ensemble Kalman Filter, ” 61st International Astronautical Congress, Paper-Nr: IAC-10.C2.9.5 (DVD-ROM), Sep. 2010, Prague, Czech Republic.

3) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“データ同化手法を用いた不確定パラメータを有する展開宇宙構造物の適応型非線形構造解析，” 第 15 回計算工学講演会論文集，Vol.15，pp. 337-339，2010 年 5 月，福岡.

4) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，石村康生，“アンサンブルカルマンフィルタの適応型熱解析への適用，” 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集，pp. 729-734，米子.

5) 高木亮治，秋田 剛，嶋 英志，“宇宙機熱モデルにおけるパラメータ推定への粒子フィルターの適用，” 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集，pp. 735-740，米子.

6) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“データ同化による宇宙機の熱数学モデル推定，” 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集，JSASS-2010-4370，2010 年 11 月， 静岡.
7) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“不確定性を考慮した膜面ダイナミクス解析の一考察，”第 19 回スペースエンジニアリング・コンファレンス講演集，C-1， 2011 年 1 月， 熊本.
8) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“データ同化による衛星熱数学モデルの相関解析，”第 60 回理論応用力学講演会，OS11-05，2011 年 3 月，東京.
9) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“データ同化による測定データと数値解析モデルの融合：宇宙機熱設計への適用にむけて，”第 11 回宇宙科学シンポジウム（ポスター発表），2011 年 1 月，相模原.

液体ロケットエンジンにおける燃焼振動の数値的研究

Numerical Study on Oscillatory Combustion of a Liquid Rocket Engine

研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター（宇宙科学研究所），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

液酸-液水ロケットエンジンにおける燃焼不安定性に関する基礎的な知見を得ることを目的として常温・大気圧下での同軸噴射器を用いた水素-酸素(窒素希釈)燃焼試験が行なわれた．本燃焼試験において，火炎基部が噴射器出口近傍に付着した状態と離脱した状態を繰り返すという特徴的な燃焼形態と大気圧の数%程度の圧力揺動が観測された．本研究の目的は燃焼試験において観測された特徴的な燃焼形態の保炎機構と圧力揺動に関する基礎的な知見を得ることにある．

研究の概要

化学反応を考慮した圧縮性ナビエ・ストークス方程式による 3 次元シミュレーションを実施した．化学反応モデルとしては Li らによって提案された水素-酸素詳細化学反応モデルを修正した 8 化学種-13 素反応モデルを用いた．燃料として水素を用い，酸化剤として酸素と窒素の混合気を用いた．流量条件は実験において特徴的な燃焼形態の保炎機構と圧力揺動が観測されたものを用いた．燃焼を開始させるソースとして高温の既燃ガスを噴射器出口に初期条件として与えた．シミュレーションの結果から火炎の保持，燃焼室内部の圧力の時間発展，及び周波数解析を行った．

今年度の研究成果の概要

シミュレーションを行った結果，特徴的な火炎形態とそれに伴う圧力を捉えることに成功した．またその際，燃焼試験において圧力計測を行った位置において大気圧の1% (1kPa)程度の圧力揺動が生じていることがわかった．圧力信号の周波数解析を行ったところ，第1ピークは1090Hz程度であった．これは燃焼試験の圧力信号の周波数解析結果とよく一致する．

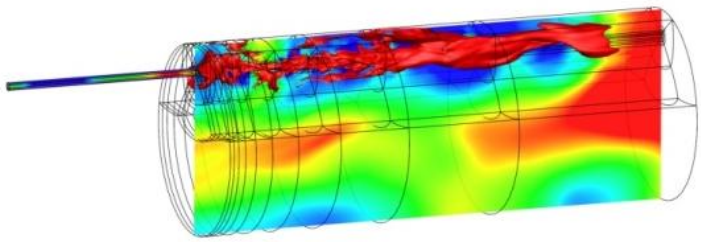


図1　火炎(OHの質量分率)と圧力の分布

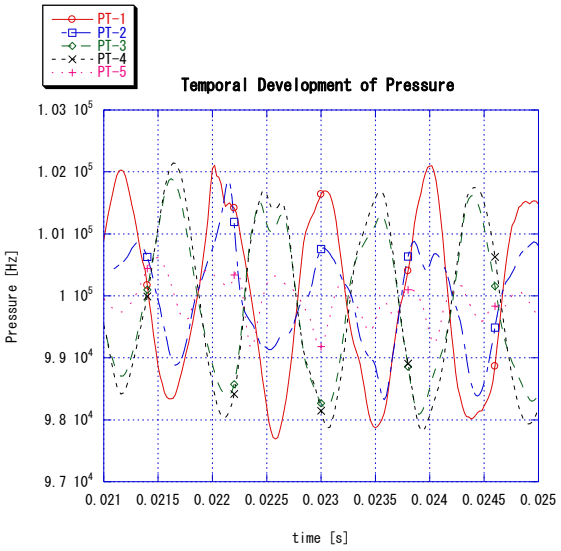


図２　圧力揺動の時間発展

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) “Numerical Study of the Flame Aiming for the Evaluation of Combustion Instability at the Atmospheric Pressure”,　AIAA paper,　2011-0329.

口頭発表

2) 2010年，12月，「同軸噴流火炎における燃焼不安定性の数値的な評価」，第48回燃焼シンポジウム，　福岡，2010年.
3) 2011年，1月，“Numerical Study of the Flame Aiming for the Evaluation of Combustion Instability at the Atmospheric Pressure”,　49th. AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,　Orlando.

H-2B プルーム加熱評価とロケット燃焼器レゾネータ性能評価

Estimations on Plume Heating of H-2B Rocket and Impedance of Rocket Engine Resonators

研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター（宇宙科学研究所），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)

計算の目的

1. H-2B打ち上げ時の機体への熱流束評価
2. ロケット燃焼器レゾネータ非線形音響評価

研究の概要

1. ロケットプルームからの対流及び輻射加熱を考慮した定常解析を実施し，機体の安全性評価に資する
2. 大振幅の燃焼振動発生時における，レゾネータの特性の評価を非定常CFDで実施

今年度の研究成果の概要

1. 亜音速及び超音速域での熱流束を評価し，プロジェクトへ報告
2. 既存研究との比較を実施し，非構造格子を用いても，高精度な解析ができることを確認した．各種学会等で発表予定．

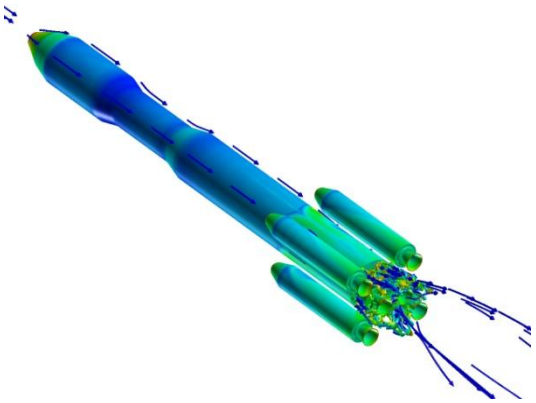


図1　H-2Bロケットの熱流束と流線

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) “振動燃焼抑制に向けた取り組みーレゾネータと燃焼器の減衰特性評価ー”清水他, 東大JAXA連携講座シンポジウム, “ロケットエンジン解析技術の新展開”9/28, 2010

その他（JAXA 技術資料など）

2) JAXA技術資料 PED-10001“H-2Bプルーム加熱解析定常計算結果”
3) JAXA技術資料 PED-10004“遺伝的最適化によるLNG down size エンジンレゾネータ設計”

ロケット打上げ時音響解析

Study on Launcher Acousics

研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター（宇宙科学研究所），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)
株式会社 菱友システムズ，竹川国之(takekawa@flab.isas.jaxa.jp)
株式会社 菱友システムズ，伊藤浩之(hiro-ito@flab.isas.jaxa.jp)
株式会社 計算力学研究センター，高瀬慎介(takase@rccm.co.jp)

計算の目的

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

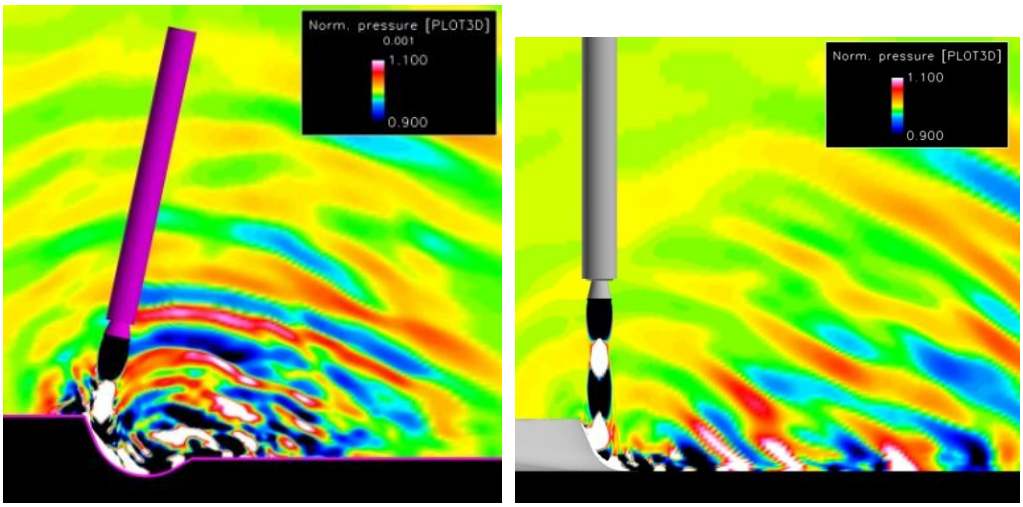
研究の概要

JEDI センタにて開発を進めている射場設計ツール(音源と近傍場の伝播は upacs-2.0 を遠方場の伝播は LPNOISE(FW-H 法)を使用)を使い，M-V ロケットの既存射点を改修することによる音響レベルの低減効果を調べた．更に，複雑射点周りに対する音響レベルの予測精度を向上させることを目的として，LES/RANS ハイブリッド法の検証や別途東京大学と共同で実施した簡易火炎偏向板実験との比較による精度検証を実施した．

今年度の研究成果の概要

M-Vロケットの火炎偏向板の凹部を埋めることによって音響環境がどの程度改善されるかを調べた．図1にイプシロンとM-Vの音響波を静圧分布にて比較する．M-V(図1(a))では火炎偏向板から音響波が発生し直接機体に入射しているが，イプシロン(図1(b))では機体から離れる斜め下流方向へ音響波が伝播しており，機体の音響環境は改善することが観察された．図2において定量的に比較した結果，St=0.02以上の領域で大きく音響環境が改善されていることが確認できた．火炎偏向板の凹部を埋めることで火炎偏向板肩部のフラッピングによる渦発生および音響発生が抑えられているため音響環境が緩和された．

次に簡易火炎偏向板形状に対応する検証計算を実施した．定性的には実験で得られたシュリーレン画像に対応するプレート衝撃波などが捉えられた．また音響発生機構として，1) フリージェット部の微細な乱流渦から生じる乱流混合騒音，2) フリージェット部と斜め平板上の2か所から生じるマッハ波， 3) せん断層の渦とプレート衝撃波の干渉によって生じる衝撃波関連騒音に似た騒音源, の3つが主要なものであるということを確認できた．(図3) また遠方場におけるスペクトルを調べたところ，衝撃波関連騒音に似た全方向指向性を持つスペクトルが得られた．更に斜め平板に沿って下流側の計測点では低周にピークを持つマッハ波が観察された．ジェットが火炎偏向板に衝突する衝突点から40D離れた遠方場においてマイクロフォンデータと数値計算結果をOASPL値で比較した結果，図4に示すように6dB程度の予測精度が得られた．今後さらなる予測精度向上を目指した研究を進める予定である．



(a) M-V　　(b) イプシロ

図 1　打上げ時音響環境の比較．(静圧分布)

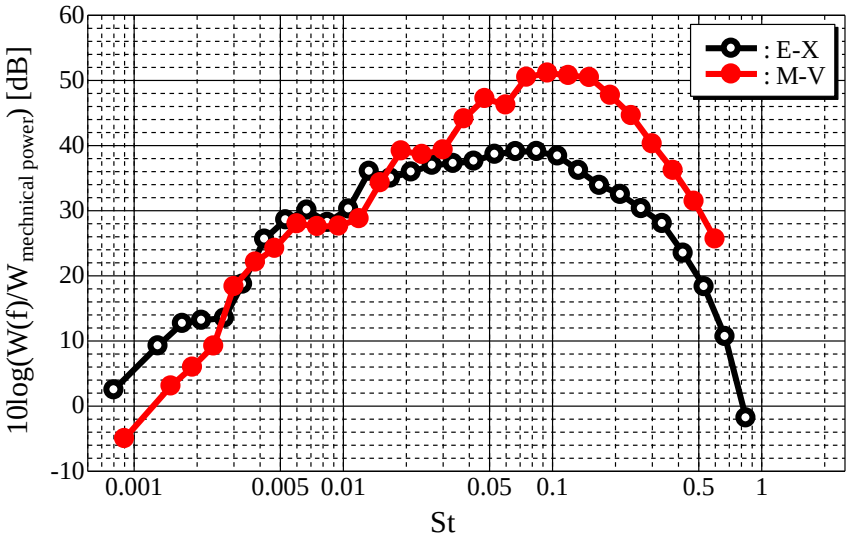


図 2　フェアリング部の 1/3 オクターブバンド SPL 比較．縦軸はエンジン排気エネルギで無次元

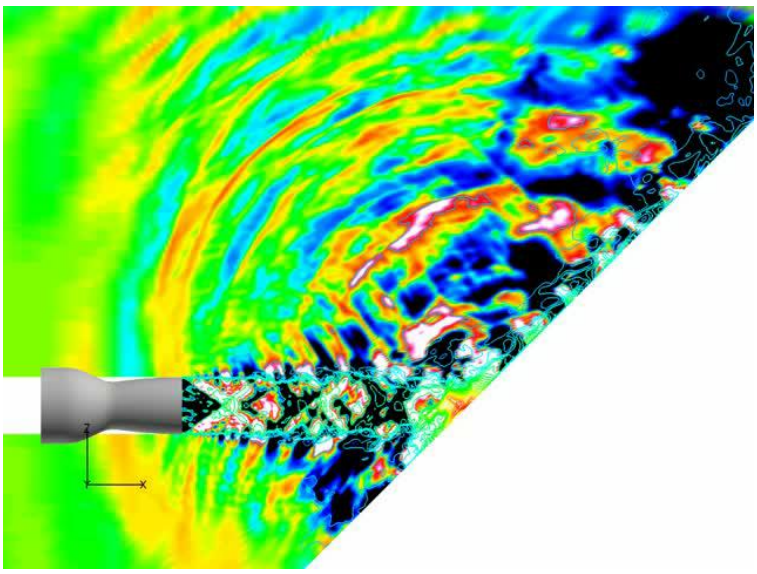


図 3　簡易火炎偏向板形状における静圧分布と密度等高線．

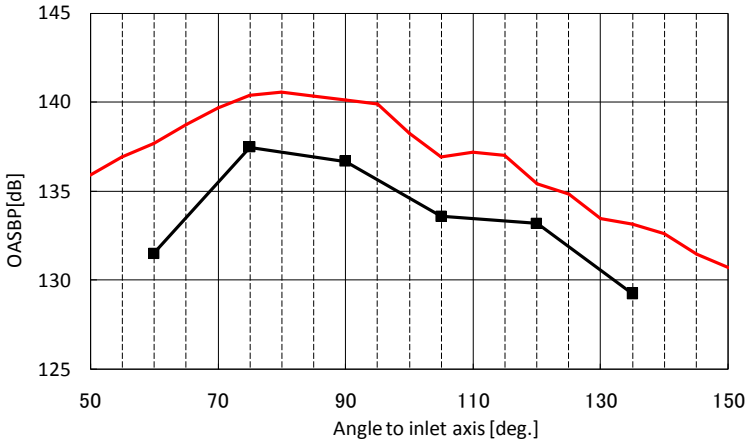


図 4　遠方場における OASPL 値の比較.

研究成果の公表状況

査読なし論文および口頭発表

1) Tsutsumi, S., Fukuda, K., Takaki, R., Ishii, T., and Ui, K., “Acoustic Design of Launch-Pad for Advanced Solid Rocket, ” J.A.S.A., vol. 127, no. 3, pp. 1742 (2010).
2) 堤 誠司，福田紘大，高木亮治，嶋 英志，藤井孝藏，“ロケット打上げ時の音響振動について”，騒音制御，Vol.34, No.4, 2010
3) 福田紘大，堤 誠司，高木亮治，宇井恭一，“イプシロンロケットにおける打上げ時音響レベルの予測と低減化”，第54回宇宙科学連合講演会，JSASS-2010-4084，2010.

物体適合･直交ハイブリッド非構造格子を用いたCFD解析手法の開発とイプシロンロケット空力特性の数値解析

Development of CFD Tool Based on Body-Fitted/Cartesian Grids and Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of Epsilon Launch Vehicle

研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター（宇宙科学研究所），高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)
研究分担者：情報・計算工学センター，北村圭一(kitamura.keiichi@jaxa.jp)
株式会社　計算力学研究センター，青野淳也(aono@rccm.co.jp)
情報・計算工学センター，葛生和人(kuzuu.kazuto@jaxa.jp)
情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

計算の目的

2013年打上げ予定のイプシロンロケットの研究・開発スケジュールに合わせて機体の空力解析を行い，形状の変更等を提案，プロジェクトへの貢献を果たす事が本計算の目的である．イプシロンロケットの形状は複雑であるため，解析の前処理としての計算格子生成が難しく，解析そのものにも時間やテクニックを要する．このため，JSS上の並列計算による解析時間の短縮が必須である．

格子点数：約600万点～6，400万点
CPU台数：Mシステム　16～128台
計算時間：約2週間/ケース
ケース数：20ケース以上

研究の概要

イプシロンロケットは，M-V ロケットの技術を継承した上で，簡素な打上げシステムによる小型衛星の効率的運用などを目的として宇宙航空研究開発機構(JAXA)にて研究・開発が進められている．現在，その機体形状について検討が行われており，その空力特性を知る事は打上能力・制御性解析・荷重解析等，システムの成立性を評価する上で，極めて重要である．そこで本研究では，イプシロンロケットの機体形状に対し最新の CFD（数値流体力学）技術を利用した解析を行い（図 1，　2），対応する風洞試験（圧力測定や可視化試験を実施）データとの比較を通して，イプシロンロケットの飛行中の周囲の流れ場や機体にかかる空気力を調べた．なお，解析には，現在 JAXA/JEDI で開発中の物体適合・直交ハイブリッド非構造格子解析ツール”LS-Grid/Flow”を用いた．

今年度の研究成果の概要

・代表的な飛行条件として，動圧最大となるマッハ1.5を選定し，まず風洞試験に対応する解析を行った．その結果，衝撃波発生位置や境界層剥離の規模，機体にかかる軸力や法線力について測定データと良好に一致する解析結果を得た．また，これに基づき実飛行時の解析も行い，実験では測定できない空力データ（ロール，法線力分布，レイノルズ数効果）を取得し，プロジェクトへ提供した．これらのデータは，設計に大変重要となると考えられる．
・衝撃波の出ないマッハ0.7においても同様の解析を行い，風洞試験とほぼ一致する結果および局所法線力がマッハ1.5と同等となる事などを示した．
・機体形状変更後の最新形状に対し，上記と同様の解析を開始した．上記の知見と経験から効率良く進めている．

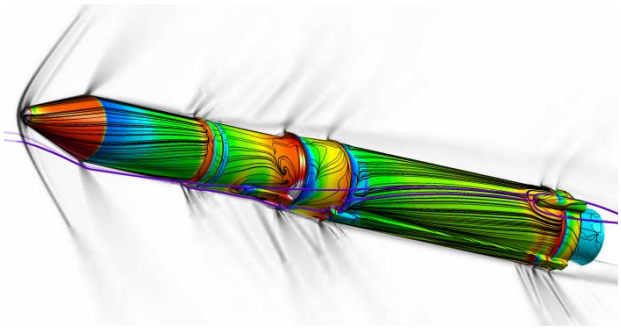


図 1　表面圧力分布と周囲の密度勾配絶対値分布（迎角 5 度，ロール角 60 度），約 6，400 万点

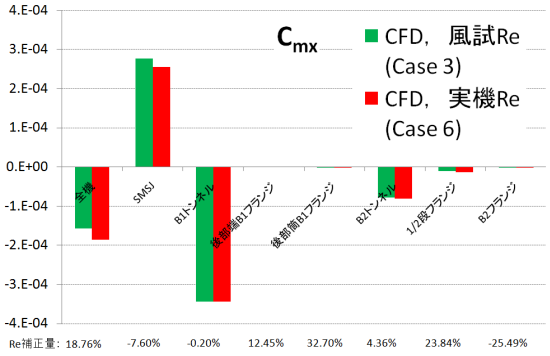


図 2　全機および各突起が作り出すロールモーメント

研究成果の公表状況

査読付論文

1) 北村圭一，藤本圭一郎，葛生和人，野中 聡，入門朋子，福添森康，嶋 英志：　次期固体ロケット空力特性についての数値解析，航空宇宙技術，Vol.10 (2011)，　pp.1-10.
2) 北村圭一，藤本圭一郎，野中 聡，入門朋子，福添森康，嶋 英志：　次期固体ロケット空力特性についての風洞試験，航空宇宙技術，Vol.9 (2010)，　pp.9-14.

口頭発表

3) 北村圭一，葛生和人，入門朋子，野中 聡，藤本圭一郎，福添森康，嶋 英志，“イプシロンロケットの遷音速空力特性について，”H22年度宇宙航行の力学シンポジウム（2010年12月）.
4) 北村圭一，嶋 英志，“AUSM族スキームの新しい圧力流束：　極超音速空力加熱計算のための衝撃波安定，全速度数値流束の開発に向けて，”第24回数値流体力学シンポジウム（2010年12月）.
5) 北村圭一，藤本圭一郎，葛生和人，野中 聡，入門朋子，福添森康，嶋 英志，“イプシロンロケットの空力特性，”第54回宇宙科学技術連合講演会（2010年11月）.
6) 北村圭一，藤本圭一郎，葛生和人，野中 聡，入門朋子，福添森康，嶋 英志，“次期固体ロケット空力特性についての数値解析，”第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010，1D6，　JSASS-2010-2054-A（2010年6月）.
7) Keiichi Kitamura，　Kazuto Kuzuu，　Satoshi Nonaka，　Tomoko Irikado，　Keiichiro Fujimoto，　Eiji Shima，　“Aerodynamic Analysis on Epsilon Launch Vehicle，” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)，　ISTS 2011-g-04（2011年6月，予定）.

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

計算の目的

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

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

研究の概要

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

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

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

今年度の研究成果の概要

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

今年度はその『高温三角域』を形成し且つ抵抗の最小化を図れるストラット形状を複数通り考案しCFDにて検討を深め，スクラムジェットエンジンのストラット形状を設計決定する概念の内容の充実を図った．

また，エンジン内の流れ場の精査を進め，エンジン内燃焼に於いて着火・保炎に有効に作用する衝撃波の成立の有無を探索した．

加えて，燃料をエンジン内超音速気流中に偏り無く分布させるための最適噴射方式へ向けての検討に着手した．

角田ラムジェットエンジン試験設備を用いて行った飛行マッハ条件下で良好なエンジン性能を示した形態が良好な成績を示した要因をエンジンデータに基づきCFD援用にて調べ，カウル内側に生ずる高温三角域が効いていることが判明した．これはカウル前縁から発する衝撃波と，インレット前縁から発生する衝撃波の三次元的重なりにより形成されるものであり，そのもたらす高温域が燃料噴射孔位置に高温域を形成し，エンジン内の燃焼状況が弱燃焼から強燃焼に移行し易くするものである．

一方で東北大学中村らの報告によると，スクラムジェットエンジンに於いては燃料噴射孔の一定下流位置に斜め衝撃波が入射することで燃料の滞在時間が最長化され，それ故に着火と保炎に有効であるとの指摘である．そこで当所で良好な推力性能を示したエンジン形状について中村らの指摘の該当箇所の探索をCFD援用にて行った．

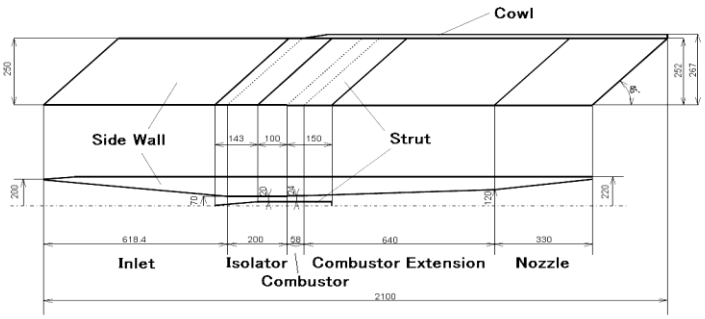


図1　5/5高さストラット形態エンジン
ーラムジェットエンジン試験にて良好な推力性能を示したエンジン形状

図１は，良好な推力性能を示したエンジン形状（試験番号M6S43）である．その内部流れについて衝撃波の構造を追跡したものが次の図2である．シュリーレン画での可視化である

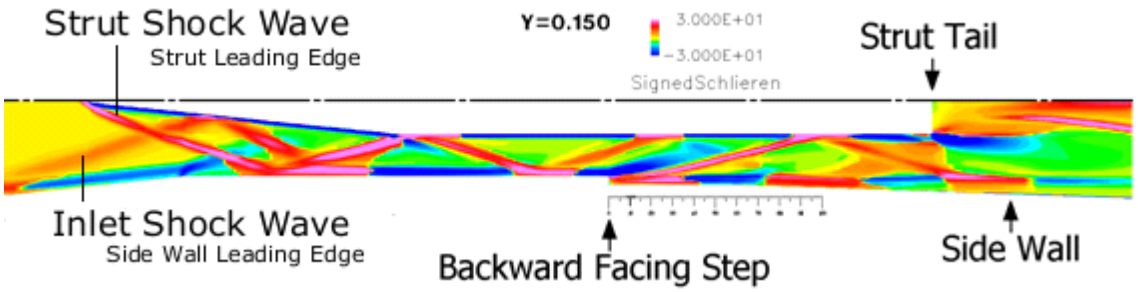


図2　(a)：5/5高さストラット形態（試験番号M6S43）に於けるストラット衝撃波列
ー天板から150mm位置の平断面

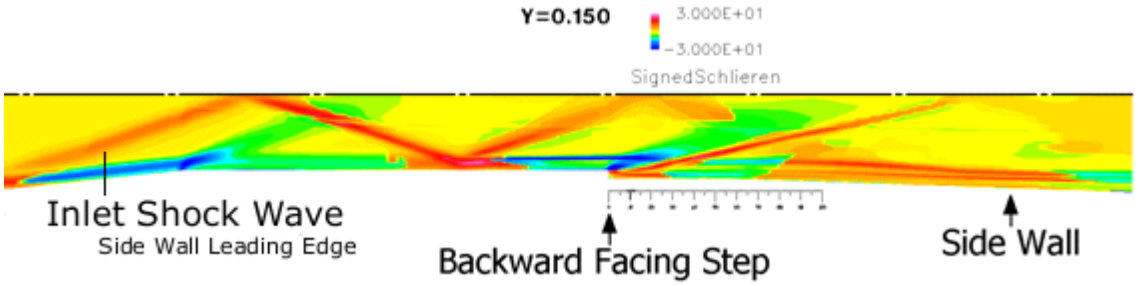


図 2　(b)：1/5 高さストラット形態（M6S40）に於ける衝撃波列－天板から 150mm 位置の平断面

図 2 は CFD の結果を用いて密度勾配を色で示したものである．流れの下流に向かって上りとなる密度勾配は赤色に近くなり，逆に流れの下流に向かって下りとなる密度勾配は青色に近付く．密度勾配が 0 では黄色である．

図2(a)は，5/5高さストラット形態のもので天板から150mm高さ（＝カウル側から100mm）における断面分布である．左がインレット側，右側が燃焼器側であり，上方の一点鎖線がエンジン中心線，それに接する外形線がストラットの輪郭，下方の外形線が側板の輪郭であり，中央部分に側板段差が見える．

これによると，噴射孔の下流側に入射するストラット衝撃波が若干見て取れる．図中の段差位置から下流に約 70mm に上り勾配となる箇所がある．経路を遡るとストラット衝撃波であることが確認できる．また，インレット側板前縁からの斜め衝撃波（以下『インレット衝撃波』）も見て取れ，分離部でストラット衝撃波と合流しているかのように見える．

図 2(b)は推力性能がやや劣る形態の一つで 1/5 高さストラット形態のものである．同様に天板から 150mm 高さ（＝カウル側から 100mm）における断面分布を示す．但し，ストラットの高さは天板側に 50mm あるのみなので，この断面図には現れない．これも，衝撃波の織り成す形は違うが，後ろ向き段差位置から下流約 70mm の所に密度の上昇部分が見て取れる．但し，これは上流に遡ってみると明らかであるが，インレット衝撃波である．5/5 高さ形態に比べると，全体的に単純で微弱に見える．

飛行マッハ数 6 の条件下でのエンジン性能試験結果を踏まえ，CFD を援用しエンジン内部の流れ場を精査し，燃料噴射位置と斜め衝撃波入射位置との関係を中村らの噴流－衝撃波の干渉効果の観点から照らし合わせた．当機構エンジンの燃料噴射孔位置に対する衝撃波の入射状況を詳細に把握し設計への概念化に向けた一つの足掛かりを得た．

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に形成される衝撃波の効果に関する考察」，平成22年度航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム及び第42回流体力学講演会，平成22年6月米子
2) 佐藤 茂 他「スクラムジェットエンジン燃料最適分布に向けた検討」，日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会，平成23年3月仙台
3) 佐藤 茂 他「スクラムジェットエンジン内流れにおける衝撃波構造と燃料当量比分布－未燃焼状態からの推論法の可能性」，平成22年度衝撃波シンポジウム，平成23年3月相模原
4) 佐藤 他，「スクラムジェットエンジン内でストラットが形成する衝撃波の効果に関する考察－スクラムジェットエンジンのマッハ6試験を基に」，平成21年8月航空宇宙学会論文誌投稿済
5) Sato, et.al, “Investigation on 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine”, AIAA 46th Joint Propulsion Conference, July 2010 Nashiville.
6) Sato, et.al, “Application of 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine”, AIAA International Space Plane and Hypersonic System and Technologies Conference, April 2011 San Francisco.(投稿済)

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，河津 要(kawatsu.kaname@jaxa.jp)
情報・計算工学センター，大門 優(daimon.yu@jaxa.jp)
情報・計算工学センター，石原洋史(ishihara.hiroshi@jaxa.jp)

計算の目的

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

研究の概要

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

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

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

今年度の研究成果の概要

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

(1) LE-Xインデューサ及びタービン性能予測評価解析

LE-Xエンジンのインデューサ及びタービンの設計妥当性確認のためのCFD解析を実施した．

インデューサについては， 要素試験を対象に広範な作動条件に対して評価解析を実施し， 解析ツールの検証を進めるとともに非定常キャビテーション解析/評価技術の構築を行った．タービンについては， 解析ツールを LE-X 用リグ試験タービン設計に適用し， タービン効率及び構造強度余裕向上を目的とした最適翼形状を提案した．

(2) LE-X燃焼室再生冷却解析

LE-X燃焼室再生冷却性能予測技術の研究開発及びサブスケール試験の試験条件設定のための事前解析を実施した．また合わせて依頼元で実施中の振動燃焼予測ツール開発のための噴射器燃焼流解析を実施した．本年度は，特に実スケール燃焼室用解析ツールの構築を進めると共に， 要素試験の評価解析を実施した．特にFY22エレメント燃焼試験では， 燃焼安定性に影響する燃焼器噴射器内部の高精度な圧力損失予測手法を構築し提案した．

(3) LE-X全系ハザード解析

LE-Xエンジンの定量的リスク評価の一環としてエンジン全系の統合解析手法を構築し， 不具合発生時の事象を予測評価すると共にエンジン設計の信頼性評価を実施した．本年度は，重要ハザードの1つであるFTPタービンローター翼脱落が発生した場合のエンジン全体性能への影響評価を進めている．

(4) LE-X燃焼室寿命予測評価解析

LE-Xエンジン燃焼室寿命予測評価技術の開発とLE-5Bスロート縮小問題の原因究明解析を実施した．本年度は，改良型LE-5Bエンジンで発生したスロート縮小現象のメカニズムを世界で初めて明らかにすることで，LE-X燃焼室設計の潜在リスク低減に貢献した．

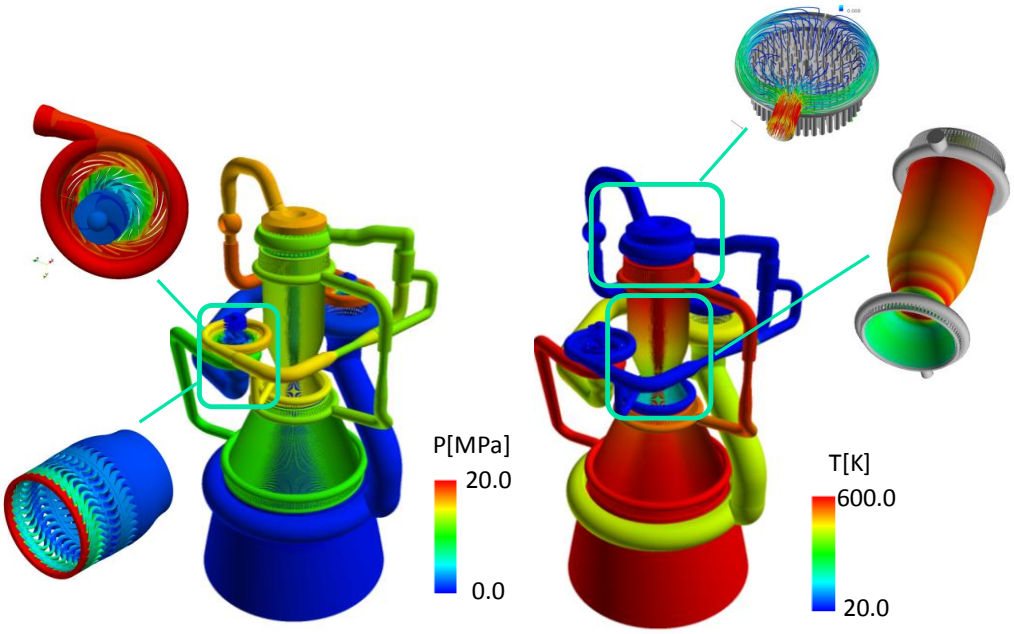
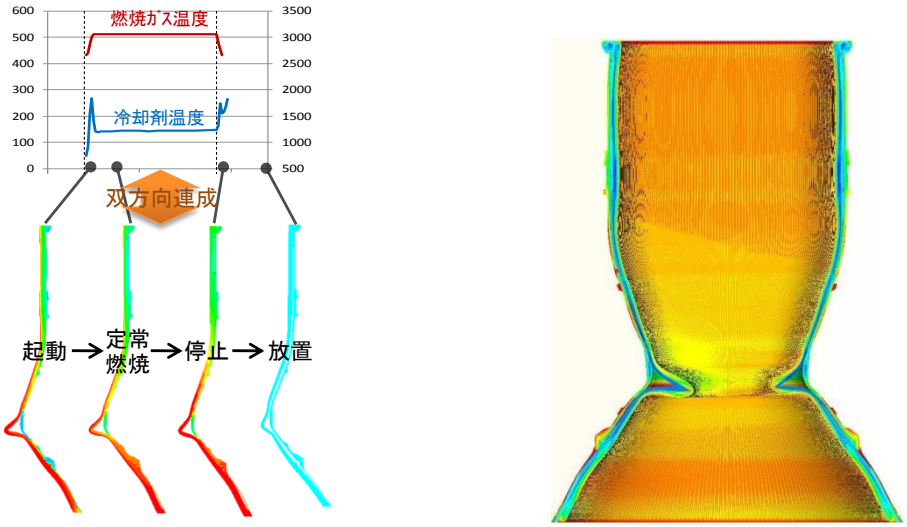


図1　LE-Xエンジン全系ハザード解析結果



(a) エンジン起動・停止に伴う燃焼室変形
(変形倍率 10 倍)

(b) スロート縮小時の相当応力と変形量
(周方向分布を考慮，変形倍率 20 倍)

図 2　LE-5B エンジンスロート縮小現象の予測解析

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Tani, N. et al., "Investigation on an Influence of Flow Coefficient to Inducer Rotating Cavitation," ASME Journal of Fluids Engineering, 2011. (To be submitted)
2) 西元美希ほか4名，"極限マルチフィジクス環境における液体ロケットエンジンの破損メカニズムの解明，" 日本機械学会論文集A編，2011. (投稿予定)
3) Terashima, H. et al., "A high-resolution numerical method for supercritical flows with large density variations," AIAA Journal, to appear (2011).

口頭発表

4) Daimon, Y., et al., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers; Heat Flux Analysis of Single Injection Chamber," Space Propulsion 2010, San Sebastian, Spain, May, 2010.
5) Negishi, H., et al., "Numerical Modeling of Supercritical Flows in Regeneratively Cooled Thrust Chambers," Space Propulsion 2010, San Sebastian, Spain, May. 2010.
6) Daimon, Y., et al., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Wall Heat Flux Validation)," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, TN, July 25-28, 2010
7) Negishi, H., et al., "Numerical Investigation of Supercritical Coolant Flow in Liquid Rocket Engine ," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, TN, July 25-28, 2010
8) 根岸秀世ほか3名，"一様加熱円管内の超臨界水素流れに関する数値解析，" 日本流体力学会年会2010, 札幌, Sep. 9-11, 2010.
9) 谷 直樹，"ロケットエンジン開発における全系解析に向けた取り組み，" 東大社会連携講座シンポジウム「ロケットエンジン解析技術の新展開」，東京，Sep. 28-29，2010.
10) 谷 直樹ほか2名，"インデューサに発生するキャビテーション不安定と流量係数の影響評価，" キャビテーションに関するシンポジウム(第 15 回)，大阪，Nov. 22-23，2010.

11) 大門 優ほか3名，“液体ロケット燃焼器再生冷却性能予測に関する研究，”第48回燃焼シンポジウム，福岡， Dec. 1-3，2010.
12) 大門 優ほか3名，“液体ロケットインジェクタの保炎性能解析－振動燃焼の励振機構に関する仮説－，”日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会，仙台，March 10-11，2011.
13) Tani， N. et al.， “An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Risk Mitigation Study of Turbine Blade Break off -，” Proceedings of the 4th European Conference for Aerospace Science， St Petersburg， July 4-8， 2011. (To be presented)
14) Kawatsu， K.， et al.， “Multi Objective Optimization of a Supersonic Axial Turbine Blade Row Shape for Rocket Engine Turbopump，” 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit， San Diego， California， July 31-Aug. 3， 2010. (To be presented)
15) Tani， N. et al.， “An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Engine Performance Evaluation and Risk Mitigation Study -，” 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit， San Diego， California， July 31-Aug. 3， 2010. (To be presented)
16) Daimon， Y.， et al.， “Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Multi-Injection Flow Features)，” 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit， San Diego， California， July 31-Aug. 3， 2010. (To be presented)
17) Negishi， H.， et al.， “Flowfield and Heat Transfer Characteristics of Cooling Channel Flows in Subscale Thrust Chamber，” 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit， San Diego， California， July 31-Aug. 3， 2010. (To be presented)
18) Terashima， H. et al.， “A high-resolution numerical method for supercritical flows，” APS 63rd Annual DFD meeting， 2010.
19) Terashima， H. et al.， “Investigations of trans/supercritical jet mixing using a high-resolution numerical method，” 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit， June 27-30， 2011. (To be presented)
20) 寺島洋史ほか2名，“高解像度コンパクト差分法を用いた超臨界圧極低温流体の乱流混合解析に向けて，” 第42回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーションシンポジウム2010，鳥取，June， 2010.

MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析

Numerical Study of a Plasma Flow in an MPD Thruster

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系，船木一幸（funaki@isas.jaxa.jp）
研究分担者：総合研究大学院大学 物理科学研究科宇宙科学専攻，佐藤博紀(satoh.hiroki@jaxa.jp)

計算の目的

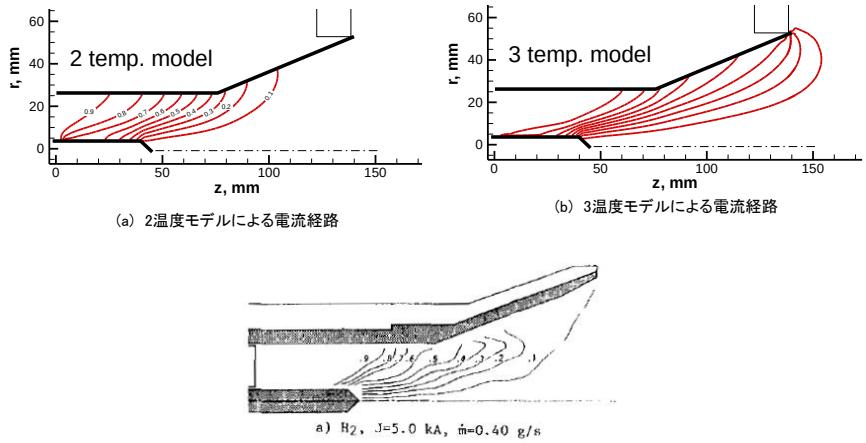
MPDスラスタは，宇宙用の電気推進機の一種であり，将来の宇宙機用メインスラスタとして期待されている．MPDスラスタは放電室形状や推進剤流量など，設計パラメーターが多く，その設計のために数値計算ツールを開発する必要がある．本年度は，高い推進性能を期待できる水素推進剤を用いたMPDスラスタを対象として，温度非平衡性を考慮したモデリングと数値計算を実施し，モデルの妥当性について調べる．

研究の概要

MPDスラスタの推進剤に水素を用いた場合，水素は解離・電離反応を起こしながら，加速・噴射される．その過程で，各重粒子（水素原子，分子，イオン）の並進温度T_{tr}，水素分子の振動温度T_{vib}，電子温度T_eは別々の温度（3温度非平衡）になることが予想される．より精度の高い推進性能予測のためには温度非平衡性も考慮する必要があるため，3つのエネルギー方程式を解く3温度非平衡のモデリングを行った．動作条件は，実験データのある放電電流5 kA，推進剤流量0.4 g/sとした．数値計算は，化学非平衡，温度非平衡，ホール効果などの各種実在気体効果を考慮した電磁流体方程式を有限体積法と時間発展法によって解いた．数値計算結果を実験結果と比較することで，モデルの妥当性について検証し，温度非平衡性についても調べた．

今年度の研究成果の概要

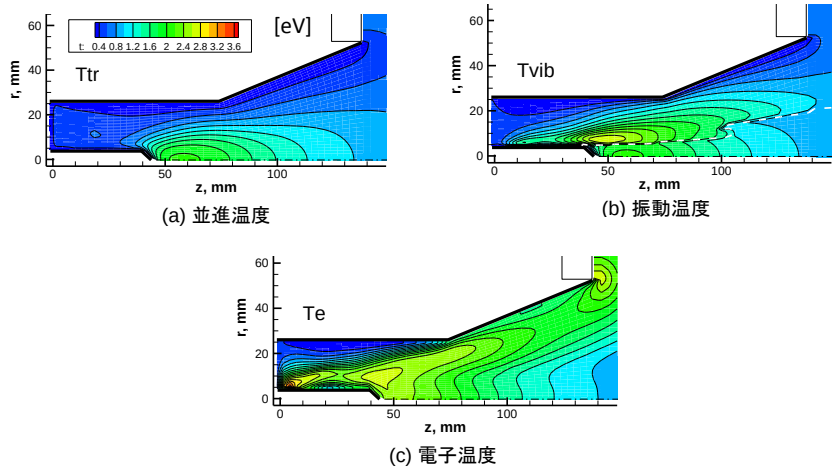
新たにモデル化した3温度モデルによる数値計算は，以前に使用していた2温度モデルに比べて，実験によって測定された電流経路をよく再現できていた（図1）．図2は3温度それぞれのコンター図である．特に，スラスタ入口(z = 0mm)付近で比較的強い温度非平衡状態になっていることが分かった．また，実験のように放電電流が張り出す原因は，温度非平衡性によってスラスタ入口付近の電子温度が増加しにくくなり，導電率がよりスラスタ下流側で増加するためだと考えられる．計算結果による推進性能は，推力7.49 N，　比推力1911 s　推進効率21.3%であった．



(a) 2温度モデルによる電流経路　(b) 3温度モデルによる電流経路

(c) 田原らによる実験結果

図 1　電流経路の比較（H_2,　放電電流 5 kA,　流量 0.4 g/s）



(a) 並進温度　(b) 振動温度

(c) 電子温度

図 2　各温度のコンター図（H_2,　放電電流 5 kA,　流量 0.4 g/s）

研究成果の公表状況

査読付論文

1) 佐藤博紀，窪田健一，船木一幸，「3 温度モデルを用いた水素 MPD スラスタの電磁流体解析」，日本航空宇宙学会論文集【投稿中】

口頭発表

2) 佐藤博紀，窪田健一，船木一幸，「MPD スラスタにおけるアノード位置が推進性能へ及ぼす影響」，第 42 回流体力学講演会・航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010，鳥取，2010 年 6 月
3) 佐藤博紀，窪田健一，船木一幸，「振動温度を考慮した水素 MPD アークジェットの電磁流体解析」，第 54 回宇宙科学技術連合講演会，3C04，静岡，2010 年 11 月
4) 佐藤博紀，窪田健一，船木一幸，「水素 MPD スラスタ内部の流れ場に関する数値解析的研究」，第 51 回航空原動機・宇宙推進講演会，27，広島，2011 年 3 月

JAXA 衛星環境プラズマシミュレータの開発

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

研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，村中崇信（muranaka.takanobu@jaxa.jp）
研究分担者：宇宙科学研究所，篠原 育(iku@stp.isas.jaxa.jp)

計算の目的

本研究では，宇宙機とその周辺に存在するプラズマとの相互作用を定量的に解析する為に，3次元完全粒子静電コードを開発してきた．本ツールを次世代深宇宙探査技術開発に応用すべく，ソーラーセイル周辺の荷電粒子挙動解析，電位構造解析を実施した．宇宙空間での局所的なセイル周辺の荷電粒子挙動を数値解析によって明らかにし，これに起因する電位構造を解析する事で，将来のソーラーセイルペイロードデザインに有用な知見を与える事を目的とした．

研究の概要

これまでに開発した，等幅格子系コードを使用したシミュレーションによって，光電子放出を含む太陽風プラズマ環境下で，セイル周辺のプラズマ空間分布を明らかにし，セイル中心に位置するペイロード近傍への荷電粒子の影響を評価した．今回は，内惑星環境，地球近傍，外惑星環境を想定し，0.5AU，1.0AU，3.0AU太陽風プラズマ環境において，これらの評価を実施した．特にセイルの帯電状態，太陽風上流面の光電子分布，太陽風下流面のイオンウェイクについて，定量的に評価した．

今年度の研究成果の概要

0.5AU，1.0AU，3.0AU 太陽風プラズマ環境において，セイル周辺に拡散する光電子の挙動を明らかにした．それぞれのプラズマ環境では，背景プラズマ密度に依存して光電子の拡散度合いが異なる事が確認された．太陽風上流面近傍では，いずれの環境でも背景電子密度の１０倍程度の密度の光電子雲の存在が確認された．光電子放出は，太陽風下流面では，イオンウェイクに起因するポテンシャル構造が形成され，宇宙機構体電位飽和値に影響を及ぼすことが確認された．

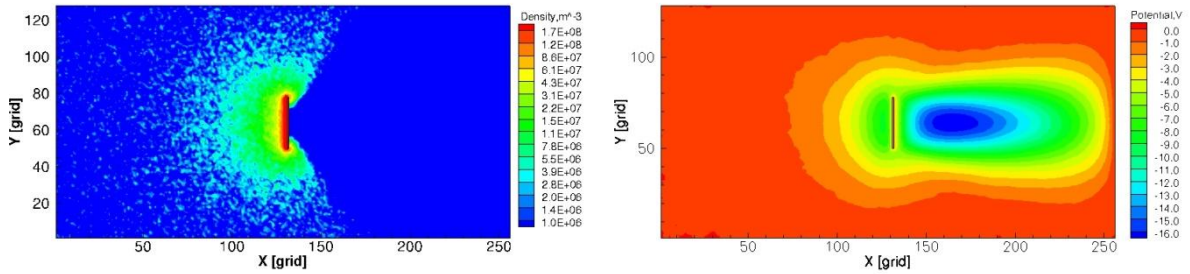


図1　0.5AU太陽風プラズマ環境における，セイル周辺に拡散する光電子空間分布(m^{-3})（左）と静電ポテンシャル（右）．時間は0.25ms．図の中心に位置する矩形はセイルモデル断面．太陽風方向は図中左から右．モデル左面が日照面で，太陽光強度4Solarが照射されていると想定している．セイル下流側のウェイクポテンシャルは-16Vに達し，構体電位を負に沈めている．

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Takanobu Muranaka, Satoshi Hosoda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Numerical Analysis of Charged Particle Effects on Solar Sails for Interplanetary Flight," Acta Astronautica. (2011 年 2 月受理, 査読行程中)

査読なし論文

2) Takanobu Muranaka, Satoshi Hosoda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Numerical Analysis of Charged Particle Effects on Solar Sails for Interplanetary Flight," The 61st International Astronautical Congress, Prague, September 27-October 1, 2010. (IAC-10-D5.3.6)
3) Takanobu Muranaka, Satoshi Hosoda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Numerical Analysis on Solar Sail Charging in Interplanetary Environment," The 11th Spacecraft Charging Technology Conference, Albuquerque, September 20-24, 2010.

口頭発表

4) Takanobu Muranaka, Satoshi Hosoda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Numerical Analysis of Charged Particle Effects on Solar Sails for Interplanetary Flight," The 61st International Astronautical Congress, Prague, September 27-October 1, 2010. (IAC-10-D5.3.6)
5) Takanobu Muranaka, Satoshi Hosoda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Numerical Analysis on Solar Sail Charging in Interplanetary Environment," The 11th Spacecraft Charging Technology Conference, Albuquerque, September 20-24, 2010.
6) 村中崇信, 臼井英之, 篠原 育, 「ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動と帯電特性に関する数値シミュレーション」, 第 7 回宇宙環境シンポジウム, 東京国際フォーラム, 東京都, 2010年10月19-20.

高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究

Research on aerothermodynamicsunder real-gasconditionin high-enthalpyshock 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)
研究分担者：東北大学工学研究科，澤田恵介(sawada@cfd.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学工学研究科，荻野要介(yogi@cfd.mech.tohoku.ac.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

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.

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.
アポロ形状模型の数値予測値と計測値と比較し，不確かさを評価.

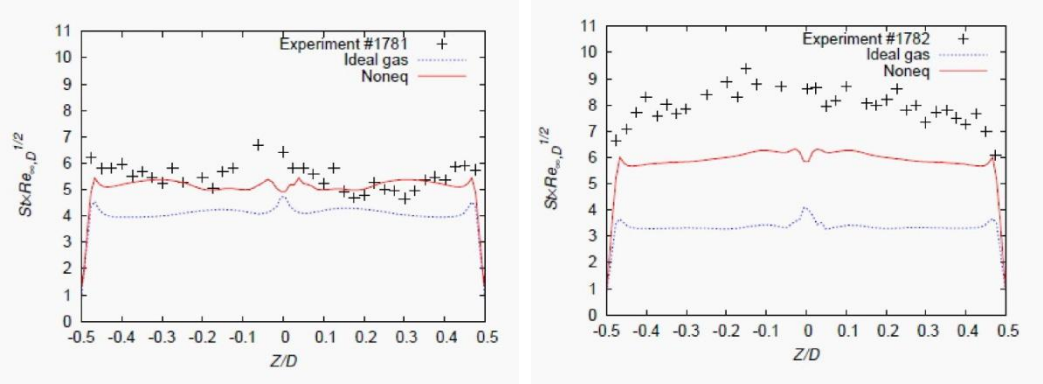


図1　模型の熱流束分布　左H0=8MJ/kg，右H0=22MJ/kg

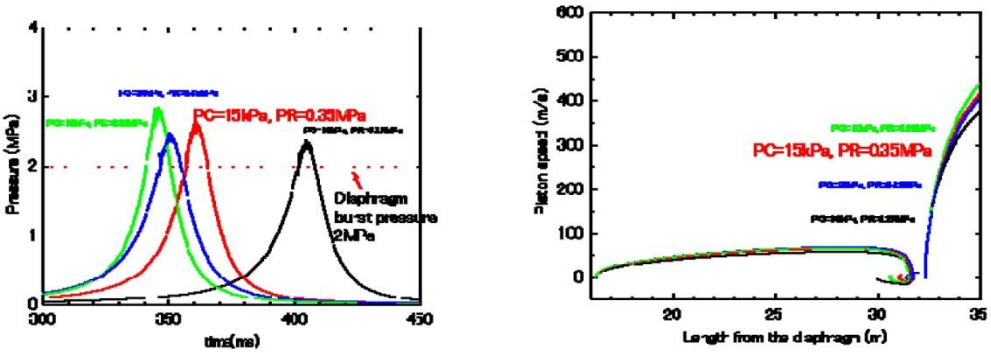


図 2　バリスティックレンジの性能評価
左：ポンプチューブ[圧力履歴
右：ピストン，プロジェクタイル速度履歴

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) 丹野 他，二段式径ガス銃 HEK-G を用いた空力試験，第 43 回流体力学講演会
2) Tanno et.al.， Current status of gas-driven light gas gun in JAXA， Aeroballistic range association meeting 2010.
3) 丹野 他，高圧・高エンタルピ流れにおける Apollo 模型の空力加熱，日本機械学会 2010 年度年次大会
4) 高エンタルピ・高圧気流条件での再突入カプセルの風洞試験，宇宙航行の力学シンポジウム 2010 口頭発表

複合エンジンにおける燃焼状態制御
−擬似衝撃波を伴う空気流と円孔垂直噴流の混合に関する数値解析−

Combustion Control in Rocket-Ramjet Based Combined-Cycle Engine -Numerical Simulation on Mixing of Airflow/Transverse Circular Jet in Pseudo-Shock Wave System-

研究グループ

研究代表者：宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究グループ，
富岡定毅(tomioka.sadatake@jaxa.jp)
研究分担者：慶應義塾大学大学院，小林輝男(y14303@educ.cc.keio.ac.jp)
慶應義塾大学大学院，富岡大河(astronautaiga@z6.keio.jp)

計算の目的

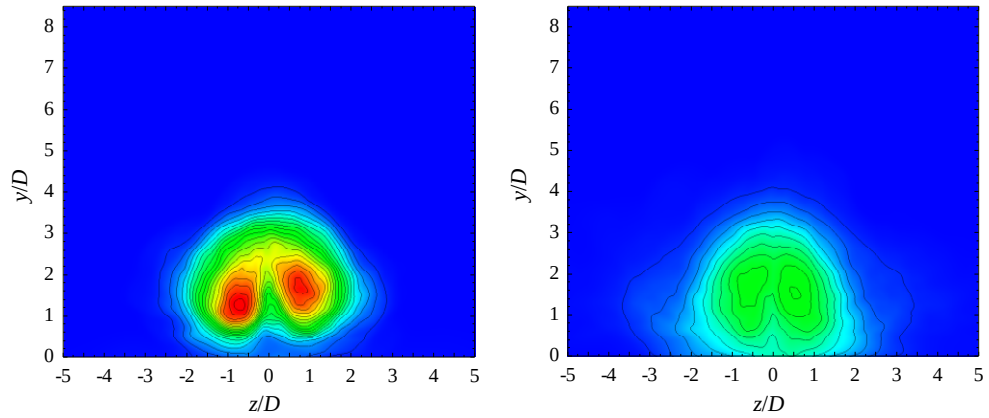
近年JAXAでは，次世代型宇宙輸送機の推進機関として，ロケット-ラムジェット複合エンジンの研究が行われている．このエンジンはスクラムジェットエンジンの流路内にロケットエンジンを組み込むことで，地上静止状態から極超音速までの幅広い速度領域に対応している．飛行マッハ数が3 - 7の場合を想定しているラムジェットモードにおいて，燃焼器に流入する気流は熱を加えられることで閉塞する．また燃焼器内では，壁面に沿って境界層が形成され，境界層と衝撃波が干渉し，擬似衝撃波(PSW)と呼ばれる一連の衝撃波群が発生する．このPSWが燃料噴射位置より上流に伝播し，空気流と燃料の混合及び燃焼はPSWを伴う状況で生じる．そのため，PSWと噴流の干渉する流れ場を調査することは，燃焼状態の制御を通じてエンジン性能を向上させる上で重要である．そこで本報告では，PSWを有する流れ場における円孔からの垂直噴流の貫通や混合を調査する．

研究の概要

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

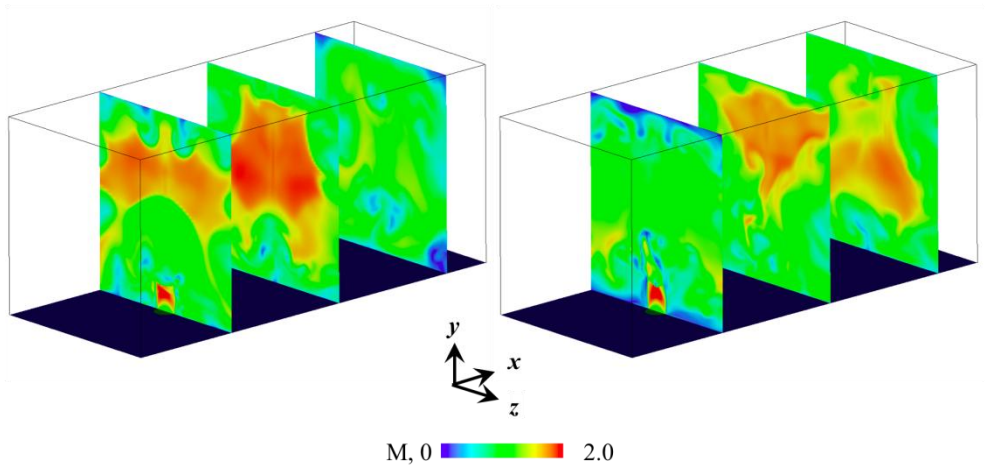
今年度の研究成果の概要

図1にPSWの有無を変化させた場合の，同測定位置での噴流気体の断面等モル分率線図を示す．図1bより，PSWによって，噴流気体の濃度が小さくなっていることが分かる．主流に対する噴射気体の混合がPSWによって促進されたことを確認できた．また，噴流は測定部高さ方向よりも幅方向に拡散する傾向が見られる．図2にPSWを伴う主流中におけるマッハ数線図及び噴射気体の等モル分率の瞬間図を示す．示している断面はx/D = 0，6，12である．PSWが発生していない場合の空気流は一様であったが，PSWが発生していることで，管中央では膨張・圧縮を繰り返している．従って，噴流前方の主流状態に影響され，噴流の高さ方向の到達距離が大きく変化したと言える．管中央の空気流が膨張することで，噴流の高さ方向への伸長が抑制されると，噴流は幅方向へ広がっている．本研究対象では，PSWのShock train中に噴流を噴射しているため，噴射孔下流においても同様の主流状態が続き，噴流がPSWよって大きく振動している．以上より，噴流のゆらぎの増大が，PSWを有する主流/噴流混合が高さ方向よりも幅方向に対して顕著となった原因であると考えられる．

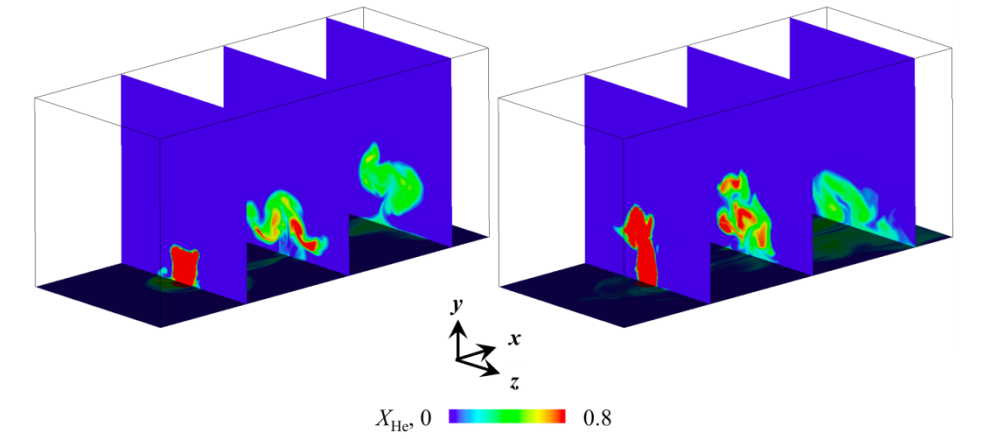


a) w/o PSW　　b) w/ PSW

図 1　y-z 平面等モル分率線図 (x/D = 8.8)



a) t = 1.65 ms,　マッハ数　　c) t = 2.08 ms,　マッハ数



b) t = 1.65 ms,　モル分率　　d) t = 2.08 ms,　モル分率

図 2　PSW を伴う主流中におけるマッハ数線図及び噴射気体の等モル分率の瞬間図

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会，仙台，2011年3月
2) 第54回宇宙科学技術連合講演会，静岡，2010年11月
3) 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit,　Nashville,　USA,　July, 25-28,　2010

火星探査航空機の主翼まわりの流れ解析と翼型効果

Analysis of Airfoil Effects on Flow around Main Wing of Mars Airplane by Numerical Simulation

研究グループ

研究代表者：九州工業大学 大学院 工学研究院 機械知能工学研究系 宇宙工学部門,
米本浩一(yonemoto@mech.kyutech.ac.jp)
研究分担者：九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士前期課程 2 年,
井上雄介(i344109y@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

計算の目的

九州工業大学は，火星探査飛行機WGの空力班のメンバーとして，火星飛行機の空力設計を分担している．火星の大気密度は地球の1/100程度と非常に小さく，探査のために低速飛行を要求されるため飛行レイノルズ数は10^4～10^5と，通常の航空機の飛行レイノルズ数が10^6から10^8であるのに対し極めて小さく，空力特性や翼周りの流れに関する詳細な知見は未だ得られていない．

本研究では，火星飛行機で想定されるRe数領域において3次元非圧縮性流れのNavier-Stokes方程式を数値的に解き，流れ場や空力特性に影響を及ぼす翼型の効果を明らかにすることを目的とする．

研究の概要

計算は非定常で，層流を前提として乱流モデルを用いずに直接数値計算を行い，3次元非圧縮性Navier-Stokes方程式の解法としてMAC法，離散化の手法として対流項にはK-Kスキーム，その他の空間差分として2次精度中心差分を用いた．

計算対象は，風洞試験での測定例の多いNACA0012翼型と平板翼(t/c=8.6%)に加え，火星飛行機と同程度のRe数で飛行する手投げ模型グライダー用に開発された石井翼型である．

計算条件としてRe数は1×10^4，3×10^4，5×10^4の3条件で，スパン方向に周期境界条件を用い，2次元翼型の計算とした．

今年度の研究成果の概要

計算結果での空力特性は日本大学の2次元翼NACA0012翼型の風洞試験，東北大学の2次元翼石井翼型の風洞試験結果と良く一致しており，特に東北大学のPSP(感圧塗料)による圧力計測実験とも一致する結果が得られた．平板翼型については同形状の2次元翼型の風洞試験結果がないため今後検証が必要である．

計算ではRe数と迎角が大きくなるにつれて実験結果と値がずれていく傾向にあるため，Re=1×10^4の結果が最も実際の現象をあらわしているとして考察を行った結果，以下の知見が得られた．

翼上面の流れ場の様相は迎角が増えるにつれて，剥離なし，後縁剥離，剥離泡，前縁剥離と変化していき，それぞれの特徴は次のようになっている．

・後縁剥離による圧力変動は比較的小さいが，負圧が小さくなる．
・剥離泡が存在する領域では負圧が一定で大きく，揚力が増加する．
・剥離泡が形成された後流れが再付着できなくなると，前縁剥離となり
翼上面全域で負圧が一定となり失速を示す．

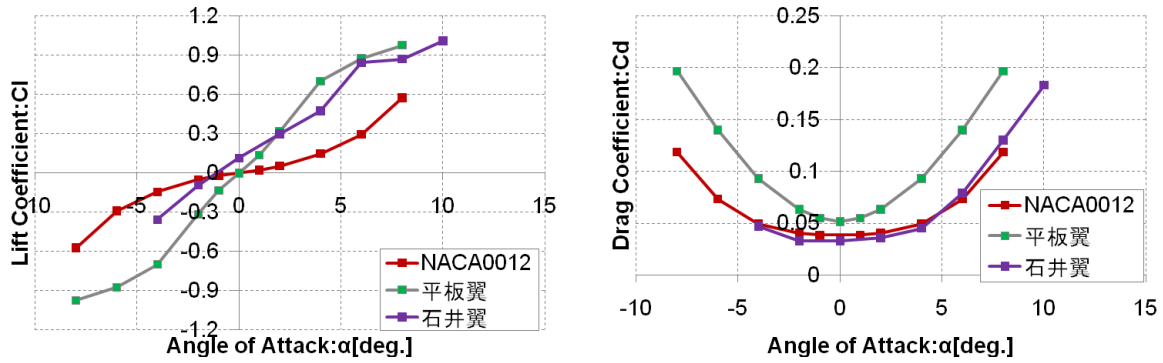
翼型ごとに見ると

NACA0012翼型では，低迎角から後縁剥離しその領域も大きいため，また剥離泡を形成する迎角が大きいため揚力特性が非線形で揚力が小さい

平板翼型では，低迎角から剥離泡を形成し，迎角が増加しても失速するまで様相が変化しないためで揚力特性は線形で大きく，後縁の厚みと剥離泡により抗力も大きい

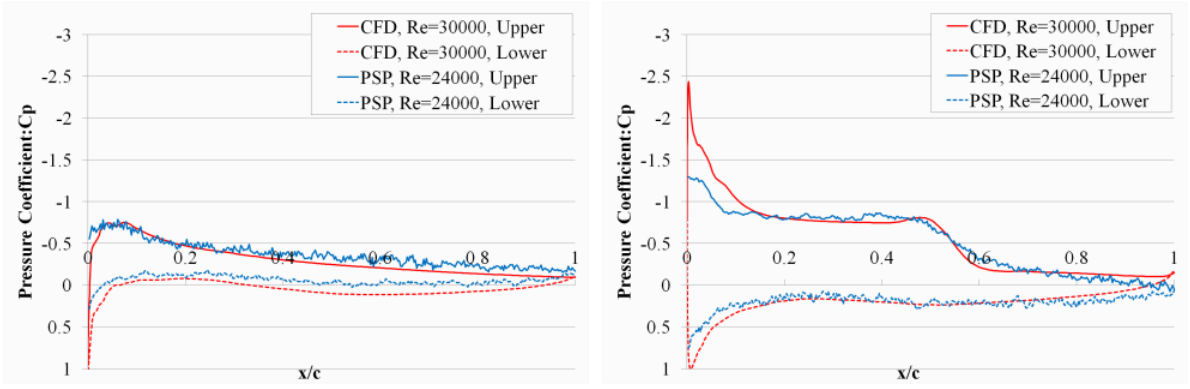
石井翼型では，NACA0012翼型と似た流れ場の変化だが後縁剥離領域が小さく揚力特性は比較的線形でキャンバの存在で翼下面に負圧がないため揚力は大きい

今後の研究課題としては，スパン方向の計算条件(格子点数，スパン長，境界条件)の妥当性の検証，流体ソルバーの3次元翼型への対応，高速な連立一次方程式のソルバーの導入などがあげられる．



(a)揚力特性　　(b)抗力特性

図 1　空力特性の比較(Re=1.0×10⁴)



(a)α = 2[deg.]　　(b)α = 6[deg.]

図 2　圧力係数分布の計算と PSP 計測との比較(石井翼型)

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 神馬義貴，“火星飛行機の低レイノルズ数空力特性に関する研究”，第54回宇宙科学連合講演会，2010年

2) 井上雄介，“火星探査航空機の主翼まわりの流れ解析と翼型効果”，日本機械学会九州支部第 64 期講演会，2011 年

二次元翼周りの低レイノルズ数流れのマッハ数依存性

Mach Number Effect at Low Reynolds Number Flow around Two-dimensional Airfoil

研究グループ

研究代表者：九州工業大学 大学院 工学研究院 機械知能工学研究系 宇宙工学部門,
米本浩一(yonemoto@mech.kyutech.ac.jp)
研究分担者：九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士前期課程 2 年,
神馬義貴(i344125y@tobata.isc.kyutech.ac.jp)
九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士前期課程 1 年,
西原 健(j344135k@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

計算の目的

九州工業大学は，火星探査飛行機WGの空力班のメンバーとして，火星飛行機の空力設計を分担している．火星の大気密度は地球に比べて100分の1程度であり，飛行レイノルズ数は10^4~10^5と極めて小さくなる．本研究室の昨年までの研究から，この低Re数領域では，Re数が同一でも，流体に空気を用いた風洞試験結果と，流体に水や油を用いた曳航水槽試験結果で空力特性に差異がみられることがわかってきた．

そこで，本研究では，その差異の原因が圧縮性の影響にあると考え，NACA0012翼まわりの流れの数値計算を行うことで，低Re数での流れ場のマッハ数依存性を考察することを目的としている．

研究の概要

本研究は$Re=10^4$~10^5の低Re数における圧縮性の効果に着目し，基本的な流れ場であるNACA0012翼周りについて数値解析を行った．

支配方程式には2次元圧縮性Navier-Stokes方程式を用い，乱流モデル無しのRANS解析を行った．差分スキームは，対流項に前処理型AUSMDVを使用し，高次精度化に2次精度MUSCL法を使用している．また，粘性項には2次精度中央差分を使用した．計算格子は格子点数13万点のC型格子であり，Re数は10000と50000の二つについて，Re数10000ではマッハ数範囲0.01~0.7，Re数50000ではマッハ数0.3と0.7について，迎角範囲0°~6°の条件で計算を行った．

今年度の研究成果の概要

Re数10000での計算結果としては，マッハ数0.1~0.7の範囲では揚力に非線形性がみられたが，マッハ数0.01では線形となった．また，抗力係数を見ると，マッハ数の増加に伴って抗力係数が増加する傾向がみられた．抗力係数を摩擦抗力係数と圧力抗力係数に分解したものを図1に示す．これを見ると，マッハ数0.1~0.7の範囲では，摩擦抗力係数にマッハ数依存性はみられず，マッハ数の増加に伴って圧力抗力係数が増加する傾向がみられることがわかる．マッハ数分布や圧力係数分布をみると，この原因は，マッハ数が増加することで剥離点が前縁側に移動することによる剥離領域の増加にあると考えられる．マッハ数0.01の場合では，翼表面からの流れの剥離はみられず，それにより他のマッハ数よりも摩擦抗力係数が大きくなり，揚力特性は線形的になったと考えられる．

Re数50000での計算結果として，揚力特性と抗力特性を日本大学の実験結果と，本研究室での二次元非圧縮性数値計算と比較した結果を図2に示す．Re数50000の結果をみると，迎角の高い領域で抗力係数が負になっている部分がみられ，実現象に合わない結果が出ていることがわかる．抗力係数を圧力抗力係数と摩擦抗力係数に分解して検討した結果，これは圧力係数の低下によることがわかった．マッハ数

分布と圧力係数分布をみると，Re数50000では，剥離点が非常に前縁に近くなっており，前縁付近の圧力係数が低く，後縁付近では流れの再付着により圧力係数が高くなっていた．これにより，圧力抗力係数の低下がみられたと考えられる．また，マッハ数0.7の迎角が高い領域では衝撃波の発生がみられ，それにより翼上面の圧力が下がり，揚力が増加したと考えられる．

本来は衝撃波の発生に伴い，造波抵抗が生まれ，抗力の増加がみられるはずであるが，今回の結果をみると，迎角の増加で抗力が減少してしまっている．

以上のように，今回の計算結果では実現象や理論にそぐわない結果が出ており，今後は計算手法の見直しが必要であると考えられる．

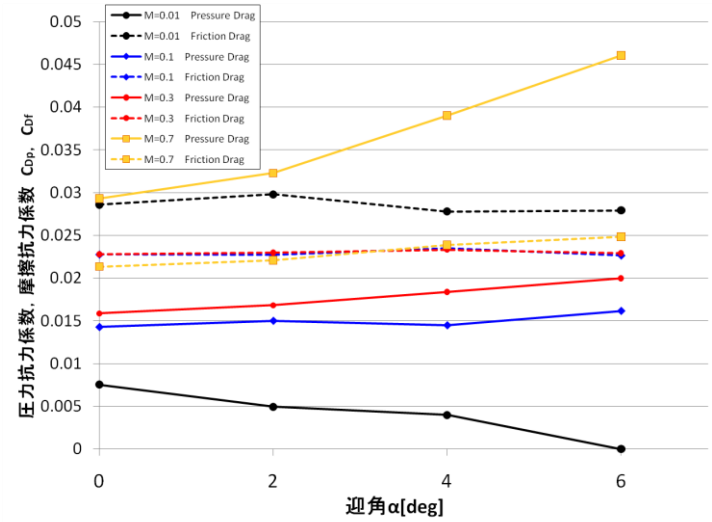
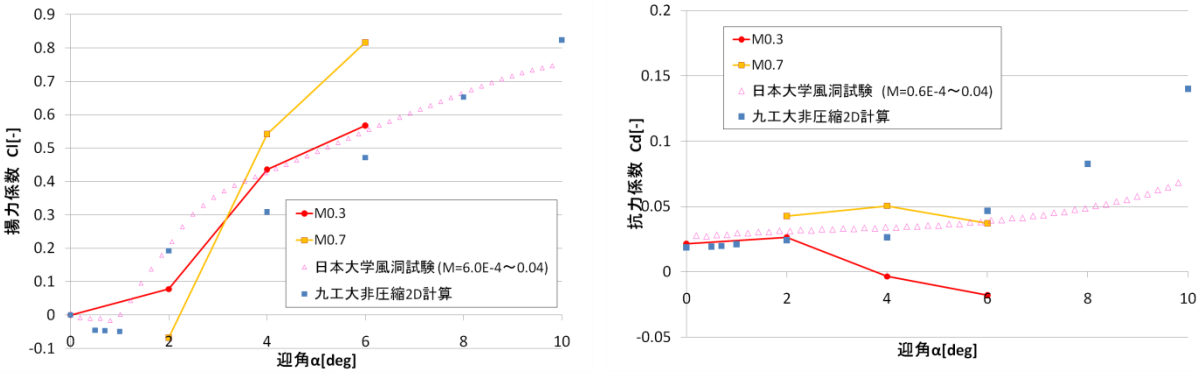


図 1　Re=10000 における圧力抗力係数と摩擦抗力係数



(a)揚力特性　　(b)抗力特性

図2　Re=50000における揚力特性と抗力特性

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 神馬義貴，“火星飛行機の低レイノルズ数空力特性に関する研究”，第 54 回宇宙科学連合講演会，2010 年

ロケットーラムジェット複合サイクルエンジンの数値解析

Numerical Analysis of Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine

研究グループ

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

計算の目的

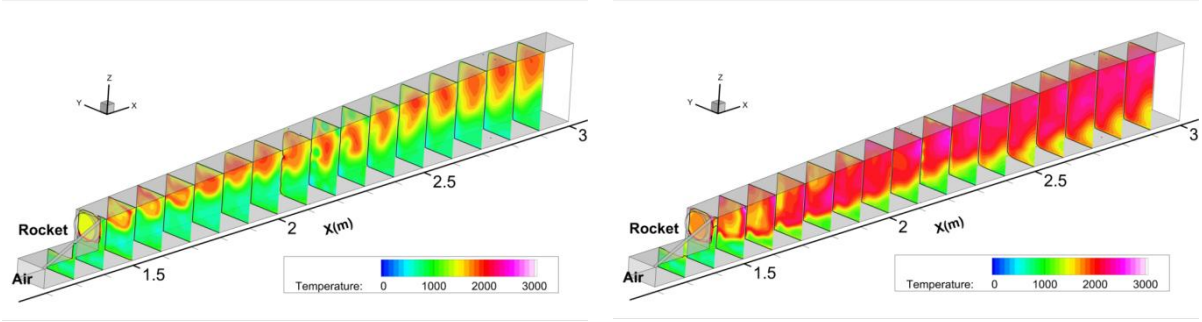
本研究では，CFDを用いて，JAXA研究用ロケットーラムジェット複合サイクルエンジン内部の流れ構造の詳細を解明すること及びエンジン作動特性の理解を深めることを目的としている．

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

E3エンジンのスクラムモードの作動特性及び内部流れ構造について，地上燃焼試験前の事前解析として飛行マッハ8の条件でCFD解析を実施し，ロケット燃焼圧P_cの違いによる比較を行い，また二次燃料噴射の効果について調査した．その結果，今回調べた範囲では，推力及び比推力はP_cが大きい方が良い性能となった．しかしながら燃焼による推力増分は，用いたロケットの推力よりも小さいものとなった．これは捕獲空気の燃焼による圧力推力の増加よりも，ロケット排気流による摩擦抗力の増加の方が大きいからであった．また二次燃料を燃焼器中間位置より全壁面の垂直方向に噴射したところ，推力に関してほとんど効果がなく，比推力は悪化した．特にP_cが小さい場合，ロケット排気流の酸素流量よりも捕獲空気の酸素流量の方が多いため推力増強を期待したが，摩擦抗力の増大を上回るものではなかった．この原因はP_cが小さいと燃焼効率が著しく低下するためであった．



(a) P_c=0.6MPa　　(b) P_c=5MPa

Fig.1　Contours of temperature on several y-z planes with 2nd fuel injection in combustor.

研究成果の公表状況

1) 小寺, 谷, 植田, ”スクラムジェットモードにおけるロケット―ラムジェット複合エンジンの数値計算”, 第 51 回航空原動機・宇宙推進講演会前刷集
2) 小寺, 谷, 植田, ” マッハ 6 飛行条件における複合エンジン・ラムジェットモードの数値計算”, 第 42 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 2010 後刷集

剥離を伴う乱流境界層の DNS

Direct numerical simulation of a separated turbulent boundary layer

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

剥離乱流DNSデータベースの構築

研究の概要

剥離を伴う平板乱流境界層の DNS を実行し，データベースを構築すると同時に，剥離現象の解析および乱流モデルの開発を行う．

今年度の研究成果の概要

1) 既往の剥離乱流 DNS よりも高精度な流入データ（乱流境界層の DNS データ）を用い，逆流が明確に現れる剥離乱流境界層の DNS を世界で初めて実施した．

2) DNS データを用いた乱流モデルの検証を通じ，標準 k - ε モデルでは，剥離域では渦粘性係数が過大，再付着点より下流では渦粘性係数が過小，となり剥離・再付着現象を予測困難となることを明らかにし，新しい知見に基づくモデルの必要性を確認した．

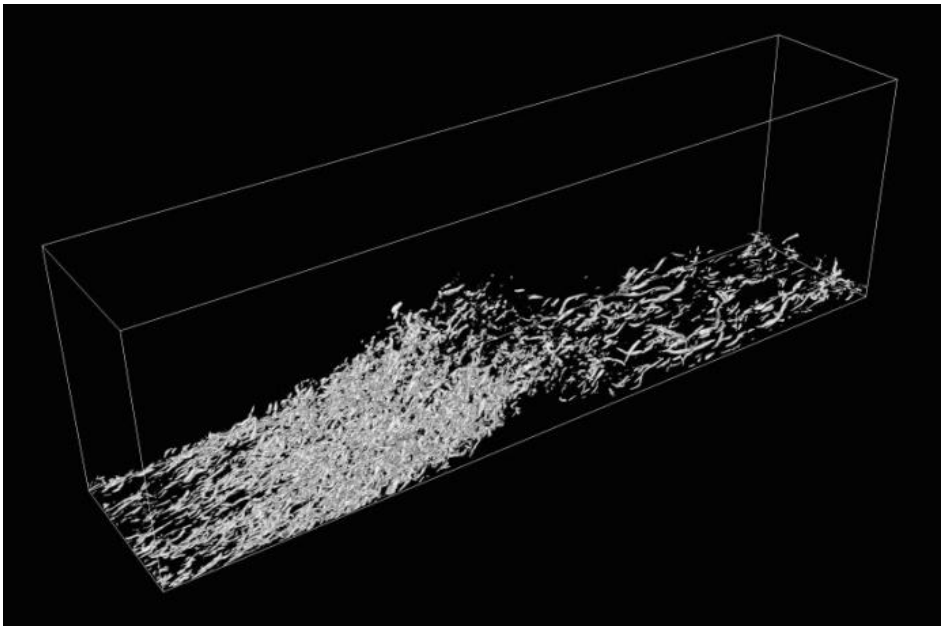


図1　剥離を伴う平板乱流境界層のDNSにおける渦構造

研究成果の公表状況

1) Hiroyuki Abe, “Passive scalars in Turbulent boundary layers,” NORDITA-FLOW Spring school on Turbulent Boundary Layers, KTH, Stockholm, Sweden, April 9, 2010 (Invited lecture).
2) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“リスケール・リサイクル法を用いた平板乱流境界層DNSデータベースの構築”第42回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010講演論文集，米子コンベンションセンターBiG SHiP，1C-14 (2010) (CDROM).
3) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“リスケール・リサイクル法を用いた平板乱流境界層のDNS,” 日本機械学会年次大会講演論文集，名古屋工業大学，pp. 21-22 (2010).
4) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“剥離を伴う平板乱流境界層のDNS,” 日本流体力学会年会2010講演論文集，北海道大学，p. 118 (2010).
5) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi and Yuichi Matsuo, “DNS study of a separation bubble in a turbulent boundary layer,” Bulletin of the American Physical Society 63th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics (Long Beach, CA, November 21-23, 2010), Vol. 55, No. 16, p. 215.
6) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“直接数値シミュレーションによる剥離乱流の解析および乱流モデルの研究開発,” 成22年度JAXA宇宙航空技術研究発表会前刷集，日本科学未来館，pp.108-109, (2010).
7) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“剥離を伴う平板乱流境界層の乱流構造,” 京都大学数理解析研究所RIMS研究集会，京都大学数理研究所，(2011).
8) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“剥離を伴う平板乱流境界層におけるレイノルズ数依存性,” 第60回理論応用力学講演会，東京工業大学, OS06-02 (2011) (CDROM).
9) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“剥離を伴う平板乱流境界層のDNSおよび乱流モデルの検証,” 第26回生研TSFDシンポジウム講演論文集，東京大学生産技術研究所，pp. 21-24 (2011).

液滴間火炎伝播メカニズム研究

Research on Flame Spread Mechanism of Fuel Droplet

研究グループ

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

計算の目的

「きぼう」第 2 期利用選定テーマ「Group Combustion」において，ランダム分散液滴群の燃え広がり実験を実施予定である．実験条件設定や実験結果との比較を行うため，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に与える影響及び火炎燃え広がりに方向に与える影響について検証を行う．

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う．

今年度の研究成果の概要

微小重力実験結果から，燃焼する2液滴を干渉させた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）よりも早く着火する結果が得られている．シミュレーションでも同様の傾向が得られるか計算を実施した．火炎燃え広がりの指標となる燃え広がり速度の値については実験値と差があるものの，燃え広がり傾向については実験と同様の結果が得られた．

また，実験結果と燃え広がり特性（燃え広がり限界，伝播速度）を近づけるための計算パラメータ検討を実施した．

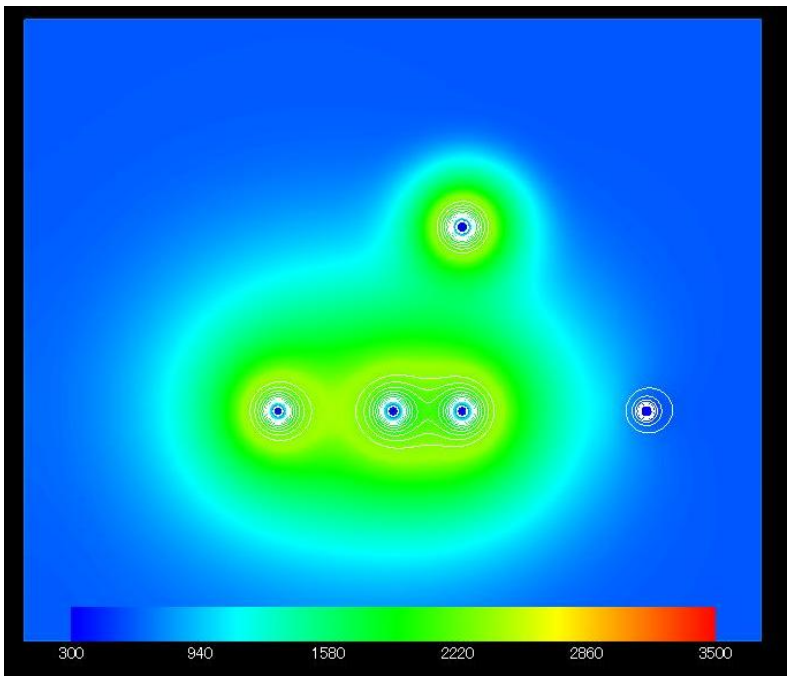


図１　２次元不等間隔液滴群の火炎燃え広がり

研究成果の公表状況

1)　平成22年航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
「燃料液滴間火炎燃え広がり過程の数値解析」

原始惑星系円盤における磁気回転不安定性による圧力バンプ形成と微惑星形成

Formation of a quasi-steady pressure bump by the magnetorotational instability and its implication on planetesimal formation in protoplanetary disks

研究グループ

研究代表者：東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻,
加藤真理子(marikok@geo.titech.ac.jp)

計算の目的

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

研究の概要

ガスとダストから成る原始惑星系円盤において，ダストが集積し，自己重力不安定を起こすことで微惑星が形成されると考えられているが，その詳細な過程はまだ解明されていない．本研究では，この問題に対して，円盤内の磁場と差動回転する電離ガスが誘発する磁気回転不安定性（Magnetorotational Instability: MRI）に注目した．円盤内の磁場強度やガス電離度が動径方向によって異なるとき，MRI は一部領域でのみ励起し，角運動量・質量輸送効率が非一様になる．したがって，ガス回転速度と質量の動径方向分布が非一様に変化する．その結果，ダスト落下をせき止め，ダスト集積を促す状態となった．本研究ではこれまでに，3 次元磁気流体シミュレーションに超粒子（ダスト）を加えた計算を行い，MRI 成長からダスト集積の過程を再現し，その詳細を調べてきた．また，ダスト自己重力場も同時に計算することで，集積したダストが自己重力不安定を引き起こし，微惑星を形成する過程も調べた（図 1）．さらに，ダストサイズ，初期ダスト/ガス密度比や初期磁場構造（MRI が引き起こす乱流の強さを変える）を様々に変えた計算結果より，本モデルにおける微惑星形成可能条件を解析的に求めた．

今年度の研究成果の概要

① 微惑星形成可能条件をまとめる

自己重力不安定を引き起こすには，ダスト自己重力が熱変動を上回らなければならない．つまり，ダスト密度が高く，ダストの速度分散が小さいことが条件となる．本研究の微惑星形成モデルにおいてこれらの値は，初期の磁場構造・電離度構造，初期ダスト/ガス密度比，ダストサイズによって異なることが，ダスト自己重力場なしのシミュレーションによりわかっている．そこで，これらの結果を用い，ダスト自己重力と熱変動を計算し，自己重力不安定が起きる条件を解析的に求めた（図 2）．その結果，本研究のモデルにおける微惑星形成可能条件として (1) 弱乱流状態（初期の磁場構造・電離度構造に制限が与えられる），(2) 数十センチのダスト，(3) 初期ダスト（数十センチ）面密度＞標準モデル(Hayashi 1981)の約 30 パーセント　があげられることを示した．

また，この条件が満たされる原始惑星系円盤内の領域や，他の微惑星形成モデルとの比較についても議論を進め，まとめた．

② ガス電離度計算を含めた磁気流体シミュレーション

原始惑星系円盤内のガス電離度は，中心星からの熱による電離，X 線・宇宙線による電離，ガス相中における各分子との反応，ダスト表面における電子再結合によって決まる．したがって，主にガス密度やダスト（ミクロンサイズ）密度によって決定される（Sano et al. 2000）．しかし，ダスト表面における電子再結合を考慮し，ダスト密度によってガス電離度が変化するような磁気流体シミュレーションは，莫大な計算負荷が理由でこれまでに行われてこなかった．一方，Okuzumi (2009)は，ダスト表面における電子再結合を考慮に入れてガス電離度が半解析的に導出できることを示した．この半解析解を用いれば, ガス電離度を各時間において計算する磁気流体シミュレーションが簡単に出来る．そこで本研究では，この半解析解を用いた，可変ガス電離度磁気流体シミュレーションを行った．

その結果，磁場や電離度が初期に一様であっても，ガス密度やガス回転速度が動径方向に非一様に変化し，その状態が平衡状態となることがわかった．このメカニズムは以下のとおりである．MRIが成長する際に，ガス密度（∝ダスト密度）が揺らぐことで，ガス電離度が変化する．したがってMRI成長率が非一様になり，角運動量・質量輸送効率が非一様になることから，ガス密度やガス回転速度分布が非一様に変化する．コリオリ力と圧力勾配による力がつり合い，平衡状態となるのである．ガス密度の微小な揺らぎがMRI成長率の非一様性を著しくさせることから，新たな不安定性といえる．本研究では，計算領域の円盤動径方向距離や領域サイズを様々に変え，この不安定性の成長率を議論した．

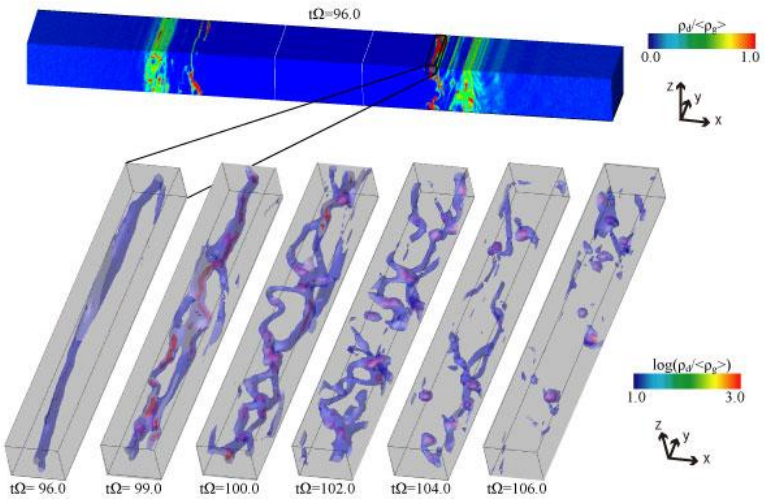


図1　自己重力不安定による微惑星形成
（色：ダスト密度，x，　y，　z：円盤動径，回転，垂直方向）

MRIが非一様に起き，準定常な圧力バンプが形成され，ダストが局所領域に濃集する（上図）．

その結果，自己重力不安定が起き，微惑星が形成される（下図）．

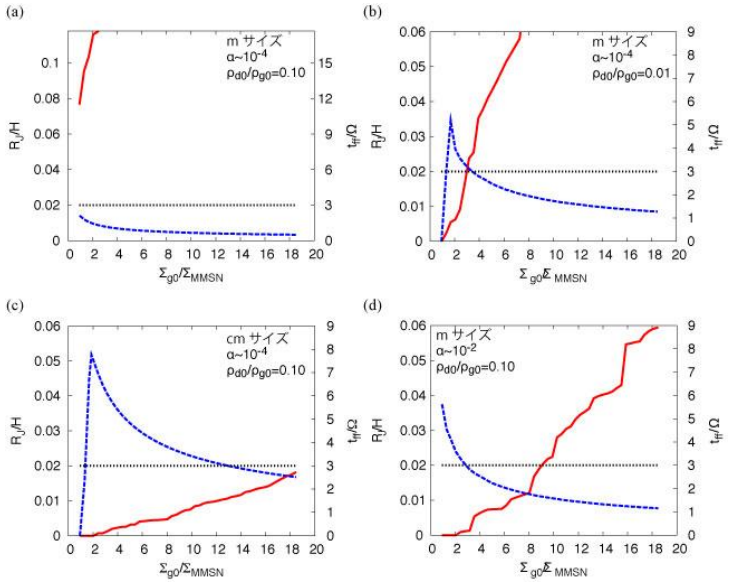


図2　モデルによる自己重力不安定性励起可能性の違い
（横軸：初期ガス面密度，左縦軸：ジーンズ半径R_J,
右縦軸：自由落下時間t_{ff}，各パネルa，b，c，dは初期設定が異なる）

初期ガス密度（∝初期ダスト密度）が大きいほど，自己重力不安定性が起きやすい．R_J>0.02H(=2dx)かつt_{ff}<3Ω^{-1}であれば自己重力不安定可能とすると，自己重力不安定励起可能となる初期ガス密度は標準モデルの約（a）0.3倍，(b) 3倍，(c) 20倍，(d) 10倍となり，モデルによって異なる．この違いは，ダストサイズ（a，c），初期ダスト/ガス密度比(a，b)や，初期磁場構造による乱流レベルの違い（a，d）によるものである．MRIが非一様に起き，準定常な圧力バンプが形成され，ダストが局所領域に濃集する（上図）．その結果，自己重力不安定が起き，微惑星が形成される（下図）．

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) Mariko Kato,　Formation of a quasi-steady pressure bump induced by the magnetorotational instability and its implication on planetesimal formation in protoplanetary disks,　Doctor Thesis, 2011. 3.

口頭発表

2) 加藤真理子，奥住 聡，Anders Johansen，佐野孝好，電子再結合を考慮に入れた MHD シミュレーション：MRI による準定常ガス高密度領域の形成，　日本惑星科学会 2010 年秋季講演会，　2010 年 10 月 6-8 日

IB 法を利用した大規模計算用流体ソルバーの開発

Development of the CFD code using Immersed Boundary Method

研究グループ

研究代表者：住友ゴム工業㈱ 研究第一部，角田昌也(m-tsunoda.az@srigroup.co.jp)
研究分担者：住友ゴム工業㈱ 研究第一部，Arjun Yadav(y-arjun.az@srigroup.co.jp)
JAXA 情報・計算工学センター 計算機運用・利用技術チーム，
松尾裕一(matsuo.yuichi@jaxa.jp)
JAXA 数値解析グループ 非定常流・振動セクション，
村上桂一 (murakami.keiichi@jaxa.jp)

計算の目的

自作ソルバーの超並列時のパフォーマンスを確認し，ソフトのロジック変更等によって，並列化効率を改善し，大規模計算に適した計算ロジックを開発する．

研究の概要

回転しながら飛行する場合，飛行中に着氷する場合等，非定常計算を実施するときに，物体の移動を取り扱うケースが増えているが，格子を生成しなおす，スライディングインターフェースを設ける等，計算コスト上昇，並列化効率低下を招く原因となる事が多い．そこで，IB法に着眼し，移動境界を扱うときに，これらのネガを払拭することができるかどうかを確認する．

今年度の研究成果の概要

非圧縮性の流体ソルバーで，IB法を用いて，移動境界を扱いつつ，かつポアソン方程式FFT+直接法で高速に解く事ができる手法を開発し，JAXA-Mシステムで並列化性能を確認した．MPI通信の方法もできるだけアイドルタイムが生じないロジックに変更し，512node，2048並列まで，ほとんどリニアーな並列化効率が得られる事を確認した．

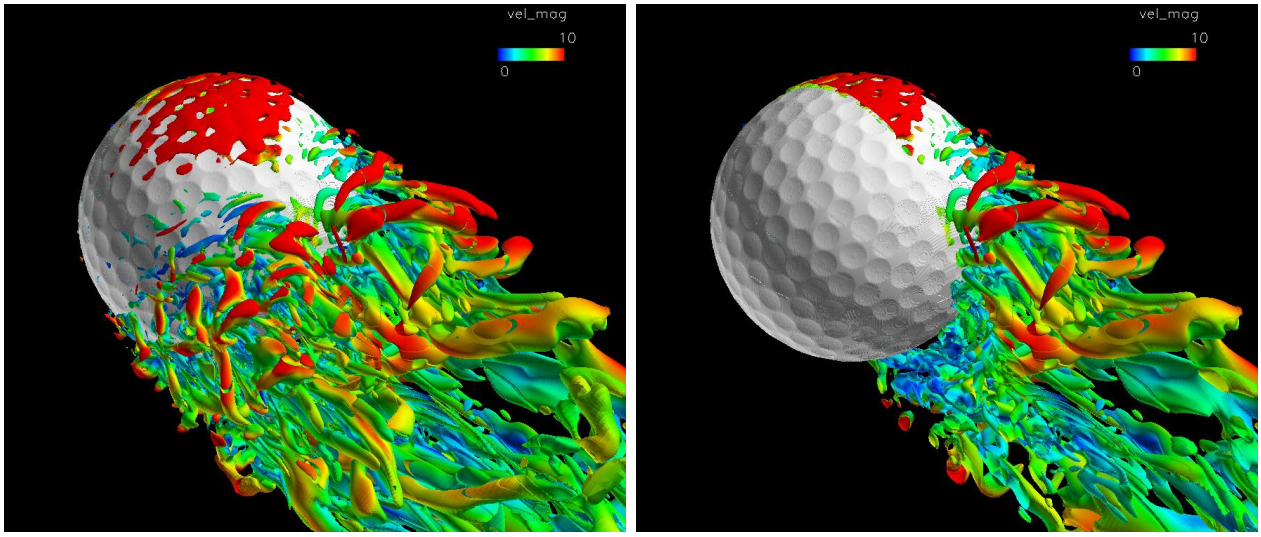


図1　回転して飛行中のゴルフボール（渦度のiso-surface）

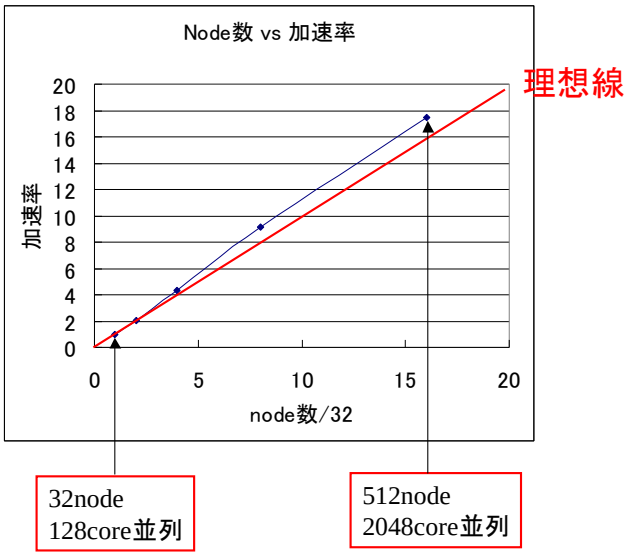


図 2　node 数　vs 加速率　のグラフ

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) 月刊化学　4 月号に掲載予定

口頭発表

2) VINAS ユーザーズミーティング 2010 にて発表

空力弾性翼に関する研究

Study of Aeroelastic Wing

研究グループ

研究代表者：研究開発本部機体構造グループ，玉山雅人(tamayama.masato@jaxa.jp)
研究分担者：機体構造グループ，磯貝紘二(koji.isogai@nifty.com)

計算の目的

省エネルギー型の輸送機の主翼への応用が期待される高アスペクト比前進翼の遷音速フラッタ現象に関する研究を行う．この他，基礎研究としてフラッタ現象を利用した発電の研究，鳥や昆虫の羽ばたきによる飛翔，魚の高速遊泳のメカニズムの研究を行う．

以上の研究を行うために，主として，2次元および3次元のナビエ・ストークス・コードを用いた数値シミュレーションを行う．

研究の概要

省エネルギー型輸送機の主翼への応用が期待される高アスペクト比前進翼の遷音速におけるフラッタ現象を明らかにするために，3 次元ナビエ・ストークス・コードによる数値シミュレーションを行い，前進翼に特有な，衝撃波剥離現象を含む複雑なフラッタ現象を解明している．また，基礎研究として，フラッタ現象を利用して発電を行うシステムにおける流の剥離現象の効果を明らかにするために 2 次元および 3 次元ナビエ・ストークス・コードを用いた数値シミュレーションを実施している．また，生物の飛行・推進メカニズムを解明するために，羽ばたき翼および魚の尾ひれ周りの流の数値シミュレーションを実施している．

今年度の研究成果の概要

高アスペクト比前進翼の衝撃波剥離を含む複雑なフラッタ現象（ショック・ストール・フラッタ）の数値シミュレーションを実施し，前進翼に特有なフラッタ現象の特性を解明している．(本研究は来年度も継続して行う予定である.）また，フラッタ現象を利用した発電システムの研究では，2枚以上の翼による干渉効果を利用したシステムによる発電量の増加効果を数値シミュレーションによって明らかにした．

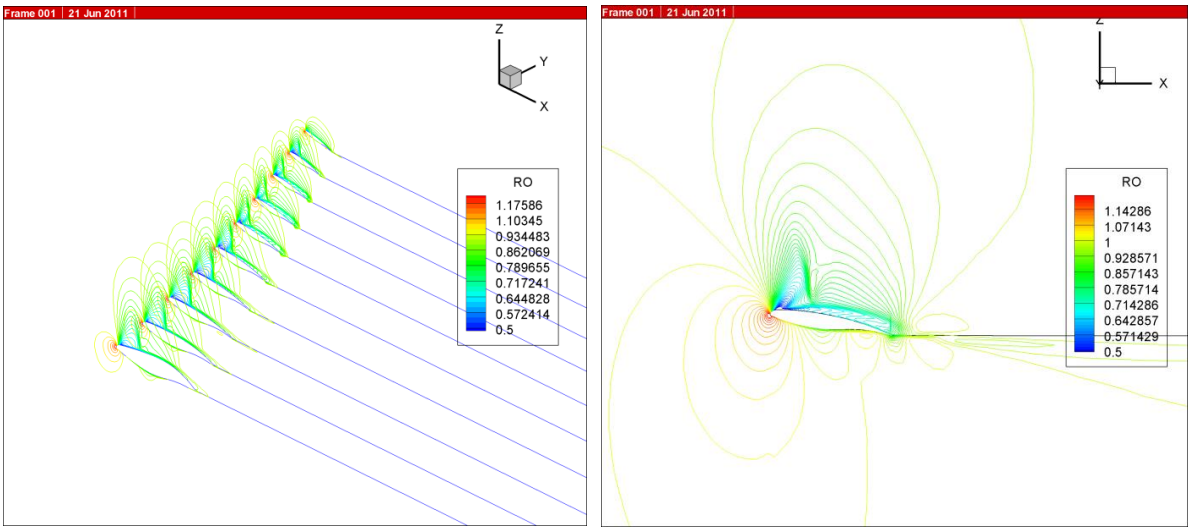


図1　高アスペクト比前進翼の衝撃波剥離を伴うフラッタ発生時の流れの様子（等密度線図）
(M=0.715,　α=2 deg,　dynamic pressure=41 kPa)

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Isogai,　K. and Kawabe,　H.,　“Transition Flight Simulation of Flapping Wing Micro-Aerial Vehicle,”Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences,　Vol. 53,　No. 180,　Aug. 2010,　pp. 138-146.
2) 永井弘人，磯貝紘二，藤本達見，“PIV による昆虫羽ばたき翼の空力メカニズムの可視化,”可視化情報学会誌，Vol. 30,　No. 119,　2010 年 10 月，pp. 214 – 219.
3) Nagai,　H. ,　Isogai,　K.,　and Fujimoto,　T.,　“Experimental Study on Flow Interaction Between Fore- and Hind-Wings of Dragonfly in Hovering and Forward Flight,”27th International Congress of The Aeronautical Sciences,　Sep. 2010,　CD-Rom,　ICAS 2010-3.1.2

査読なし論文

4) Isogai,　K.,　”Theoretical and Experimental Study of Elastically Supported Flapping Wing Power Generator,”AIMM’10 (The first international conference on Advances in Interaction & Multiscale Mechanics,　Jeju,　Korea,　31 May -2 June 2010.

口頭発表

5) 磯貝紘二，河邉博康，永井弘人，西口 瞬，“共振型羽ばたき翼を搭載した MAV の姿勢制御に関する研究,”第 48 回飛行機シンポジュウム，CD-R,　1D14,　2010 年 11 月.
6) 磯貝紘二，“昆虫型飛翔ロボットの研究,”福岡工業大学教育研究改善事業，知能機械工学科主催特別講演会，平成 23 年 1 月.

高エンタルピ流の数値解析

Numerical simulation on high-enthalpy flows

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.masahirio@jaxa.jp）

計算の目的

宇宙往還機の再突入熱空力に関する現象解明，高温衝撃風洞 HIEST の試験精度向上及び CFD 精度向上のため，熱的・化学的非平衡現象を伴う高エンタルピ流の数値解析技術の確立及び CFD コードの整備を目的としている．

研究の概要

宇宙往還機を模擬した鈍頭円錐模型の力計測試験をHIESTにおいて実施したところ，軸力係数CAの気流エンタルピ条件に対する変化傾向が模型鈍頭部半径により異なる結果となった．また，熱的平衡を仮定したCFDを適用したが試験結果を再現できなかった．そこで，この現象の解明のため，今年度は鈍頭円錐の空力特性に対する並進－振動（T-V）緩和遅れや気流の非一様性等の影響について検討した．

今年度の研究成果の概要

T-V緩和遅れを考慮した場合，模型淀み点から模型表面に沿って流れが急激に加速膨張する領域において振動緩和遅れが顕著となり（図1），その影響で壁圧が熱的平衡値より低下した（図2）．鈍頭部曲率半径が大きいR50モデルでは，この壁圧低下によりCAが熱的平衡値より低下し試験結果に僅かだが近づいたものの，CAの変化傾向は再現できず定量的には不十分であった．

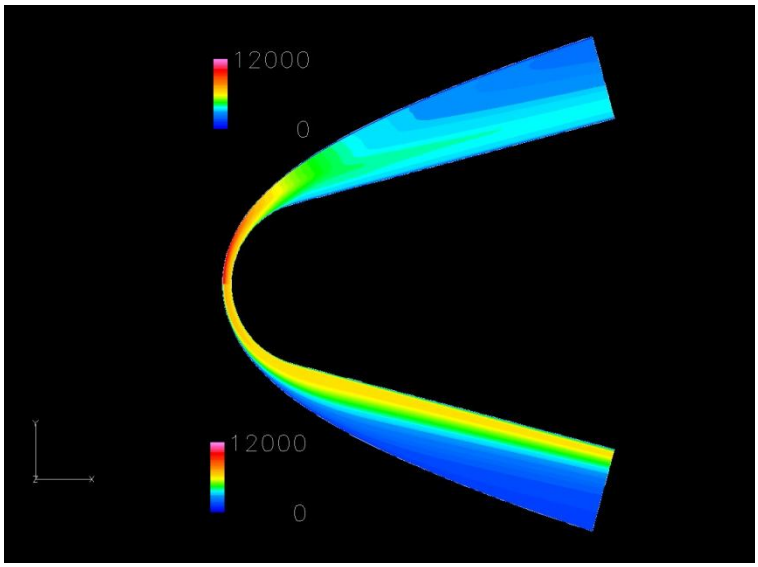


図1　R50鈍頭円錐模型周りの温度分布（16MJ/kg，上段：並進温度，下段：振動温度）

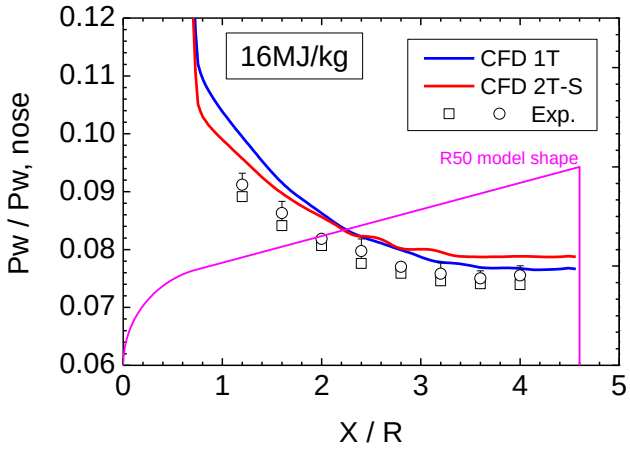


図 2　R50 鈍頭円錐模型の壁圧分布（16MJ/kg）

研究成果の公表状況

1）髙橋ら，「鈍頭円錐の高エンタルピ空力特性に関する数値解析」pp.41-44，平成 22 年度衝撃波シンポジウム講演論文集

無衝突衝撃波の 3 次元粒子計算:衝撃波遷移層中の粒子ダイナミクス

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

研究グループ

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

計算の目的

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

研究の概要

今回の計算は，世界で最も先端的な3次元の無衝突衝撃波の粒子計算で，約4億点の格子を電磁場に，約 5,000億個の超粒子を計算空間に導入した計算を行った．PIC法のシミュレーション・コードの実行効率は 5,776個のコアを利用し時に理論ピーク演算性能の約9%の性能を達成している．具体的なプラズマパラメータについては，衝撃波再形成過程を同定したCluster-II衛星の観測やGeotail衛星の観測によって電子加速が確認された典型的な値を選んで，観測結果との比較も行えるようにした．一部の加速粒子については，粒子の軌道を高時間分解でサンプルし，個別粒子の加速の物理過程を追えるようにデータを取得した．一方，過去の低次元計算の結果と比較することを目的に，3次元計算と同一物理パラメータを採った1，2次元の計算，あるいは，電子-イオン質量比による依存性を調査する為に，異なる質量比の3次元計算を行った．

今年度の研究成果の概要

今回の計算結果の重要なポイントである，衝撃波遷移層の最前面において発見された強い電磁波の性質を明らかにすることを目標に解析を行った．計算領域が限られていることによる境界条件の影響の可能性が指摘されていたが，低質量比の計算等を行った結果，プラズマ波動の波長はおよそイオン慣性長程度であり，主磁場に対して±～45° の伝搬角度を持った波であることが明らかにできた．しかし，この波動は従来の線形解析によって予測される波とは異なっており，衝撃波遷移層における非線形効果によって現れたことが明らかになってきた．

電子加速については，被加速粒子の軌道解析をした結果，今回発見された電磁波が大きな役割を果たすことが明らかになった．基本的には波動によってたまたま衝撃波遷移層に補足された粒子が電場方向にドリフトすることでエネルギーを得る，ドリフト加速的な加速プロセスになっている．補足効率と加速効率について更なる解析を進めているところである．

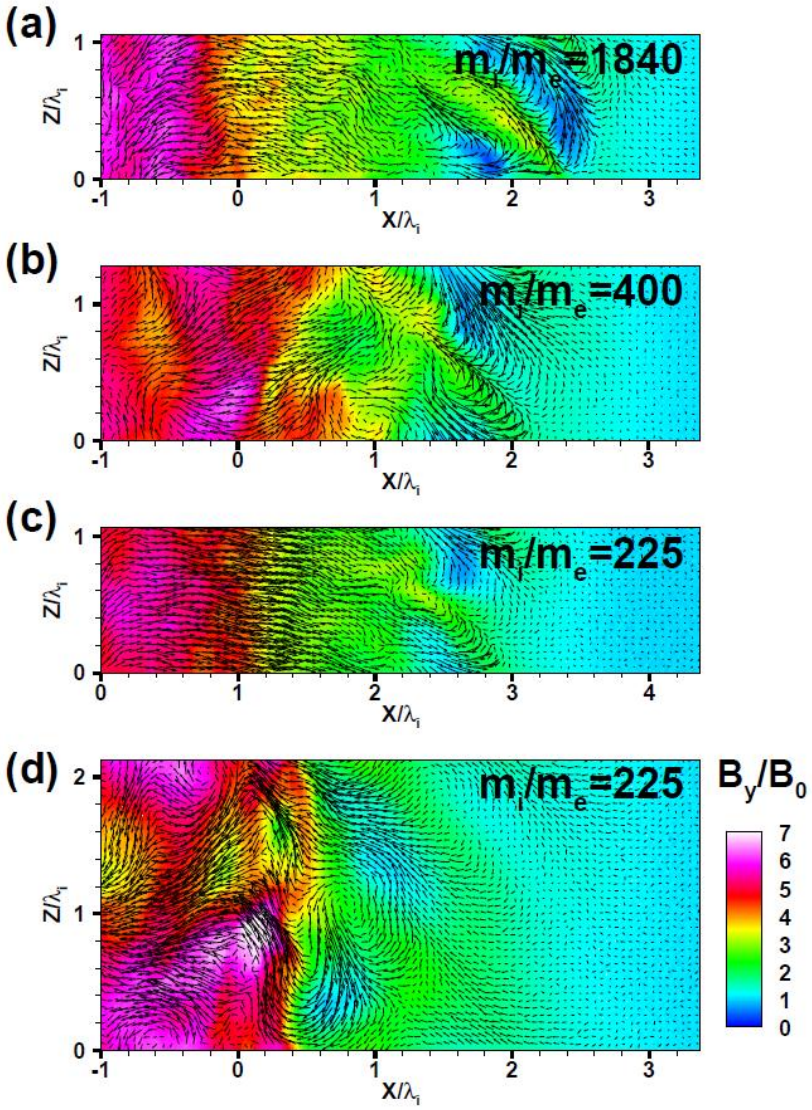


図 1　衝撃波遷移層最前面に現れるプラズマ波動のイオン-電子質量比依存性：主磁場成分 By の強度分布を x-z 面のスライス上のカラーコンター図によって示す.
(a)（電子質量）／（イオン質量）= 1840, (b) 400, (c) 225（Ly=Lz～1 イオン慣性長）, (d) 225（Ly=Lz～2 イオン慣性長）.

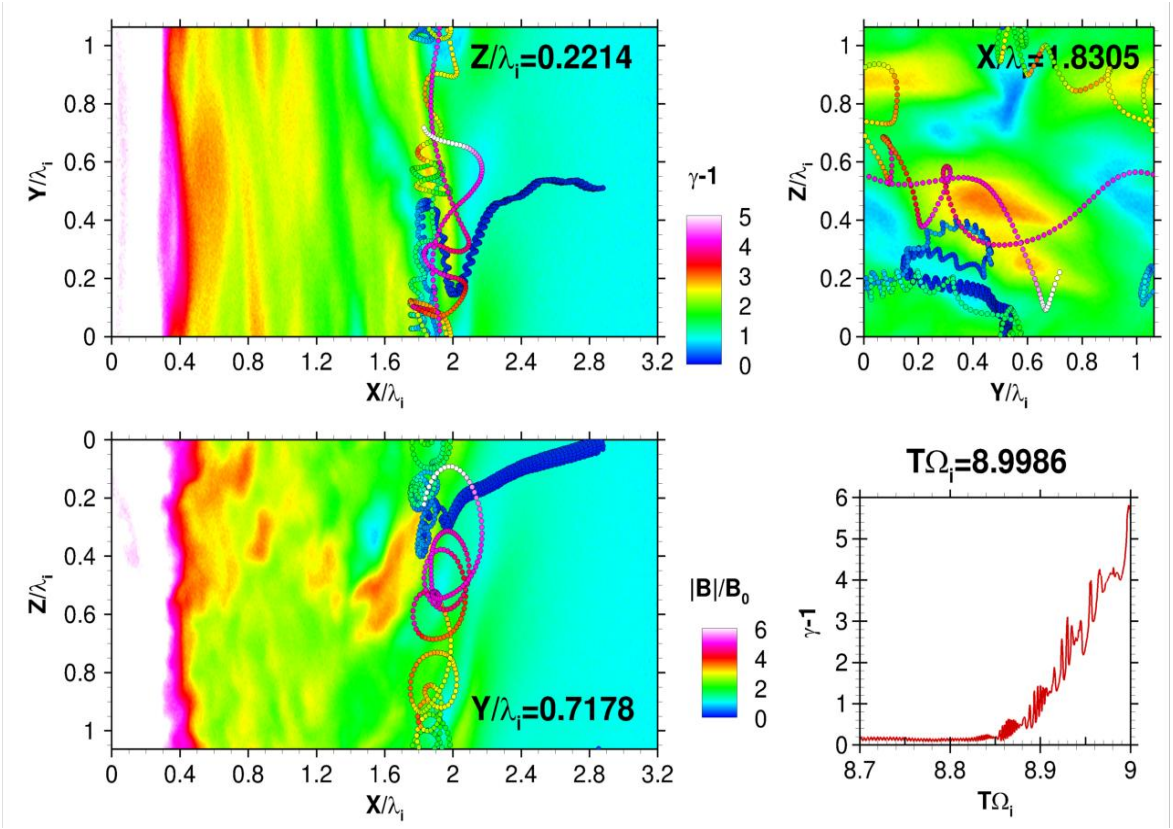


図 2　被加速電子の粒子軌道の一例．磁場強度のカラーコンター図（xy，xz，yz 面）の中において電子の軌道を表示．粒子軌跡のカラーはエネルギーを表す．

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Shinohara, I., M. Fujimoto, R. Takaki, and T. Inari, A 3D Particle-In-Cell Simulation of Quasi-Perpendicular Shock on Fujitsu FX-1 Cluster, IEEE trans. Plasma Sci., doi10.1109/TPS.2011.2106515, 2011.

口頭発表

2) Shinohara, and M. Fujimoto, Results of a 3-D full particle simulation of quasi-perpendicular shock, AGU fall meeting 2010, 2010, San Francisco, Calfornia.
3) I. Shinohara, and M. Fujimoto, Electron acceleration at a perpendicular shock observed in a 3D PIC simulation, COSPAR-2010, 2010, Bremen, Germany.
4) I. Shinohara, and M. Fujimoto, Electron acceleration at quasi-perpendicular shock: A result of 3D PIC simulation, EGU 2010, 2010, Wien, Austria.
5) 篠原 育, 藤本正樹, 垂直衝撃波における電子加速, 第128回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 2010, 那覇.
6) 篠原 育, 藤本正樹, 無衝突衝撃波の大規模3次元粒子計算の結果, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010, 2010, 米子.
7) 篠原 育, 大規模粒子シミュレーションから見えてきた宇宙空間プラズマ中のスケール間結合, 日本地球惑星科学2010連合大会, 2010, 幕張.

超音速再突入における DSMC 粒子計算

DSMC Simulations for Hypersonic Reentry Flows

研究グループ

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

計算の目的

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

研究の概要

まず，二次元軸対称のDSMCコードを開発し，回転，振動緩和モデル，化学反応モデル等を組み入れる．次に，このコードを三次元コードに拡張し，MPI並列化を目指し，その計算効率を確かめる．さらにマッハ数が20を超えるような流れでは，電子励起や輻射の影響を無視できないためこれらのモデルを確立する．

今年度の研究成果の概要

今年度は，二次元軸対称および三次元DSMCコードを開発した．回転，振動緩和モデルに加え，TCE(Total Collision Energy)化学反応モデルも加え，その結果を検証した．このコードを用いて，火星無着陸サンプルリターンの実現に向けた大気突入流れの計算，希薄風洞ノズル流れの計算，触媒性計測装置流れの計算等を行った．今後は，より複雑な流れに対応するため，電子，イオンを考慮した流れ，イオン化反応，電子励起反応モデル等を開発していく．

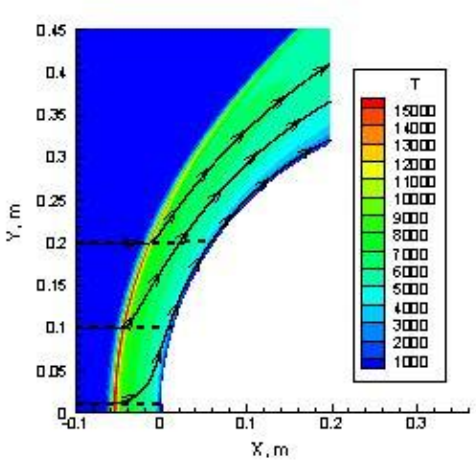


図 1　無着陸サンプルリターンミッションにおける火星大気突入ショックの DSMC 流れ場，並進温度の等高線図

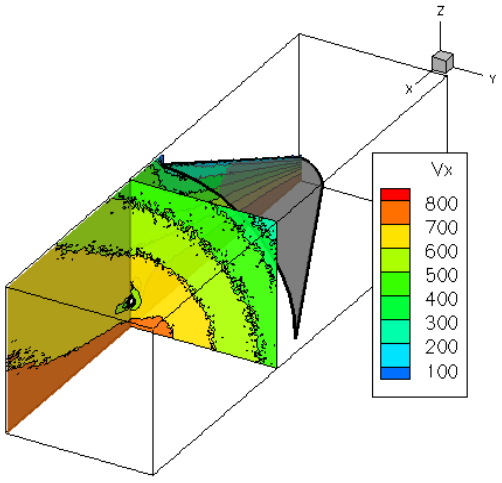


図 2　希薄風洞のノズル流れ(DSMC 三次元計算)，流束の分布

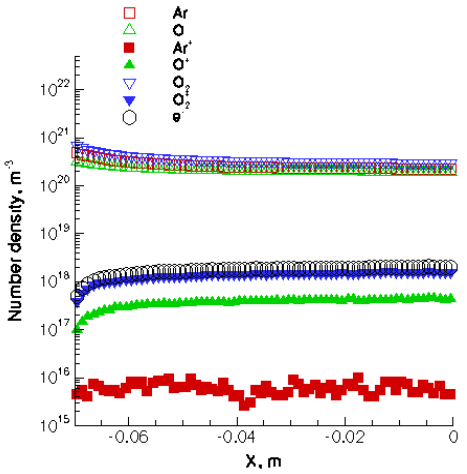


図 3　触媒性装置 Ar-O_2 流れ: 対称軸上の数密度変化

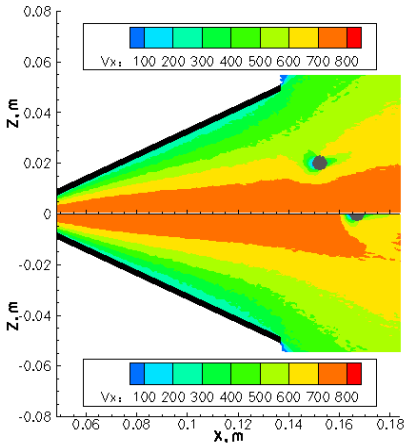


図 4　希薄風洞流れの模型による影響

研究成果の公表状況

1) Direct simulation Monte Carlo（DSMC）粒子計算コードを作成した.
2) 火星大気突入高温衝撃層のDSMC流れ場計算およびダスト粒子熱伝達計算を行った.
3) DSMCコードを用い，希薄風洞のノズル流れ計算を行った.
4) 触媒性計測装置の流れ場計算を行った.

超臨界圧における LO_X/GH_2 同軸噴流火炎の LES

LES of LO_X/GH_2 Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure

研究グループ

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

計算の目的

液体ロケットエンジン燃焼器には数百本ものインジェクターが使われている．それぞれのインジェクターでは単一の拡散火炎が形成されるが，燃焼室内部では非常に密接した状態で配置されるため，火炎間での干渉が生じていると考えられる．

本研究では，隣接して配置された複数本のH_2/O_2同軸噴流火炎について，近傍に存在する他の火炎との干渉により，流れ場や火炎構造がどのような影響を受けるのかを明らかにする．

研究の概要

本研究では，隣接して配置された3本のH_2/O_2同軸噴流火炎の間で生じる干渉について，詳細反応モデルを用いた乱流燃焼シミュレーションにより調査を実施した．単一のH_2/O_2同軸噴流火炎の結果との比較を行うことにより，近接して存在する複数の火炎間で生じる干渉による効果を明らかにした．

今年度の研究成果の概要

本研究では，隣接して配置された3本のH_2/O_2同軸噴流火炎の間で生じる干渉について，詳細反応モデルを用いた乱流燃焼シミュレーションにより調査を実施した．火炎面同士の接触などにより燃焼形態が変化することは無く，個々のインジェクターで独立した拡散火炎が形成されていることがわかった．また，火炎間の干渉による最も大きな効果として，剪断層同士の干渉により，中心に配置されたインジェクターで形成される火炎の長さが長くなる傾向が明らかになった．

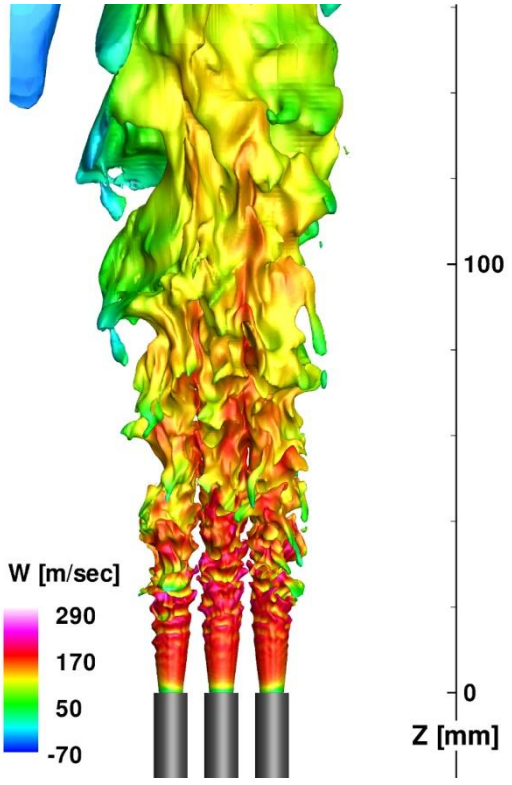


図 1　3 本の H_2/O_2 同軸噴流火炎間で生じる干渉の様子. 火炎の様子を温度 1200K の等値面で示している．温度の等値面は流れ方向速度（W）によって色付けが施されている．

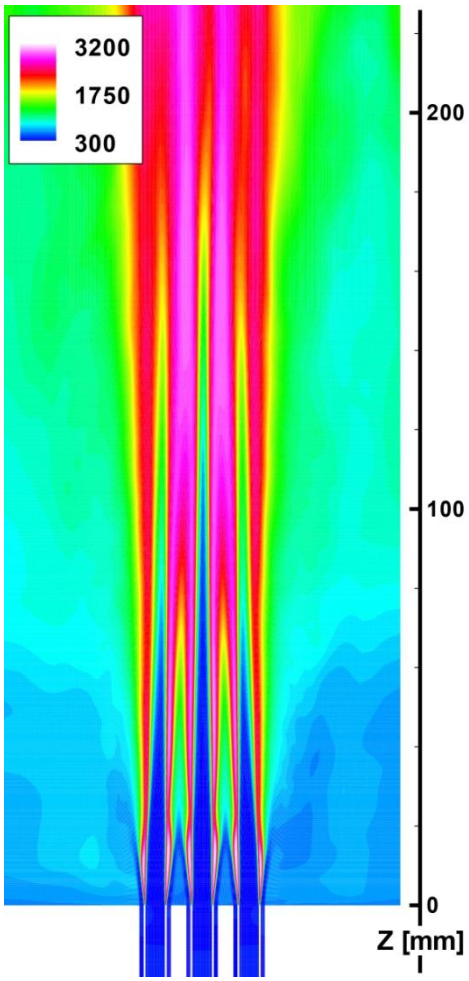


図 2　X-Y 断面における，温度の時間平均場の結果．火炎間の干渉により，中心に配置されたインジェクターで形成される火炎の長さが長くなる傾向がわかる．

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) 松山新吾，他，LES of High-Frequency Combustion Instability of LO_X/GH_2 Flame at Supercritical Pressure，AIAA Paper 2010-6567，2010.
2) 松山新吾，他，LES of H_2/O_2 Coaxial Jet Flames in a Multiple-Injector Combustor，AIAA Paper 2011-325，2011.

口頭発表

3) 松山新吾，他，超臨界圧LO_X/GH_2火炎における高周波燃焼振動のLES，第42回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010，2010.
4) 松山新吾，他，LES OF HIGH-FREQUENCY COMBUSTION INSTABILITY OF LO_X/GH_2 JET FLAME AT SUPERCRITICAL PRESSURE, 33rd International Symposium on Combustion, 2010.
5) 松山新吾，他，LES of High-Frequency Combustion Instability of LO_X/GH_2 Flame at Supercritical Pressure，46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit，2010.
6) 松山吾，他，複数のH_2/O_2乱流非予混合火炎間で生じる相互干渉のシミュレーション，第48回燃焼シンポジウム，2010.
7) 松山新吾，他，LES of H_2/O_2 Coaxial Jet Flames in a Multiple-Injector Combustor，49th AIAA Aerospace Sciences Meeting，2011.

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

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う．シミュレーション領域の中心にはダイポール磁場を有する球殻の内部境界条件を配置し，外側境界の一端から太陽風を注入し，太陽風―磁気圏相互作用を数値シミュレーションによって再現する．相互作用の結果，磁気圏全面には定在衝撃波が形成され，その下流では様々な不連続面，磁気リコネクションに代表されるプラズマ物理過程が再現されることが期待される．本研究では，高解像度の計算を行うことにより，上記現象に加え，高レイノルズ数流による MHD 乱流現象をグローバルなモデルで再現し，プラズマ加速・輸送過程についての議論を行う．

今年度の研究成果の概要

本年度では，数値スキームによるモデルの特徴を明らかにするため，上記CIP法によるモデルと modified leapfrog法（Ogino et al., IEEE, 1992）によるモデルとの直接比較を行った．その結果，北向きIMFのケースでは，両モデルにおいて閉じた磁気圏構造が再現され，磁気圏境界・カスプの位置などに良い一致が得られた．一方で，衝撃波の位置，形状，下流での物理量に顕著な違いが見られ，より正しい解を得るためには，衝撃波補足法をベースとしたモデルとの直接比較が必要であるとの結論を得た．

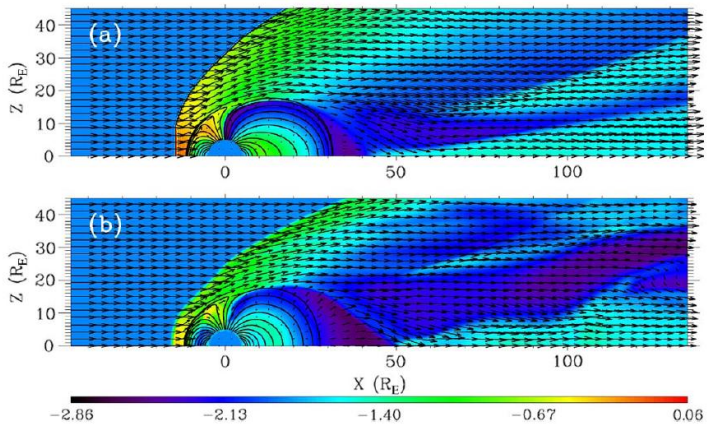


図 1
グローバル MHD シミュレーション結果. 色は子午面の圧力分布をログスケールで表し（nPa），流れのパターンと，地球に閉じた磁力線をそれぞれ矢印と直線で表す. (a) Modified leapfrog 法, (b)CIP 法をベースとしたモデルの計算結果.

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Y. Matsumoto et al. (2010), "Comparative study of global MHD simulations of the terrestrial magnetosphere with different numerical schemes", IEEE Trans. Plasma Sci., 38, 9, 2229-2235
2) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki (2010), "Formation of a broad plasma turbulent layer by forward and inverse energy cascades of the Kelvin-Helmholtz instability", J. Geophys. Res., 115, A10231, doi:10.1029/2009JA014637

口頭発表

3) 松本洋介, 「KH 不安定の乱流発展に対する運動論的パラメタ依存性」, STE シミュレーション研究会, 九州大学西新プラザ, 2011 年 2 月 28 日-3 月 2 日
4) 松本洋介, 「火星電離圏境界における KH 不安定についての理論的考察」, 次期火星探査検討会, 宇宙科学研究所, 2011 年 2 月 16 日
5) 松本洋介, 寺田直樹, 三好隆博, 深沢圭一郎, 梅田隆行, 荻野竜樹, 関華奈子, 「地球磁気圏グローバル MHD シミュレーションモデルの比較研究」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 2010 年 10 月 31 日-11 月 3 日
6) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Formation of a broad turbulent layer by forward and inverse energy cascades of the Kelvin-Helmholtz instability", Cluster 10th anniversary workshop, Corfu, Greece, Sep 27 - Oct 1, 2010 (invited)
7) 松本洋介, 関華奈子, 「高解像度磁気圏グローバル MHD シミュレーション」, 地球惑星関連学会 2010 年合同大会, 幕張, 2010 年 5 月 23 日-5 月 28 日（招待講演 ）
8) 松本洋介, 関華奈子, 「KH 不安定による幅広い混合層形成メカニズムにおける運動論的効果」, 地球惑星関連学会 2010 年合同大会, 幕張, 2010 年 5 月 23 日-5 月 28
9) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Formation of a broad plasma mixing layer by forward and inverse energy cascades of the Kelvin-Helmholtz instability", EGU General Assembly 2010, Vienna, Austria, May 2 - May 7, 2010 (invited)

液体燃料噴流微粒化過程解明の解析

Detailed Numerical Simulation of Liquid Jet Primary Atomization

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，新城淳史(shinjo.junji@jaxa.jp)
研究分担者：名古屋大学大学院 工学研究科，梅村 章(akira@nuae.nagoya-u.ac.jp)

計算の目的

エンジン燃焼の性能や信頼性向上で重要となる燃料噴霧の形成メカニズムを探るため，詳細計算を実施し大スケール（液塊）から小スケール（液滴）に至るカスケード過程の詳細データを獲得する．その後，そのデータを用いて物理現象の解明やモデル化情報を獲得する．

研究の概要

典型的で基本的な噴霧形状である静止気体中に噴いた円形液体ジェットを対象にし，噴霧形成の物理メカニズムを解明する．分裂モデルは入れず，可能な限り直接計算で詳細に解像できるよう格子を配置する．詳細解析3例は昨年度に既に実施しているが，追加で液体レイノルズ数を上げた計算を1例（60億格子点規模）追加実施した．噴霧全体と液糸・液滴の挙動については昨年度既報であるので，今年度は液ジェット先頭部の役割，液柱コアの不安定性メカニズムおよび液体レイノルズ数効果について解析した結果を報告する．

今年度の研究成果の概要

液ジェット先頭部および背後の再循環域が先頭部エッジからの微粒化に与える影響についてデータ解析し，気相の再循環域がループを形成して微粒化を維持していることや液滴の空間分布のばらつきに影響していることなどを解明した（図1）．これは実際の噴霧に観察される液滴の空間分布の不均一性に関連している．先頭部の様子については，この知見に基づいて液滴粒子を飛ばす簡易モデル計算であっても同様の分布などを再現できることを確認した．また，液柱コアの不安定性に関しては境界層の影響を強く受けて初期には壁乱流遷移と同様の現象が起こることが分かった（図2）．更に液体レイノルズ数を上げると不安定性の増幅が速くなるが基本メカニズムに変化はないことを確認しており気相が微粒化に果たす役割を確認した．

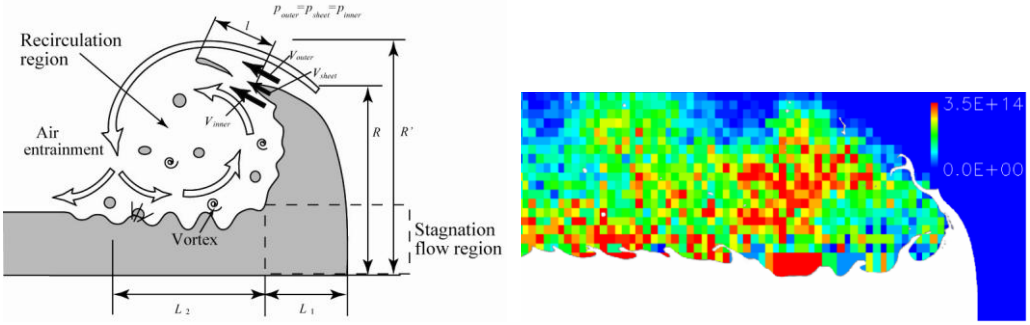


図1　先頭部微粒化ループの模式図（左）と計算結果による液滴数密度分布（右）
（研究成果 1)より）

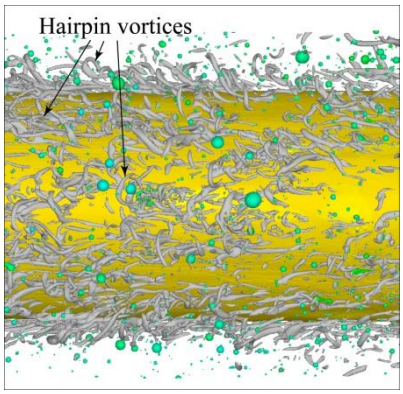


図2　液柱コアに発生し壁乱流遷移に類似した不安定性を引き起こすヘアピン渦の可視化
（研究成果 5)，　6)より）

研究成果の公表状況

査読付論文

1) “Detailed simulation of primary atomization mechanisms in diesel jet sprays (isolated identification of liquid jet tip effects)”，J. Shinjo，A. Umemura，Proc. Combust. Inst.，33 (2011) 2089-2097

査読なし論文

2) 「液体噴流微粒化過程の詳細数値解析」，新城淳史，梅村 章，ながれ，29巻2号 (2010) 91-96
3) 「液体燃料一次微粒化の詳細数値解析」新城淳史，梅村 章，微粒化，6月号 (2010) 60-65

口頭発表

4) “Detailed simulation of primary atomization mechanisms in diesel jet sprays (isolated identification of liquid jet tip effects)”，J. Shinjo，A. Umemura，33rd International Symposium on Combustion，Beijing，August 2010
5) “Characterization of primary atomization mechanism of straight liquid jets”，J. Shinjo，A. Umemura，63rd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics，Long Beach，November 2010
6) “Primary Atomization Characteristics of Diesel Fuel Sprays”，J. Shinjo，A. Umemura，8th Asia Pacific Conference on Combustion，Hyderabad，December 2010

縦渦導入型広帯域スクラムジェットエンジンの研究

Scramjet Research for Wide Mach Number Range

研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙推進系技術研究開発センター，
須浪徹治(sunami.tetsuji@jaxa.jp)
研究分担者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙推進系技術研究開発センター，
小寺正敏(kodera.masatoshi@jaxa.jp)
宇宙輸送ミッション本部 宇宙推進系技術研究開発センター，
伊藤勝宏(itoh.katsuhiro@jaxa.jp)
研究開発本部 数値解析グループ，溝渕泰寛(mizobuchi.yasuhiro@jaxa.jp)
研究開発本部 風洞技術開発センター，藤井啓介(fujii.keisuke@jaxa.jp)
研究開発本部 複合材グループ，青木卓哉(aoki.takuya@jaxa.jp)
東北大学大学院工学研究科，滝田謙一(takita@scrj.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院，渡部潤也(watanabe@scrj.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院，松原慶典(matsubara@scrj.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院，久保徳嗣(n.kubo@scrj.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院工学研究科，中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院工学研究科，佐々木大輔(sasaki@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学大学院，兼松慎一郎(kanematsu@ad.mech.tohoku.ac.jp)
慶應大学理工学部，松尾亜紀子(matsuo@mech.keio.ac.jp)
慶應大学理工学部，岡村真嗣(wallace@z3.keio.jp)
大阪府立大学大学院工学研究科，新井隆景(arai@aero.osakafu-u.ac.jp)
大阪府立大学大学院工学研究科，坂上昇史(sakaue@aero.osakafu-u.ac.jp)
大阪府立大学大学院工学研究科，比江島俊彦(hiejima@aero.osakafu-u.ac.jp)
大阪府立大学大学院工学研究科，西岡通男(mt_nishioka@world.ocn.ne.jp)
大阪府立大学大学院，早瀬裕輝 (h-hayase@aero.osakafu-u.ac.jp)
大阪府立大学大学院，弓山美希
DLR-Stuttgart (Stuttgart Univ.)，　Benjamin Rust

計算の目的

広帯域スクラムジェットエンジンおよびその要素に関し，熱空力・燃焼に関する物理現象の解明や設計，性能評価を目的とする．

研究の概要

広帯域スクラムジェットエンジンとその要素に関し，それらの実験に対応した数値解析を実施して物理現象解明を行うとともに，数値解析を利用したエンジン・要素の設計・改良・性能評価を行う．

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．アポロ形状模型の数値予測値と計測値と比較し，不確かさを評価．

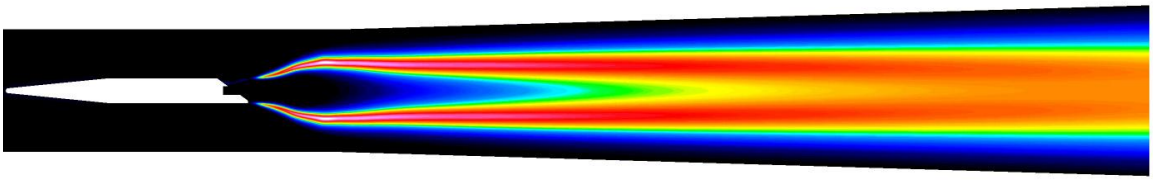


図1　スクラムジェット燃焼器における縦渦導入型燃料噴射ストラット（AWストラット）後流のOHモル分率．飛行マッハ数7.5相当のVAG燃焼実験対応計算（当量比0.5）．

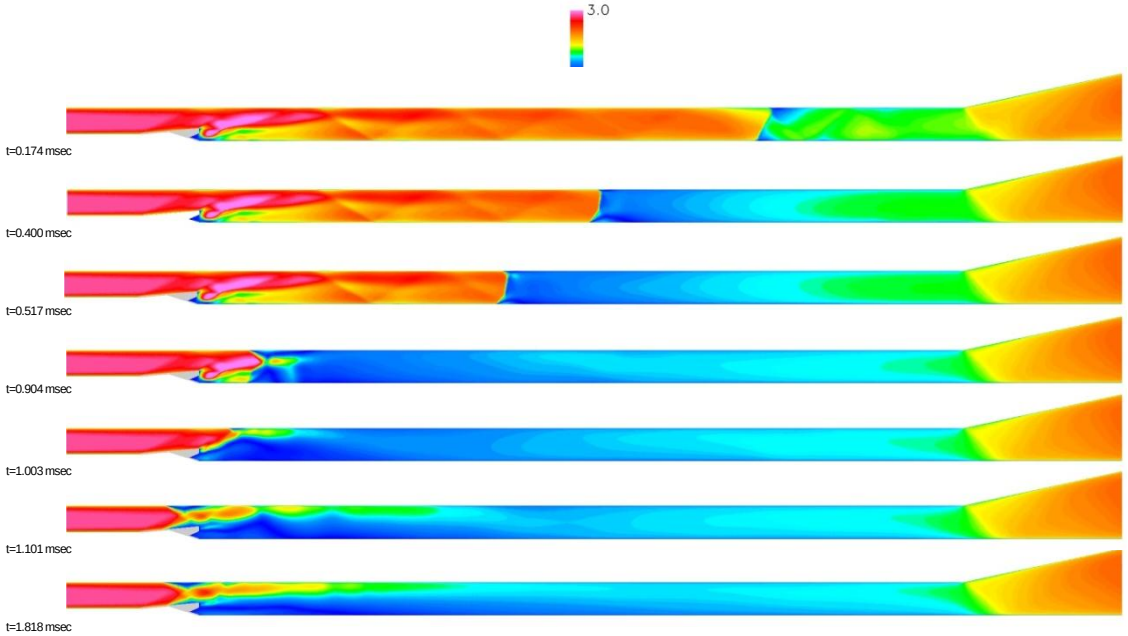


図 2　縦渦導入型スクラムジェット燃焼器（HyShot-IV 飛行実験用燃焼器）のマッハ 8 高温衝撃風洞燃焼実験の対応計算結果（マッハ数分布，当量比 1.0）．

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 小寺，須浪，B. Rust，P. Gerlinger，“縦渦を用いた超音速混合燃焼促進に関する数値的研究，”第24回数値流体力学シンポジウム講演論文集，(2010)
2) 須浪，小寺，伊藤，宗像，“縦渦導入型スクラムジェット燃焼器におけるデトネーション波の数値解析，”日本航空宇宙学会北部支部第12回再使用型宇宙輸送系シンポジウム講演論文集，(2011)

60cm 磁力支持天秤装置および数値解析による球の抵抗測定

Sphere drag measurements with the 60cm MSBS and simulation

研究グループ

研究代表者：研究開発本部　流体グループ，杉浦裕樹(sugiura.hiroki@jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部　流体グループ　研修生，許斐　涼(barucasaiko@ruri.waseda.jp)

計算の目的

球の抵抗測定における支持装置の球周りの流れへの影響は未だ十分には解明されていない．

そこで支持干渉の無い磁力支持天秤装置を用いた実験の予備調査として，臨界レイノルズ数を超えた領域において球模型の支持に用いられるスティングの流れ場への影響を数値解析によって調査することを目的とする．

研究の概要

臨界レイノルズ数以上の領域における球の数値解析による報告は数少ないため，数値解析から得られた球表面の圧力分布および球の後流の渦構造を従来の実験結果と比較した．

スティングによる球周りの流れへの影響を調査するため，球直径に対する太さの異なる円柱状のスティングを球後方に模擬的に取り付けたモデルを数値解析し，球表面の圧力分布の違いや球周りの速度分布および渦度分布の違いを調査した．

今年度の研究成果の概要

球の後流は，従来の実験結果と同様に対となる流れ方向の渦構造が得られた．

一方，球後方に存在するスティングによる球の表面および周りへの影響は小さいという結果が得られた．今後，球周りの流れ場の非軸対称性をより深く考慮した上での調査を行う予定である．

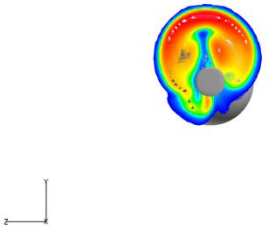


図1　下流側における渦度分布（x/d=2.5）

研究成果の公表状況

査読なし論文

1）早稲田大学卒業論文

宇宙プラズマ中における乱流磁気リコネクションでの粒子加速

Particle Acceleration of Turbulent Magnetic Reconnection 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(ucyu.tarou@jaxa.jp)

計算の目的

宇宙における乱流加速として，1949 年にフェルミによって提案されたランダムに運動する磁気雲と高エネルギー粒子による統計加速のアイデアが広く受け入れられている．しかしこの加速はゆっくりとして効率の悪い加速過程であった．本研究は，フェルミの「磁気雲」の替りに「磁気リコネクション領域」を考えることで，高エネルギー粒子の加速効率が向上することを 2 次元および 3 次元の相対論電磁粒子コードを用いて調べる．

研究の概要

乱流リコネクションは様々な極性の磁場を有する宇宙では一般に何処でもおきると考えられるが，特に磁気回転する太陽や中性子星などではリコネクション活動は活発になると予想される．それは，中心天体の回転毎に赤道域に電流シートが作られるので，太陽圏や中性子星の磁気圏では，沢山の電流シートが連なる形状が期待されるからである．そのため，これらの電流シートで磁気リコネクションが起きると，沢山の磁気島が形成され，乱流リコネクションに発達する．本研究では，複数の電流シートの非線形発展を，電磁粒子シミュレーションで計算することで，乱流磁気リコネクションに伴う粒子加速を調べる．

今年度の研究成果の概要

粒子が乱流場によって散乱されるときに，head-on (head-tail) 衝突であればエネルギー獲得（損失）となることが分かっている．そして，高エネルギー粒子がリコネクション領域と相互作用すると，電流シートに向かう流入領域での散乱は粒子にとってエネルギー損失となり，リコネクション・ジェットの領域での散乱はエネルギー獲得となる．本研究では，これらの相互作用を，従来の電磁流体での乱流リコネクションの研究とは異なり，self-consistentな電磁場の中での粒子加速を考える．そして，乱流リコネクションの非線形発展に伴い，高エネルギー粒子が選択的にリコネクション・ジェットとの相互作用の確率を増大させることを調べる．特に，従来の2次オーダーのゆっくりとしたフェルミ加速ではなく，1次オーダーの速い加速過程になることを示す．

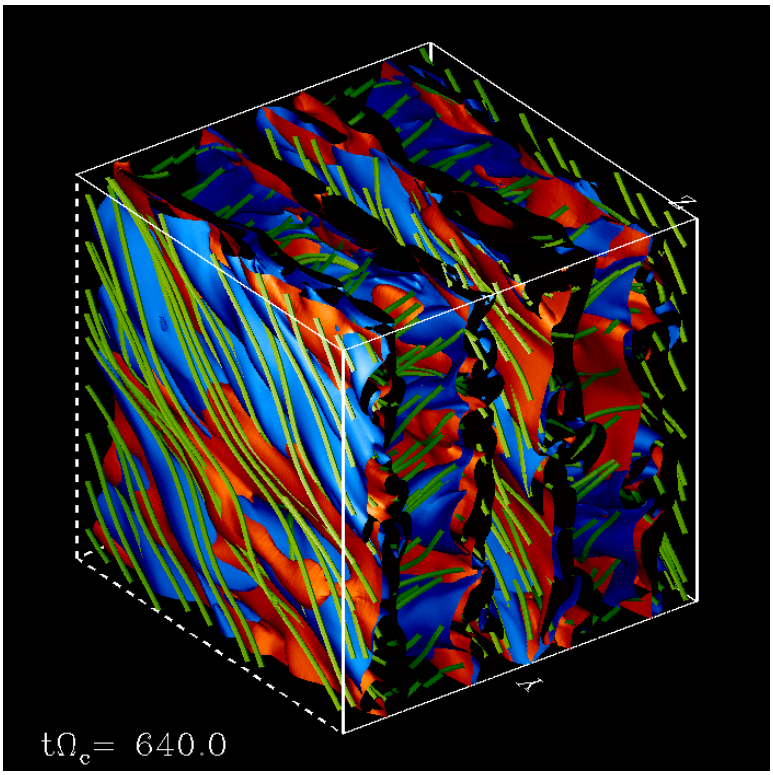


図 1　乱流磁気リコネクションの初期段階の構造．青は熱的粒子の密度の等値面，赤は高エネルギー粒子の密度に対する等値面．緑は磁力線．熱的粒子の存在する領域（青）と高エネルギー粒子の領域（赤）が重なっている．グリッドサイズは 512x512x512，粒子数はプラズマシートで単位グリード当たりに 100 個程度．

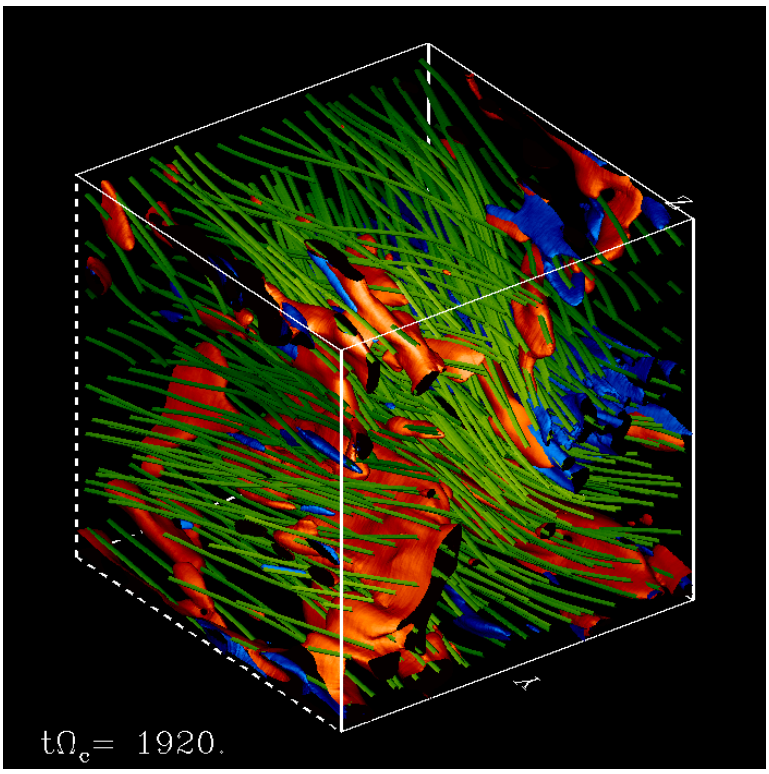


図 2　乱流磁気リコネクションの非線形段階構造．高エネルギー粒子は熱的粒子とは異なり磁場の強い領域に空間的に局在する．この性質がリコネクションジェット領域での層が作用の確率を著しく向上させる．

研究成果の公表状況

査読付論文

1) T. Amano and M. Hoshino, Critical Mach number for electron injection in collisionless shock, Physical Review Letters, 104(18), DOI: **10.1103/PhysRevLett.104.181102** (2010/5)
2) Y. Kuramitsu, N. Nakanii, K. Kondo, Y. Sakawa, Y. Mori, E. Miura, K. Tsuji, K. Kimura, S. Fukumochi, M. Kashihara, T. Tanimoto, H. Nakamura, T. Ishikura, K. Takeda, M. Tampo, R. Kodama, Y. Kitagawa, K. Mima, K. A. Tanaka, H. Takabe, and M. Hoshino, Experimental Evidence of Nonthermal Acceleration of Relativistic Electrons by an Intensive Laser Pulse, Phys. Rev. E, DOI:10.1103/PhysRevE.83.026401 (2011/02)
3) Y. Kuramitsu, N. Nakanii, K. Kondo, Y. Sakawa, Y. Mori, E. Miura, K. Tsuji, K. Kimura, S. Fukumochi, M. Kashihara, T. Tanimoto, H. Nakamura, T. Ishikura, K. Takeda, M. Tampo, R. Kodama, Y. Kitagawa, K. Mima, K. A. Tanaka, M. Hoshino, and H. Takabe, Model Experiment of Cosmic Ray Acceleration due to an Incoherent Wakefield Induced by an Intense Laser Pulse, Phys. of Plasmas, DOI: 10.1063/1.3528434 (2011/01)

招待講演

4) M. Hoshino, Fermi Acceleration in Turbulent Magnetic Reconnection, 10th Annual International Astrophysics Conference, Maui, Hawaii, USA (March 13-18, 2011)
5) M. Hoshino, Particle Acceleration in Turbulent Magnetic Reconnection, Earth-Sun System Exploration: Variability in Space Plasma Phenomena, Kona, Hawaii, USA (January 16-21, 2011)
6) M. Hoshino, Magnetic Reconnection in Relativistic Astrophysics, 4th East Asia Numerical Astrophysics Meeting, EANAM 2010, Taipei, Taiwan (November 2-5, 2010)
7) M. Hoshino, Reconnection Modeling: Particle Acceleration in Turbulent Reconnection, MMS Science Working Team Meeting, St Michael, Maryland, USA (October 19-21, 2010)
8) M. Hoshino, Magnetic Reconnection as Studied in Space and Astrophysical Plasmas by using PIC Simulation, 39th COSPAR Scientific Assembly, Bremen, Germany (July 18-25, 2010)
9) M. Hoshino, Plasma Heating and Acceleration in a High Mach Number Shock, Western Pacific Geophysics Meeting 2010, Taipei, Taiwan (June 22-25, 2010)
10) M. Hoshino, Physics of Nonthermal Particle Acceleration in Collisionless Shocks, International Space Plasma Symposium 2010, Taina, Taiwan (June 27-30, 2010)
11) M. Hoshino, Magnetic Reconnection in Space and Astrophysical Plasmas, West Lake International Symposium on Space Plasma Physics, Hangzhou, China (April 19-21, 2010)

半埋込み式エンジン搭載 NWB 旅客機におけるインテークディフューザの数値的研究

Numerical Study on Intake Diffuser of Novel-Wing-Body Aircraft Mounted with Semi-Buried Engine

研究グループ

研究代表者：東京理科大学工学部機械工学科，石橋祥子(orange_floatfloat@yahoo.co.jp)
研究分担者：東京理科大学工学部機械工学科 教授，本阿弥眞治(honamis@rs.kagu.tus.ac.jp)
航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，野村聡幸(nomsun@chofu.jaxa.jp)
航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，柴田 眞(mshibata@chofu.jaxa.jp)
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)

計算の目的

非円形流入S字ディフューザにおいて，そのオフセット量，流入断面アスペクト比，断面積分布変曲点位置が性能に与える影響を調べるため，上記3点についてパラスタを行うことを目的とした.

研究の概要

翼胴一体型新形態(Novel-Wing-Body；NWB)旅客機の実用化を目指すにあたり，埋込み式エンジン搭載が考案されている．この場合，インテークディフューザはS字となるため，ディフューザ性能を確保しつつ，機体重量低減のため可能な限りディフューザ長さを短くすることが望まれる．本研究では，将来的にディフューザ長を短縮することを目指し，ディフューザ形状が総圧回復率および総圧ディストーションに与える影響を数値計算により評価した.

今年度の研究成果の概要

非円形流入 S 字ディフューザの形状が，その性能に与える影響を評価し，以下の知見得た.

1. 上流側で減速することにより総圧回復率は大きくなる
2. アスペクト比の増加に伴い，上下面境界層が発達しやすくなり，総圧回復率は小さくなる
3. オフセット量が小さい場合，アスペクト比が小さいとディストーションが小さくなる
4. オフセット量が大きい場合，アスペクト比が大きいと周方向ディストーションが小さくなる

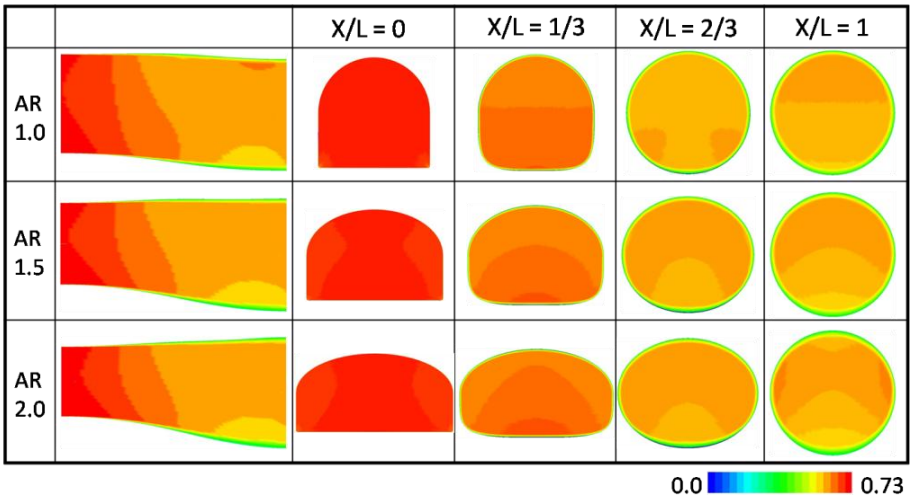


図1　Mach Number Distribution

超音速バックステップ剥離流れの非定常数値解析

Unsteady numerical analysis of supersonic separated flow over a backward-facing step

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グルー，石向桂一(ishiko@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

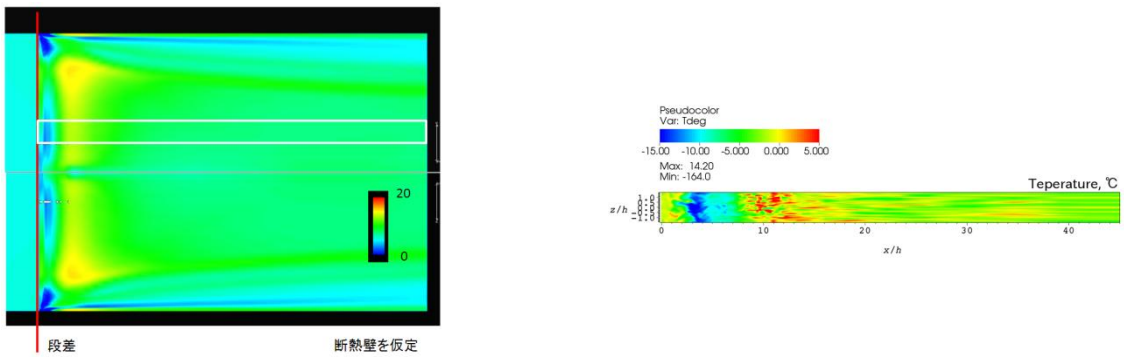
バックステップを過ぎる超音速流れ場は，形状が簡素であるにも関わらず，様々な流体現象が干渉する複雑な流れを形成する．本研究では，超音速バックステップ剥離流れの特徴の一つである段差下流に発生するゲルトラー渦に類似した縦渦を捉え，空力や表面熱伝達特性への影響を非定常数値解析により調べることを目的とする．また，そのための3次元非定常解析コードの開発・精度向上を目指す．

研究の概要

これまでに構築した5次精度WCNSを用いた陰的LES手法について，時間積分に3点後退差分＋ADI-SGS陰解法を用いたDual Time Stepping法を導入して計算時間の短縮を図り，バックステップを過ぎる超音速流れ場の数値解析を行った．得られた結果について，RANSや実験の結果との比較を行った．RANSには，研究開発本部数値解析グループで開発中のFaSTARを用いた．

今年度の研究成果の概要

陰的LESで得られた壁面温度分布について，断熱壁を仮定しているため，実際の壁とは条件が異なるため実験との定量的一致は得られなかったが，同じ断熱壁を仮定したRANSの温度分布と比較して，段差から下流に向かうにつれて温度が下がり，更に下流で温度が上昇した後また緩やかに温度が減少する様子が定性的に一致した．また，乱流の影響による壁面温度分布の斑模様が，RANSでは得られなかったが陰的LESでは確認できた．



(a) RANS　　(b) 陰的 LES

図 1　壁面温度分布の比較

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) 石向桂一，梶 貴行，北川幸樹，嶋田 徹，“風洞実験との比較による超音速はく離流れにおける高次精度非定常流解析コードの検証”，平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2010-65，2010.

スペクトル-フリンジ法による平板境界層の遷移過程の直接数値シミュレーション

Direct Numerical Simulation of Transitional Boundary Layer Using Spectral-Fringe Method

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：東京電機大学 工学部 機械工学科，高橋直也(n.takahashi@mail.dendai.ac.jp)

計算の目的

境界層の遷移予測において重要な課題である非平行性の取り扱いについて，空間発展型の直接数値シミュレーション(Direct Numerical Simulation， DNS)によりその解析技術を確立するとともに，遷移機構の解明を図る．

研究の概要

目的の達成のために，(イ)スペクトル法を用いた空間発展型DNSコードの構築，(ロ)平板境界層の基本特性評価，(ハ)2次不安定の発生・発達の再現および評価，を行う．

今年度の研究成果の概要

(イ)について，離散化法として最も一般的な差分法でなく，スペクトル法を用いたDNSコードの構築をほぼ終了した．(ロ)について，増幅率などの線形増幅率と比較しうる結果が得られることを確認し，またラムダ渦(図1)のような実験で観測されているような渦構造を再現しうることを確認した．

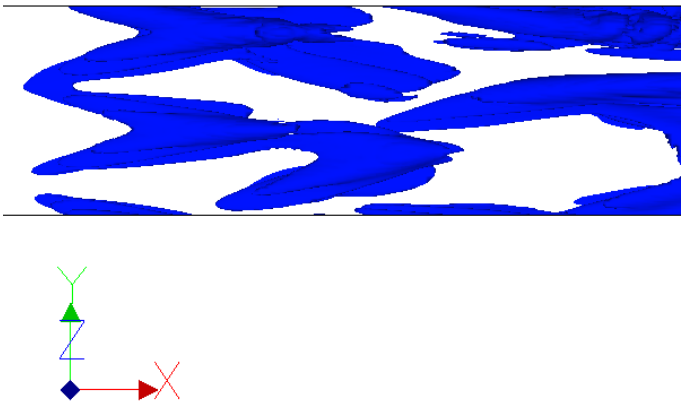


図1　ラムダ渦の発生(渦度の等値面による流れ場の可視化)

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 高橋直也，跡部 隆，宮嵜 武，「スペクトル-フリンジ法による平板境界層の遷移過程における渦構造の直接数値シミュレーション」日本流体力学会 年会2010，北海道大学，札幌，2010年9月
2) 高橋直也，跡部 隆，宮嵜 武，「スペクトル-フリンジ法による平板境界層の遷移過程の直接数値シミュレーション」数値流体シンポジウム，慶應義塾大学，横浜，2010年12月

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

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

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，窪田健一(kubota.kenichi@jaxa.jp)
株式会社 シーイーシー(CEC)，国枝 明(akunieda@cec-ltd.co.jp)
早稲田大学，山本哲生(wether-maker@asagi.waseda.jp)
東京大学，小川春陽(tt096382@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
東京大学，小林直貴(tt106384@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
東京大学，神園仁志(tt106377@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
名古屋大学，鈴木角栄(kakuei@fuji.nuae.nagoya-u.ac.jp)
東北大学，服部 潤(hattori@ad.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学，出口明仁(deguchi@ad.mech.tohoku.ac.jp)
日本大学，石川辰弥(sinano.r@docomo.ne.jp)
日本大学，中村大地(skool_o17@msn.com)
日本大学，飯塚百合子(csyu10002@g.nihon-u.ac.jp)

計算の目的

解析用格子生成から解析結果の可視化までの CFD 解析に係わる一連のコマンドライン入力などの作業を，Web ブラウザから実行・管理できるシステムを構築し，解析作業の効率化，及び，データベース登録した解析結果の有効利用を図る．本システムを用いて，空力係数データベースの構築等を目的として，航空宇宙機に関する流体解析を実施する．

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

名古屋大学バリスティックレンジを用いたプロジェクタイル近傍場衝撃波波形の解析を行い，実験結果と良く一致した解が得られた（図1，2参照）．また，模型支持装置を含むDLR F6FX2B模型を使用したハイブリッド風洞デモ風試に対応するCFD解析が実施できた．更に，東北大学から受入れたインターンシップの学生の課題（DLR F6周りの流れ解析），及び，早稲田大学・日本大学から受入れた技術研修生の卒業論文・修士論文の課題に関する解析を実施できた．

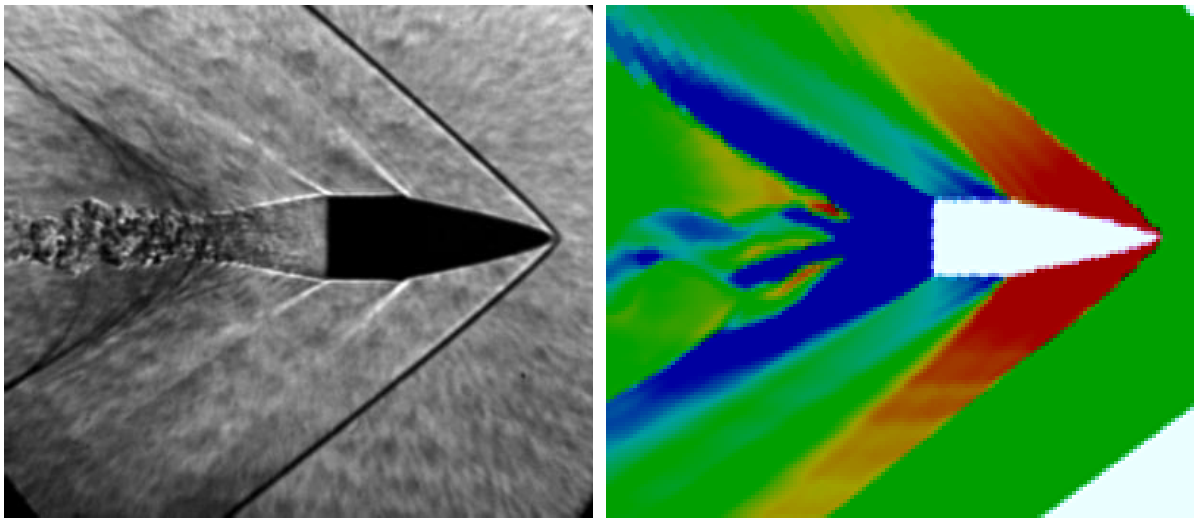


図 1　実験時のシュリーレン画像(左)と CFD 結果の密度分布（右）

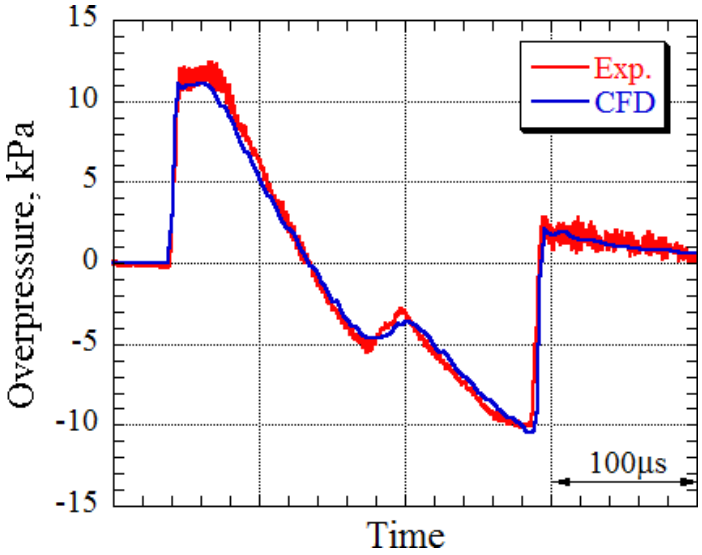


図 2　近傍場圧力時間履歴の比較

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Atsushi Matsuda, Katsuya Shimizu, Kakuei Suzuki, Akihiro Sasoh, Keiichi Murakami and Takashi Aoyama, “Experimental-Numerical Combined Diagnostics for Near-Field Flow over Supersonic Flight Model”, Trans. JSASS Space Tech. Japan. (投稿中)

口頭発表

2) 鈴木角栄，清水克也，松田淳，佐宗章弘，村上桂一，青山剛史，近傍圧力場における超音速飛行体の全機形状効果，第42回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010，2010.6.
3) 村上桂一，橋本 敦，ラフール パウルス，国枝 明，青山剛史，自動格子生成及び高速空気力学ルーチンを組み込んだCFDポータルシステムの開発，第24回数値流体力学シンポジウム，2010.12.
4) 鈴木角栄，清水克也，松田 淳，佐宗章弘，中 右介，牧野好和，村上 哲，村上桂一，青山剛史，バリスティックレンジと数値計算による超音速飛行体近傍圧力場解析，平成22年度衝撃波シンポジウム，2011.3.

ロケットペイロードの音響振動に関する研究

Study on vibro-acoustics of rocket payload

研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)
株式会社 計算力学研究センター，金田英和(kane@chofu.jaxa.jp)

計算の目的

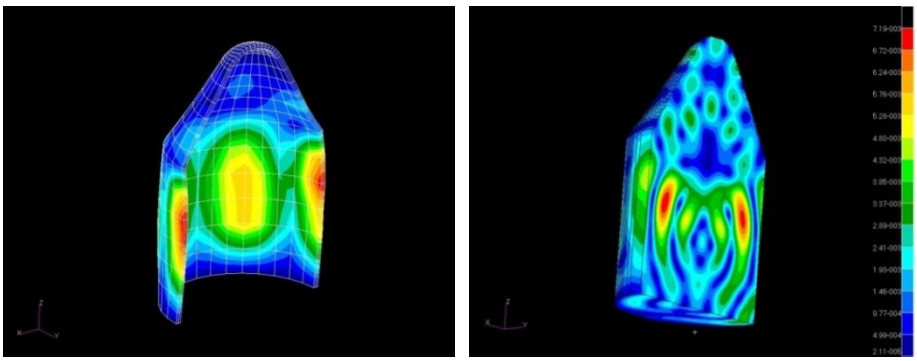
ロケット打上げ時に発生する轟音がフェアリングを透過し，搭載された人工衛星などのペイロードに到達するときの音圧レベルの予測及び，その音圧による音響加振の解析を目的としている．

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

FDTD解析コードにエネルギー散逸モデルを付加することにより，吸音材を音が透過する際に音響振幅が減衰する様子がシミュレーション可能となった．また，低周波から中間周波数までの音響予測を可能とする波動ベース(WB)法と複雑形状を扱うことのできる有限要素(FE)法の長所を組み合わせたハイブリッドFE-WB法に基づく解析コードを開発し，フェアリング･モデルを利用した音響構造連成解析を実施した（図1）．さらに，ロケット打ち上げ時のプルーム周辺の詳細な音源解析データを利用して，フェアリングへの音響伝搬解析，及び，フェアリング内の音響振動解析を組み合わせ，統合的なシミュレーションが可能であることを確認した（図2）．



(a) 構造応答（変位分布）　(b) 音響応答（音圧分布）

図1　ハイブリッドFE-WB法によるフェアリング･モデルの音響構造連成解析例

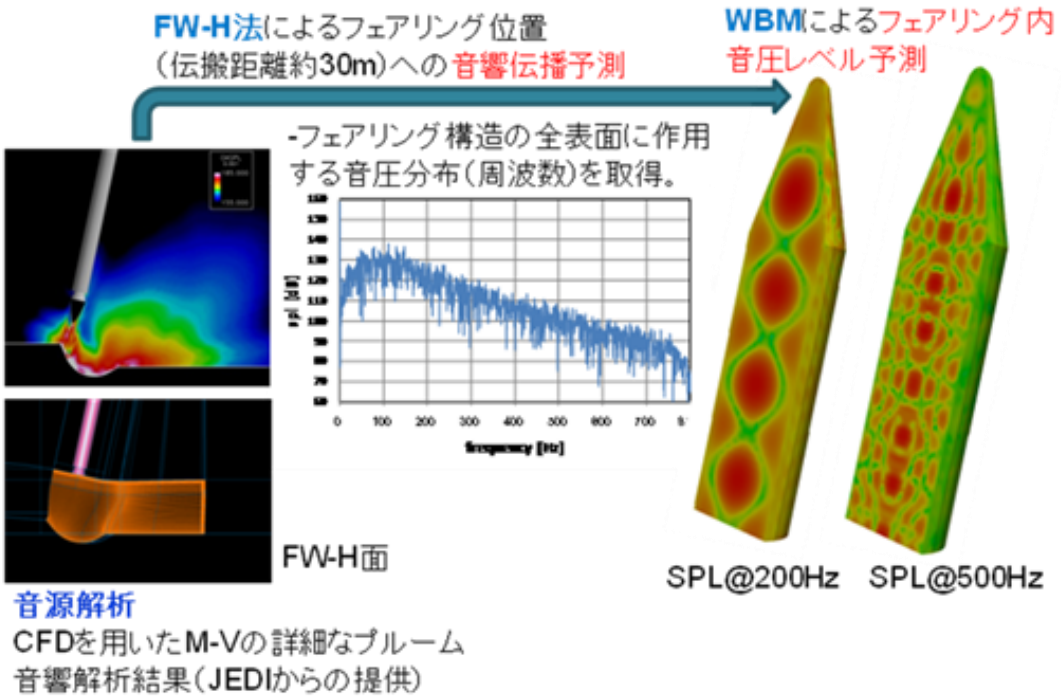


図２　ロケット打ち上げ時の音源，音響伝搬，及び，音響振動予測の統合解析例

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Koichi Mori, Yoshiki Murahashi, Yutaka Koga, Yoshiaki Nakamura, M. K. Ibrahim, and Takashi Takahashi, Simple Technique for Precise Measurement of Transmission Loss of Planar Sound Waves, AIAA Journal, Vol.48, No.10, 2010, pp.2377-2385.

口頭発表

2) Keiichi Murakami and Takashi Aoyama, Time Domain Sound Transmission Calculations through Structure Models of Rocket Fairing, The 17th International Congress on Sound and Vibration, Cairo, Egypt, July 2010.
3) Takashi Takahashi, Takashi Aoyama, Hidekazu Kaneda, Bert Pluymers, and Wim Desmet, Sound Transmission Predictions Using the Wave Based Method for Three Dimensional Coupled Vibroacoustic Analysis, The 17th International Congress on Sound and Vibration (ICSV 17), Cairo, Egypt, July 2010
4) 高橋 孝，金田英和，青山剛史，ハイブリッド有限要素-波動ベース法に基づいた音響構造連成解析による音響透過予測，第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010，米子，2010年6月.

大規模渦中で発生する磁気リコネクションの性質：電磁粒子シミュレーション

Magnetic reconnection induced within the MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortex: Particle simulations

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所，宇宙プラズマ研究系，中村琢磨(takuma@stp.isas.jaxa.jp)
研究分担者：東北大学工学研究科，澤田恵介(sawada@cfd.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学工学研究科，荻野要介(yogi@cfd.mech.tohoku.ac.jp)

計算の目的

ほ無衝突（非粘性）である宇宙プラズマの振る舞いを理解するためには，異種プラズマの接する境界物理を理解することが重要である．中でも本計算は速度境界を対象としている．速度境界では，ケルビン・ヘルムホルツ(KH)渦による境界を跨いだ効率的なプラズマ輸送・混合が起こることが期待されている．実際に人工衛星によるその場観測によって，太陽風と磁気圏プラズマが混合している地球磁気圏境界領域において，頻繁にKH渦の発生が確認されており，KH渦は磁気圏物理においても重要視されている．しかし，観測される渦サイズは1万ｋｍオーダーと非常に大きくその場観測だけでは詳細な構造や渦の果たす役割を直接理解することは難しい．そこで本計算では大規模KH渦の詳細な性質を理解するために，大規模数値計算を行う..

研究の概要

異種プラズマの接する速度境界は同時に磁場境界となっている例が大半である．例えば地球磁気圏境界では太陽風と磁気圏プラズマとの速度シアに加え太陽風磁場と地球固有磁場との間に常に磁気シアが存在している．このような境界では，速度シアによるKH渦内部で磁気シアによる磁気リコネクションが発生することが予想され，実際の衛星観測によっても大規模渦内でリコネクションが起こる様子が確認されている．一方で，過去の粒子シミュレーションにより，磁気リコネクションにおける粒子効果の重要性が示されている．そこで，大規模KH渦内に起こるリコネクションの詳細な性質を調べるために，大規模2次元粒子シミュレーションを行った.

今年度の研究成果の概要

中大規模渦内で起こる磁気リコネクションの粒子シミュレーションを行うことで，物理的に正確なリコネクション率を達成しながら渦内リコネクションの成長過程を追うことに成功した．その結果，渦内リコネクション過程は普遍的に小スケール磁気島の発生を伴うことが分かった．また，この小スケールの磁気島が渦本体に吸収される過程で，境界を跨いだプラズマ混合が効率的に促進されることが分かった．さらに，渦内リコネクションにより磁力線方向に電子が強く加速されることも分かった．人工衛星が観測した渦内リコネクションイベントでは実際に，磁気島と思われる磁場変動及び，リコネクション起源と思われる磁力線方向に加速された電子が観測されており，本計算結果に実証的基盤を与えると共に，「磁気圏境界における混合層形成過程」の理解に向け大きく貢献した．今後，さらに現実的な設定の下で計算を行うことで観測とより定量的な比較が可能になり，宇宙空間の様々な領域に適応できる大規模渦の定量的な理解が得られると期待している.

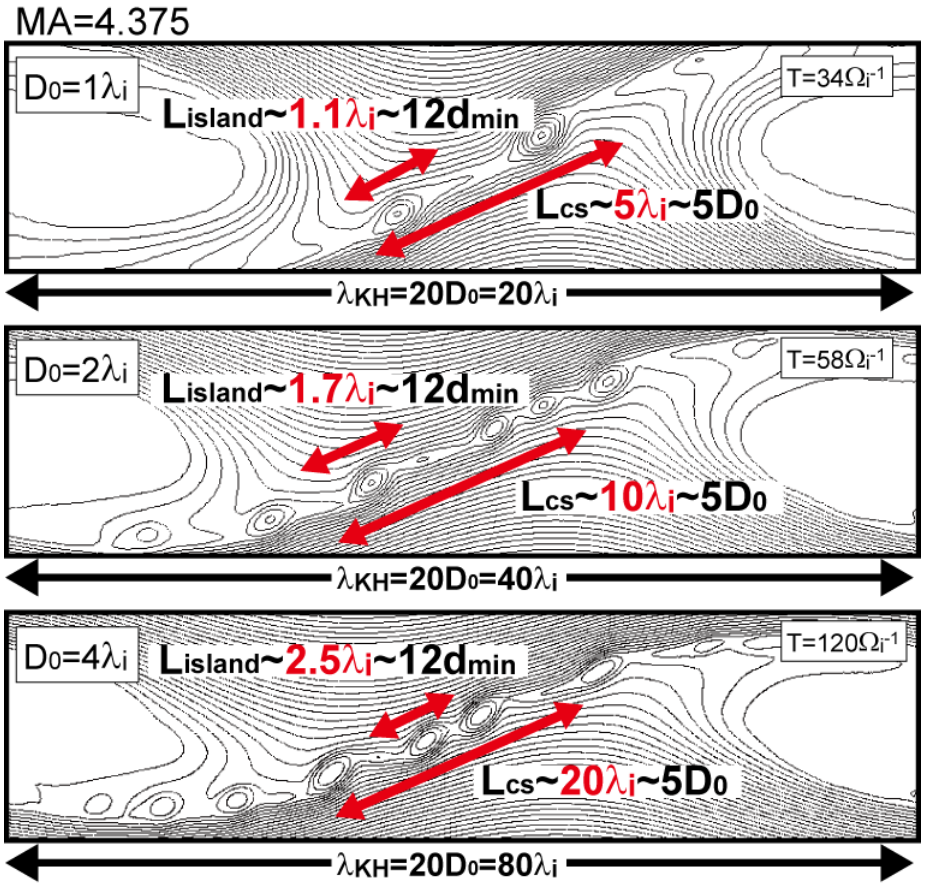


図 1　渦内リコネクション過程で発生する多数の磁気島．[図 10 in Nakamura et al.,　2011]

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Nakamura, T.K.M., H. Hasegawa, I. Shinohara, and M. Fujimoto (2011), Evolution of an MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortex accompanied by magnetic reconnection: Two-dimensional particle simulations, *Journal of Geophysical Research,* 116, A03227, doi:10.1029/2010JA016046,

口頭発表

2) 中村琢磨, 篠原 育, 藤本正樹, High reconnection rate and associated strong electron acceleration in the vortex-induced-reconnection process, 日本地球惑星科学連合2010年大会, 千葉, (2010)
3) 中村琢磨, 長谷川洋, 篠原育, 藤本正樹, Evolution of an MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortex accompanied by magnetic reconnection: Two-dimensional particle simulation, 第128回地球電磁気・地球惑星圏学会総会, 沖縄, (2010)
4) (invited) Nakamura, T.K.M., H. Hasegawa, and I Shinohara, Kinetic effects on the Kelvin-Helmholtz instability in ion-to-MHD scale transverse velocity shear layers: particle simulation, Asia Oceania *Geosciences Society 7th annual meeting (AOGS)*, India, (2010)

多数の磁気島が存在する大規模リコネクション層での電子加速

Electron acceleration in a large-scale reconnection layer with multi magnetic islands

研究グループ

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

計算の目的

薄く引き伸ばされた電流層内部では，以下のプロセスが考えられる．(1)複数のX-lineが形成され (2)その結果複数の磁気島が生み出されることが考えられる (3)最終的にこれら磁気島が磁気島融合へと繋がる．本計算の目的は，2次元シミュレーションを実行することによって，上述のプロセスが実際に再現され，強烈な電子加速が磁気島融合の領域に居所的に発生する事を突き止めることにある．

研究の概要

磁気リコネクションはプラズマ粒子を相対論的領域に加速させるエンジンである．リコネクション領域が多数存在するとき，プラズマ粒子は多段的な加速を受けることが期待されるが，その具体的な加速様式は調査されていない．本研究では，大規模な電流層で発生する磁気島融合過程を詳細に調査し，動的な磁気島融合で発生する電場が電子の相対論的加速を可能にする事を突き止めた．また，磁気島融合が多段的に促進されると，電子加速のプロセスが切り替わることを示した．この新たな加速過程は，磁気島融合の度に現れるので，磁気島融合が続く限り電子は加速し続ける事を予言した．

今年度の研究成果の概要

シミュレーションではシステム長を100倍，200倍のイオン慣性長程度に大きく設定し，その中に16個，32個の磁気島を初期に与えた．連鎖的にこれら磁気島が融合し，残り2つの磁気島が1つに融合するとき，融合領域で電子が強烈な加速を受けその結果相対論的なエネルギーを持つ電子が生成された．この様な強い加速が発生したのは，融合領域で駆動型の逆リコネクションが発生した為で，そこでのリコネクション電場の大きさは，通常のX-lineでの電場に比べ1桁大きかった．さらに補助的な計算を実行し，電子の最高到達エネルギーに関するスケーリング則を導き，計算結果との一致を確認した．

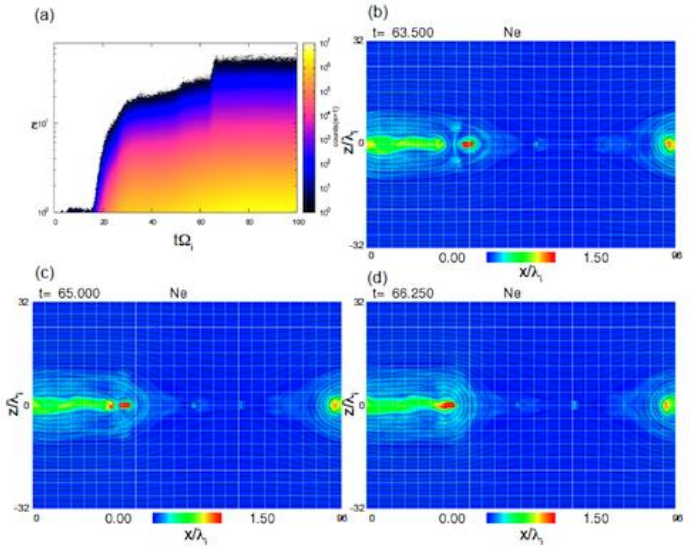


図 1
(a) 電子エネルギースペクトルの時間変化と(b)-(d)プラズマ密度構造変化．時刻 t=65 [Panel c]で磁気島が最終融合を行っている．それと同時に，高エネルギー電子が急増しているのが分かる [Panel a]．磁気島融合領域では強力な電場が発生し，周囲の電子が大きな加速を受ける．

研究成果の公表状況

1) K. G. Tanaka, T. Yumura, M. Fujimoto, I. Shinohara, S. V. Badman, and A. Grocott, Merging of magnetic islands as an efficient accelerator of electrons (2010b), Physics of Plasmas, 17, 102902, doi:10.1063/1.3491123.
2) K. G. Tanaka, M. Fujimoto, S. V. Badman, and I. Shinohara, Dynamic magnetic island coalescence and associated electron acceleration (2011), Physics of Plasmas, in press.

宇宙輸送系に関わる高速流体力学の研究

Research on high-speed fluid dynamics of space transportation system

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏（fujii@flab.isas.jaxa.jp）
研究分担者：宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系，野々村拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，小嶋亮次(kojima@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，金田一哲(kaneda@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，福本浩章(fukumoto@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，李 偉鵬(i@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)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，浅田健吾(asada@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，森澤征一郎(morizawa@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，李 東輝(lee@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，宇賀神誠也(ugajin@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，関本諭志(sekimoto@flab.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院航空宇宙工学専攻，本多宏徳(honda@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，火星探査飛行機の空力特性の把握とその背景となる流体現象の理解，宇宙輸送系の空力設計/複合領域設計手法の開発，能動流体制御デバイスの研究開発等を目的として研究を進めている．

研究の概要

【再使用観測ロケットの空力設計に関する研究】

現在研究開発が進められている再使用観測ロケットの空力設計には上昇時の空力抵抗の削減と滑空時の揚抗比の向上，機体体積の最大化などの複数の設計要求が課せられている．この設計問題に対し，数値流体力学と多目的進化計算を用いた空力設計探査を行っている．

【低レイノルズ数環境下での翼特性に関する研究】

大気密度が極端に小さい火星大気中で探査機を飛行させるためには低レイノルズ数環境下で性能の優れた翼を設計する必要がある．今年度は薄翼(NACA0002)や厚翼(NACA0012)，低レイノルズ数で性能がよいとされる石井翼型の流れを数値解析した．

【能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究】

航空機や宇宙機，ターボ機械や風力発電等の効率や静音性を大幅に向上させることができると期待されるDBDプラズマアクチュエータ等の小型能動流体剥離制御デバイスに関する研究を行っている．小型能動流体制御デバイスの実用化を考える際に高レイノルズ数，高動圧流れの制御能力の向上が一番の課題となっている．この問題を解決するために，数値計算を用いてDBDプラズマアクチュエータの剥離制御メカニズムの解明と効果的な剥離制御方法に関する考察を行った．

【超音速キャビティ流れのフィードバックメカニズムに関する研究】

超音速キャビティ流れの空力音響場のフィードバックメカニズムの解明を目的とし，超音速キャビティ上の流れ場を LES を用いて解析している．本年度は，乱流境界層が流入してきた場合の超音速キャビティ流れを解析した．

【超音速キャビティ流れのフィードバックメカニズムに関する研究】
超音速キャビティ流れの空力音響場のフィードバックメカニズムの解明を目的とし，超音速キャビティ上の流れ場を LES を用いて解析している．本年度は，乱流境界層が流入してきた場合の超音速キャビティ流れを解析した．

今年度の研究成果の概要

【再使用観測ロケットの空力設計に関する研究】
機体体積最大化と空力性能の最適化の間には強いトレードオフが存在すること，亜音速滑空時揚抗比最大化と超音速の空力特性向上には中程度のトレードオフが存在すること，超音速滑空時揚抗比最大化と超音速上昇時抵抗最小化にはほとんどトレードオフが存在しないことなどがわかった．さらに最適化で得られたパレート解群の整理にもキンク角度の利用を有効であることを示した．

【低レイノルズ数環境下での翼特性に関する研究】
低レイノルズ数（10，000-50，000）における翼型の空力性能評価や流れ現象の解明にLES計算が有効性であることが確認された．また，厚翼(NACA0012)や薄翼(NACA0002)，石井翼型の空力特性を定性的・定量的に評価し，流れ現象も明らかにした．また，3次元矩形翼に対し，レイノルズ数やアスペクト比が空力特性に与える影響を調べ，低レイノルズ数では，誘導抵抗よりも粘性抵抗，圧力抵抗が大きいことを明らかにした．

【能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究】
効果的であるとされる2つのバースト周波数に関して，高いバースト周波数を用いた場合は複雑な渦構造を誘起し，境界層内の混合を促進する事によって剥離を抑えていること，低いバースト周波数ではスパン方向の大きな渦を周期的に放出する事によって剥離を抑えている事などを明らかにした．また，プラズマアクチュエータを間欠的に配置する事で3次元的な渦を意図的に生成することで効果的に剥離制御が行えること，アクチュエータ間の距離によって生成される渦構造は大きく異なり，それらの渦構造は剥離制御効果が異なること，などがわかった．

【超音速キャビティのフィードバックメカニズムに関する研究】
乱流境界層が流入して来た場合の超音速キャビティのフィードバックの解析を行なった．乱流遷移が非常に遅い場合を除いて，層流境界層流入時と大きくは変わらない流れ場が得られた．さらに流入境界層厚さを変えた一連の解析を行い，キャビティ音の周波数が境界層の厚さにより大きく変化することがわかった．

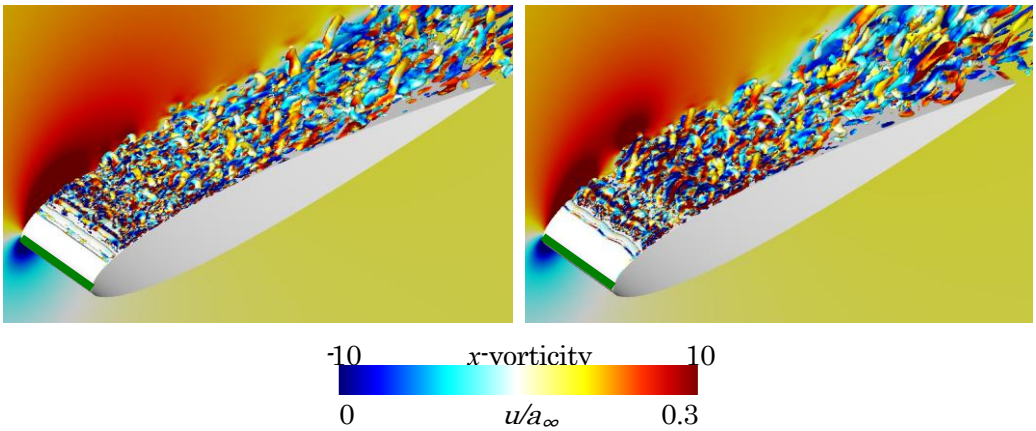


図1　BDプラズマアクチュエータで制御されたNACA0015翼型まわりの瞬間流れ場（等値面は速度勾配テンソルの第二不変量をコード方向の渦度で面塗り，背景はコード方向速度で面塗り）．迎角14度，マッハ数0.2，翼弦長基準レイノルズ数63，000.

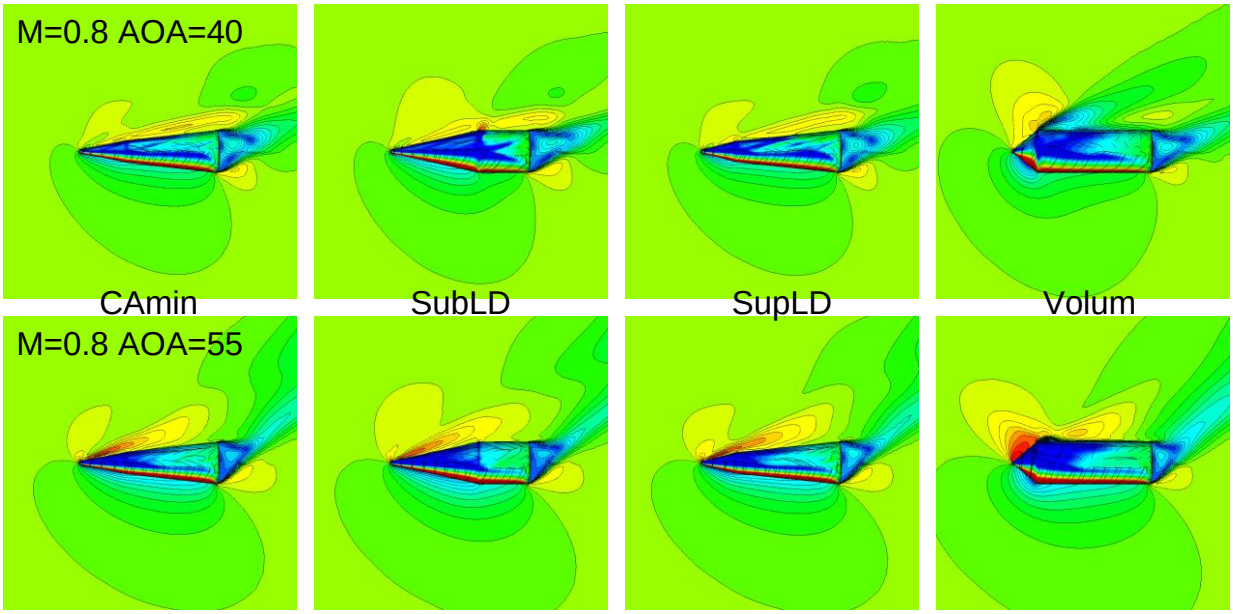


図 2　再使用観測ロケットの空力設計の多目的設計最適化により得られた最適形状まわりの流れ場

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Taku Nonomura, Weipeng Li, Yoshinori Goto and Kozo Fujii, "Efficiency Improvements of Seventh-order Weighted Compact Nonlinear Scheme," Computational Fluid Dynamics Journal, vol.18, no.2, 2010.
2) Koichi Okada, Akira Oyama, Kozo Fujii, Koji Miyaji, "Computational Study on Effect of Synthetic Jet Design Parameters," International Journal of Aerospace Engineering, International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2010, 2010.
3) Taku Nonomura, Hiroko Muranaka, Kozo Fujii, "Computational Analysis of Mach Number Effects on the Edgetone Phenomenon," AIAA Journal, vol. 48, pp.1248-1251, 2010.
4) Akira Oyama, Taku Nonomura, Kozo Fujii, "Data Mining of Pareto-Optimal Transonic Airfoil Shapes Using Proper Orthogonal Decomposition," Journal of Aircraft, vol. 47, no. 5, pages 1756-1762, 2010.
5) 滑 慶則, 高木亮治, 大山 聖, 藤井孝藏, 山本 誠, 再使用観測ロケット空力形状に関する設計探査, 日本機械学会論文集C編, 第76巻, 第771号, pp. 2811-2818, 2010.
6) Taku Nonomura, Nobuyuki Iizuka and Kozo Fujii, "Freestream and vortex preservation properties of high-order WENO and WCNS on curvilinear grids," Computers & Fluids, vol. 39, pp. 197 – 214, 2010.
7) Taku Nonomura, Kozo Fuji, "Recent Efforts in Rocket Plume Acoustics," Computational Fluid Dynamics Journal, 2010.
8) Kozo Fujii, Taku Nonomura, Seiji Tsutsumi, "Toward Accurate Simulation and Analysis of Strong Acoustic Wave Phenomena -review from the personal experience about rocket problems -," International Journal for Numerical Methods in Fluids," vol. 64, Issue 10-12, 10 - 30, pp.1412–1432, 2010.
9) Taku Nonomura, Yoshinori Goto, Kozo Fujii, "Aeroacoustic Waves Generated from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate," International Journal of Aeroacoustics, vol. 10, number 4, pp. 401 – 426, 2010.

査読なし論文

10) Akira Oyama, Paul C. Verburg, Taku Nonomura, Harry W. M. Hoeijmakers, and Kozo Fujii, "Flow Field Data Mining of Pareto-Optimal Airfoils Using Proper Orthogonal Decomposition," 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
11) Hiroaki Fukumoto, Yoshihiro Ishikawa, Taku Nonomura, Kozo Fujii, "Mach Number Effects on Vortex Breakdown in Subsonic Flow over a Delta Wing," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011.
12) Ittestu Kaneda, Kengo Asada, Kozo Fujii, "Effective Three-dimensional Layout of Imaginary Body Force for Separation Control," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011.
13) Koichi Okada, Kozo Fujii, Koji Miyaji, Akira Oyama, Taku Nonomura, Kengo Asada, "Computational Study of the Synthetic Jet on Separated Flow over a Backward-Facing Step," ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition, 2010.
14) Ryoji Kojima, Taku Nonomura, Akira Oyama, and Kozo Fujii, "Large Eddy Simulation of the Flow over a Thin Airfoil at Low Reynolds Number," The Sixth International Conference on Computational Fluid Dynamics, 2010.
15) Yuuki Yamazaki, Akira Oyama, Taku Nonomura, Kozo Fujii, and Makoto Yamamoto, "Aerodynamic Multiobjective Design Exploration of Flapping Wing Using a Navier-Stokes Solver," The Sixth International Conference on Computational Fluid Dynamics, 2010.
16) Weipeng Li, Taku Nonomura, Akira Oyama, and Kozo Fujii, "LES Study of Feedback-loop Mechanism of Supersonic Open Cavity Flows," 40th AIAA Fluid Dynamics conference and Exhibit 2010, 2010.
17) Yoshinori Namera, Ryoji Takaki, Akira Oyama, Kozo Fujii, Makoto yamamoto, "Aerodynamic Shape Design of the Vertical Landing Rocket Vehicle," 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010.
18) Kengo Asada and Kozo Fujii, "Computational Analysis of Unsteady Flow-field Induced by Plasma Actuator in Burst Mode," 5th AIAA Flow Control Conference, 2010.
19) Takayuki Shimizu, Taku Nonomura, Kozo Fujii and Makoto Yamamoto, "Effects of Distance on Aeroacoustic Waves from Double Cavities in Tandem Arrangements," ECCOMAS CFD 2010, 2010.
20) Ittestu Kaneda, Taku Nonomura, Kozo Fujii, Toshiyuki Ikeda and Masataka Koishi, "Computational Analysis of Aeroacoustic Waves Induced by Rotating Tire," ECCOMAS CFD 2010, 2010.
21) Taku Nonomura, Kozo Fujii, "POD of Aeroacoustic Fields of a Jet Impinging on an Inclined Plate," 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2010, 2010.
22) 大山 聖，藤井孝藏，立川智章，遺伝的プログラミングと空気力学と空力設計，平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム，2010.
23) 藤井孝藏，小嶋亮次，野々村拓，大山 聖，低レイノルズ数における翼型の空力特性に関して，平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム，2010
24) 福本浩章，石川義泰，野々村拓，藤井孝藏，デルタ翼周り流れにおける渦崩壊へのマッハ数効果，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
25) 浅田健吾，藤井孝藏，DBDプラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御におけるバースト発振周波数効果，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
26) 金田一哲，浅田健吾，藤井孝藏，プラズマアクチュエータの3次元分布が剥離制御に与える効果のLES解析，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
27) 金田一哲，宇賀神誠也，野々村拓，藤井孝藏，池田俊之，小石正隆，回転するタイヤのパターンから発生する空力騒音の数値解析，第24回数値流体力学シンポジウム，2010

28) 野々村拓，寺島洋史，藤井孝藏，WEIGHTED COMPACT NONLINEAR SCHEMEの多成分圧縮性流体への適用，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
29) 岡田浩一，藤井孝藏，宮路幸二，浅田健吾，シンセテックジェットが生み出すバックステップ剥離制御の渦構造，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
30) 野々村拓，寺島洋史，藤井孝藏，新しい堅牢なWeighted Compact Nonlinear Scheme，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
31) 小嶋亮次，野々村拓，大山 聖，藤井孝藏，低レイノルズ数における厚翼と薄翼周り流れのiLES解析による特性比較，第24回数値流体力学シンポジウム，2010
32) 李 東輝，小嶋亮次，野々村拓，大山 聖，藤井孝藏，低レイノルズ数における薄翼の空力性能評価手法に関する研究，平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム，2010
33) 小嶋亮次，野々村拓，大山 聖，藤井孝藏，低レイノルズ数における3次元矩形薄翼の空力特性に関する研究，平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム，2010
34) 小嶋亮次，李東輝，野々村拓，大山聖，藤井孝藏，低レイノルズ数における空力性能評価手法に関する研究，第54回宇宙科学技術連合講演会，2010
35) 小嶋亮次，李 東輝，野々村拓，大山 聖，藤井孝藏，低レイノルズ数における三次元矩形翼のアスペクト比とレイノルズ数の影響，第54回宇宙科学技術連合講演会，2010
36) Weipeng Li， Taku Nonomura， Akira Oyama， and Kozo Fujii， “LES Study of Feedback-loop Mechanism in Supersonic Open Cavity Flows，” 日本流体力学会年会2010，2010
37) 野々村拓，小嶋亮次，福本浩章，大山 聖，藤井孝藏，低レイノルズ数における矩形翼とデルタ翼の空力特性比較，第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010，2010
38) 野々村拓，藤井孝藏，斜め平板に衝突する超音速ジェットと発生音響波の超大規模LES解析，第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム，2010

宇宙往還機の耐熱材料の酸化現象に関する研究

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

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙構造工学系，八田博志(hatta.hiroshi@jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 熱グループ，芳仲敏成(yoshinaka.toshinari@jaxa.jp)
東京理科大学大学院 基礎工学研究科材料工学専攻 修士課程，
久保田勇希(kubota.yuuki.ac.jaxa.jp)

計算の目的

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

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

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

研究の概要

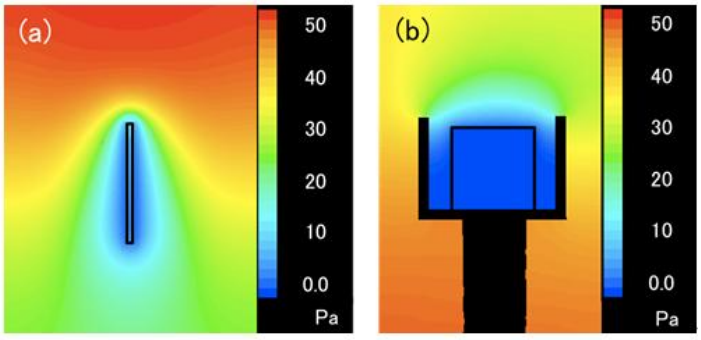
宇宙往還機はマッハ30程度の速度で大気圏に再突入するので，機体前面に発生する衝撃波による圧力と温度上昇で生じる対流や輻射によって厳しい空力加熱にさらされる．衝撃波を通過した空気は10,000K以上に達し，N_2やO_2分子は解離して一部が機体表面で再結合して発熱するため，機体前面部は1600°C以上の超高温状態になる． この時，熱防護材には様々な酸化反応による劣化が生じるのみならず，形成された酸化物はさらに基盤材料と反応したり，溶融状態にある酸化物には高速気流によるせん断力が加わり酸化保護膜を除去するなど，多くの現象が生じる．それらを定量的に把握には，種々の気流での実験，化学反応を考慮した気流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

今年度の研究成果の概要

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

今年度は東北大学金属材料研究所が所有する高感度自動電機天秤(Cahn R-100)と宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部が所有する示差熱天秤(TGD)の実験装置の形状，流量を条件に入れて試料近傍の酸素分圧分布，酸素分圧，Active酸化速度を計算した．また，Cahn R-100を用いてSiCのActive酸化試験も実施した

その結果，Active酸化により酸素が短時間に大量に消費されるので試料表面の酸素分圧が試料から遠方の圧力に比べて50分の一程度に減少すること，試料近傍の流れ場や酸素の拡散が異なるため，装置によって酸素分圧分布が異なることがわかった（6項の図1）．Cahn R-100での酸素分圧がTGDより2-3倍高かった．酸化速度の相違も3倍程度(6項の図2）で，試料近傍の酸素分圧で酸化速度を説明できることを示唆する結果が得られた．



(a) 高感度自動電機天秤　　(b) 示差熱天秤(T)

図 1　酸素濃度分布

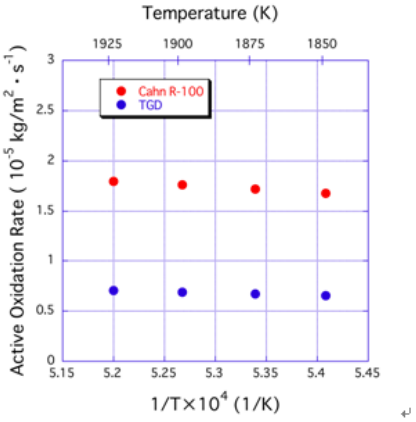


図 2　酸化速度

研究成果の公表状況

1) 7th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites
2) 4 th International Symposium on Advanced Cera，ics

磁気リコネクションにおける非熱的粒子加速

Nonthermal particle acceleration in magnetic reconnection

研究グループ

研究代表者：東京大学 大学院理学系研究科，平井真理子(hirai@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

計算の目的

電磁粒子シミュレーションコードを用い，磁気リコネクションによる非熱的電子およびイオンの加速過程を解明することを目的としている．

研究の概要

磁気リコネクションは地球・惑星磁気圏や太陽・恒星コロナ，パルサー磁気圏など宇宙空間の様々な場所で蓄積された磁場のエネルギーを素早くプラズマに変換し粒子を加速する物理素過程としてその重要性が認識されている．特に，地球磁気圏尾部においてGEOTAIL衛星等によるプラズマおよび電磁場の直接観測によって，磁気リコネクションに伴って高エネルギー電子およびイオンが生成されていることが明らかにされている．電磁粒子シミュレーションコードを用いた磁気リコネクションによる粒子加速素過程の研究においては，計算コストの大きさから電子加速に比べてイオン加速についての理解が進んでいなかった．本研究では，駆動型磁気リコネクションの大規模な電磁粒子シミュレーションコードを用い，非熱的電子に加えて非熱的イオンの加速過程を調べている．磁気リコネクションを外部駆動する電場の強度等を変化させたパラメータサーベイや，GEOTAIL衛星による観測結果との比較も行った．

今年度の研究成果の概要

駆動型磁気リコネクションにおいて，先行研究ですでに報告されている非熱的電子に加えて，非熱的イオンの生成に成功した．生成された非熱的イオンのエネルギースペクトルはべき指数4程度のべき乗則に従い，非熱的イオンのエネルギー密度としては全体の1割程度を占めており，地球磁気圏尾部において磁気嵐時に磁気リコネクション近傍において直接観測されたイオンのエネルギースペクトルと類似したものが得られた．また，粒子軌道を追跡することにより，非熱的イオンは伸長されたイオン拡散領域におけるメアンダリング運動による加速に加えて，磁気リコネクションに伴う高速流の下流で磁場が強くなる領域における磁場勾配・曲率ドリフト加速によって生成されていることを明らかにした．さらに，駆動型磁気リコネクションの外部駆動電場の強度を変化させるパラメータサーベイを行い，外部駆動電場が強いほどリコネクション電場が強く，イオンおよび電子の加速効率が良くよりハードなべきが得られることを示した．

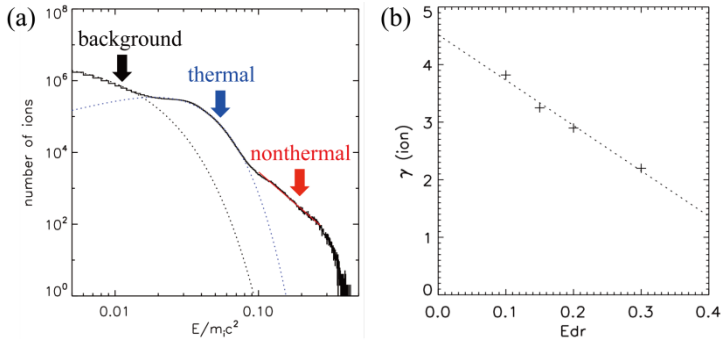


図 1　(a) 粒子シミュレーションで得られたイオンのエネルギースペクトル,
(b) 駆動電場の強度と非熱的イオンのべき指数の関係

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 平井真理子, 星野真弘, 磁気リコネクションおける粒子加速: 磁気圏尾部における観測と粒子シミュレーション, 地球惑星科学連合2010年大会, PEM031-05, 幕張メッセ国際会議場, 千葉, 2010年5月24日
2) Hirai, M., and M. Hoshino, Nonthermal ion acceleration in magnetic reconnection: Results from magnetospheric observations and particle simulations, 38th COSPAR Scientific Assembly, Bremen, Germany, Bremen Exhibition & Conference Center, July 22, 2010
3) Hirai, M., and M. Hoshino, Nonthermal ion acceleration in magnetic reconnection: magnetospheric observations and particle simulations, Advances in Plasma Astrophysics (274 IAU Symposium), AtaHotel Naxos Beach Resort, Giardini-Naxos, Italy, September 6, 2010
4) 平井真理子, 星野真弘, Particle acceleration during magnetic reconnection studied by PIC simulations, 第128回 地球電磁気・地球惑星圏学会, B008-01, 沖縄県市町村自治会館, 沖縄, 2010年10月31日
5) Hirai, M., and M. Hoshino, Production of energetic particles in driven magnetic reconnection, US-Japan Workshop on Magnetic Reconnection MR2010, Hotel Nikko Nara, Nara, Japan, December 9, 2010

小型ロケットを用いたエジェクタ･ジェットの空力試験の数値解析

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

研究グループ

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

計算の目的

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

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

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

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

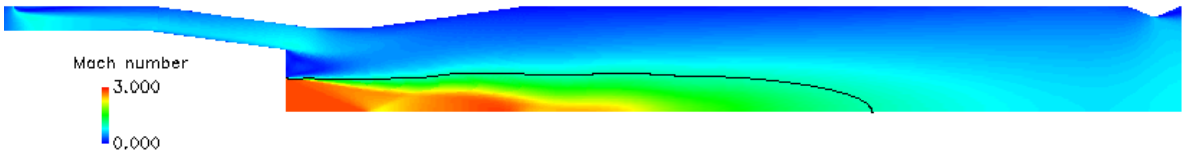


図1　エジェクタ・ジェットのマッハ数分布
ロケット圧力　Pc=2.0 MPa,　ϕ=93 mm

ラムーロケット複合サイクルエンジンの数値解析

Numerical Simulation of Ram-Rocket Combined Cycle Engine

研究グループ

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

計算の目的

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

宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターにおいては，スクラムジェットエンジンとロケットエンジンの技術を組み合わせたラムーロケット複合サイクルエンジンの研究を進めており，エンジン内の流れ構造を理解し，より高性能のエンジンを設計する．

研究の概要

角田宇宙センターでは，複合サイクルエンジンの供試エンジンである“E3”エンジンを設計し，ラムジェットエンジン試験設備を用いて試験をしてきた．RJTF試験設備を用いて試験をした実験結果の解析を行う．

今年度の研究成果の概要

本研究では，RJTF試験設備を用いて飛行条件マッハ数4で行われたE3エンジンのインレット内の流れ場，および性能について調べた．さらに，マッハ数4で始動状態にあり，なおかつより高性能なインレットを設計するためのパラメトリック計算を行い，インレットの始動性と性能について議論を行った．

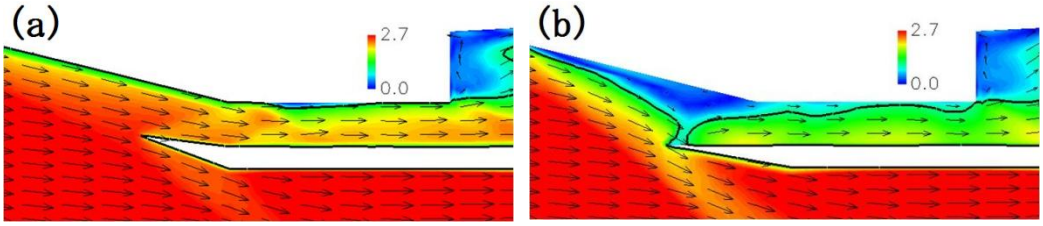


図1　インレット対称面でのマッハ数分布
(a) Droop カウル　(b) Extended カウル

研究成果の公表状況

査読付論文

1) JAXA-SP2010

口頭発表

2) 航空宇宙数値 シミュレーション技術シンポジウム2010
3) 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit
4) 61st International Astronautical Congress

細長物体の大迎角飛行時における後流剥離渦の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Separation Vortices over Slender Body at High Angle of Attack

研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙航行システム研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)
研究分担者：東京農工大学 機械システム工学専攻，西田浩之（hnishida@cc.tuat.ac.jp）
東京農工大学 機械システム工学専攻，山口晃弘（50008643306@st.tuat.ac.jp）
東京農工大学 機械システム工学専攻，稲葉亮司（50010643504@st.tuat.ac.jp）

計算の目的

細長物体が大迎角飛行を行う際には物体後流に強い非線形性を持った複雑な剥離流れが形成される．飛翔体の姿勢制御のためにはこの剥離流れの構造とそれに伴う空力特性を良く理解する必要があるが，流れ場は非常に複雑な3次元的構造を持っており，実験から得られる知見には限りがある．細長物体周りの流れを数値流体力学に基づいてシミュレーションする．実験結果と比較することで流れ場を再現するためのノウハウを蓄積し，流れ場に対する理解を深めることが目的である．

研究の概要

ロケットや航空機の前胴に代表される細長物体が大迎角飛行を行う際にはその後流に非対称剥離渦を伴う強い非線形性を持った流れが形成され，飛翔体の姿勢安定性が大きく乱されることが知られている．例えば，垂直離着陸型再使用ロケットが射場への帰還飛行の際に行う機体反転運動などでは20°～180°の幅広い迎角範囲で機体を制御する必要があり，この複雑な拘留剥離渦を良く理解し制御する必要がある．大迎角飛行中の細長物体周りの流れ場をシミュレーションし，実験結果と比較検討することで，流れ場を正確に再現する為のノウハウを蓄積する．

今年度の研究成果の概要

代表的な細長物体形状としてCon-Cylinder形状とBiconical形状を選択した．支配方程式として3次元圧縮性Navier-Stokes方程式を用い，LES/RANSハイブリッド計算とLES計算の双方を行った．LES/RANSハイブリッド計算では迎角30°から70°の範囲でシミュレーションを行い，また格子依存性の調査のため，総格子数79万点，238万点，611万点の3つの格子解像度でシミュレーションを行った．LES計算は格子点数2億点を用い，RANS/LESハイブリッド計算との比較のため60度の迎角においてシミュレーションを行った．

結果として，大迎角剥離流れ特有の非対称剥離渦は流れの上流に人工的な擾乱（機体先端に設置するBump）を入れなければシミュレーション上において再現できないことが分かった．これは過去の研究から得られている知見とも一致するものである．人工的な擾乱をシミュレーション上において導入した場合，時間平均された定常流れについていえば，LES/RANSハイブリッド計算は実験により計測された流れ場の特徴を良く再現した．また，LES/RANSハイブリッド計算とLES計算についても，時間平均された定常流れにおいて比較した場合，大きな差はなかった．しかしながら，人工的に導入する擾乱の大きさに対して流れ場の構造は変化し，実験結果と厳密に合わせるためには擾乱の大きさを調整する必要があることもわかった．図1に，Biconical形状において，風洞実験でのPIV計測結果，LES/RANSハイブリッド計算結果及びLES計算結果の比較を示す. 軸方向の5断面において渦度分布がプロットされている．

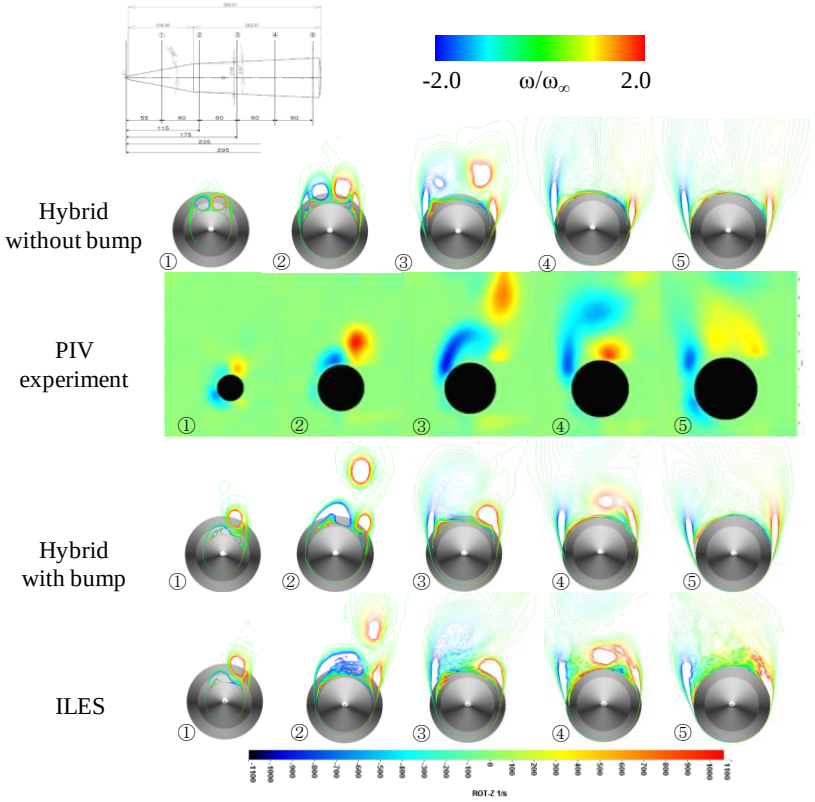


図 1　軸方向 5 断面における渦度分布の PIV 計測（実験），LES/RANS ハイブリッド計算，LES 計算の比較（Bump の有無は人工擾乱の有無を表す）．

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 山口晃弘，西田浩之，新井紀夫，高橋 俊（東京農工大），藤井孝蔵，野々村拓，野中 聡，稲谷芳文（ISAS/JAXA），“細長飛翔体の大迎角飛行時の非対称渦に関する研究”，第 54 回宇宙科学技術連合講演会，1P36.

2) 山口晃弘（東京農工大），野々村拓（ISAS/JAXA），西田浩之，高橋 俊（東京農工大），藤井孝蔵，稲谷芳文，野中 聡（ISAS/JAXA），新井紀夫（東京農工大），“細長飛翔体の大迎角時における非対称渦の数値解析”，第 24 回数値流体力学シンポジウム，B6-2.

スーパーコンピュータの利用効率向上のためのジョブスケジューラのパラメータ最適化

Job Scheduler Optimization for improvement of the system usage

研究グループ

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

計算の目的

現在のスーパーコンピュータは，複数のノードをネットワークで接続したクラスタシステムが一般的であり，複数のユーザが1つのシステムを共有する運用形態をとることが多い．そのため，フェアシェアに配慮しながら，システム資源の利用効率向上も考える必要がある．さらに，年々システムにおけるノード数が増加し，システムが大規模化する傾向にある．そのため近年では，システムの大規模化にともなう電力消費の増加も，環境面，コスト面に対して深刻な問題となっている．本研究では，システムの利用効率の向上を目指して，ジョブスケジューラのパラメータの最適化を目指す．

研究の概要

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

今年度の研究成果の概要

ジョブスケジューラの設定が適切でない場合，システム資源に空きがあっても，キューで待ちジョブが発生してしまうことがある．これを防ぐためにはジョブスケジューラのパラメータを最適に設定しておくことが重要である．しかし，この問題を解くためには，各ジョブの実行時間があらかじめわかっていることが望ましい．そこで，今年度はさまざまな統計的手法を用いて各ジョブの実行時間予測のための分析を行い，ユーザの実行時間を予測する手法を検討し数値実験をおこなった．また，パラメータ設定の設定変更のタイミングをはかるための実験を行い，設定変更のタイミングについての検討をおこなった．

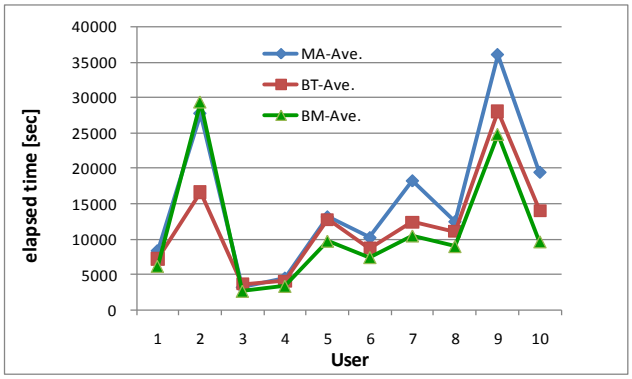


図 1　予測平均値の差分

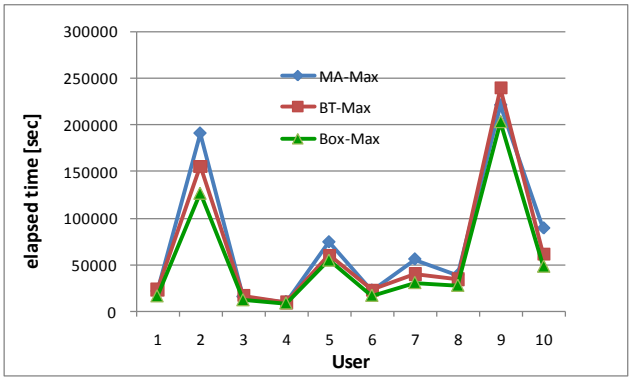


図 2　予測最大値の差分

研究成果の公表状況

1) R. Ito,　Kenichi Kikuchi,　An Analysis for Parameter Configuration To Find a Trigger of Change, ISII 2010 (Chaina),　September,　2010.
2) R. Ito,　Kenichi Kikuchi,　An Analysis for Parameter Configuration To Find a Trigger of Change, ICIC Express Letter,　Vol. 3,　Num.3,　September 2010,　同時掲載
3) R. Ito,　Kenichi Kikuchi,　Naoyuki Fujita,　An Analysis for Estimation of Elapsed Time of Job Scheduler,　Euromicro,　PDP2011(Cyprus). February 2011.

圧縮性乱流の Large-Eddy Simulation

Large-eddy simulation of compressible turbulent flows

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

LES を用いて実機レベルの高レイノルズ数解析を可能とする為, 新しい LES の wall-model を提案し, 高レイノルズ数の超音速乱流境界層に適用することで, 開発したモデルを評価する.

研究の概要

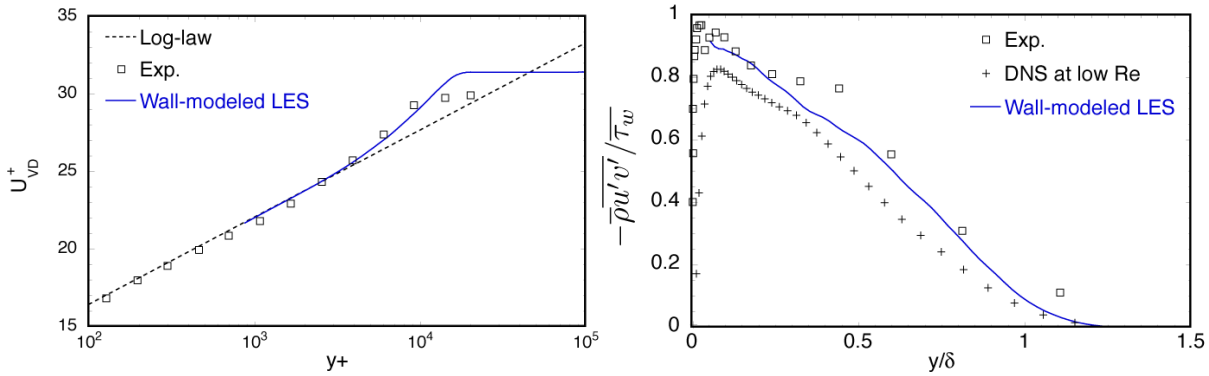
LESによる高レイノルズ数壁面流れの解析を可能とする為, シンプルで効果的なLESのwall-modelを提案する. このwall-modelは, 壁面でのせん断応力を直にモデル化するもので, 一般的に良く用いられているDESやRANS/LESハイブリッド法とは異なる手法である. 本wall-modelはlog-layerにおける乱流の流さスケールがどう変化するかに基づいて構築されており, 経験的な定数を含まない完全に物理ベースのモデルである. 提案したLESのwall-modelを, 2つの異なるレイノルズ数 (Reθ=50, 000と5, 000) の超音速平板乱流境界層流れに適用し, 実験データや低レイノルズ数のDNS/LESデータと比較する.

今年度の研究成果の概要

ここで提案しているwall-modelの詳細については, 研究成果の公表状況にある論文を参照して頂くとして, ここではメインとなる結果のみを示す. 以下計算で用いた格子は, dx/δ=dz/δ=0.05 (流れ方向とスパン方向は等間隔20格子点/δ), dy/δ=0.01-0.03 (壁面垂直方向はスムーズにストレッチ) である. この格子解像度をviscousユニットで表すとdx+=dz+=640, dy+=160-385であり, 通常のLESと比べ各方向20倍以上も荒い格子を用いていることを強調しておく. Reθ=5, 000の乱流境界層解析を既存のLES解析で行うと約1億点規模の格子点が必要となるが, 本wall-modeled LESでは一桁高いReθ=50, 000の境界層も約300万点規模の計算で可能となる.

van Driest変換をした平均速度とレイノルズ応力をFig. 1に示す. DESやRANS/LESハイブリッドに見られるような"log-layer mismatch"は本手法では見られず, log-law (それに伴う壁面摩擦) やレイノルズ応力を正確に予測出来ている. またlog-layerにおける瞬間の流れ場構造をFig. 2に示す. 本手法は, DES等が非物理的な流れ構造を示すlog-layerにおいても, レイノルズ応力が非常に良く予測されている事からも分かるように, 物理的な乱流構造を再現出来ることを確認した.

数多くのDESを含むLESのwall-modelが提案されているが, 現状なんらかしらの経験的な補正もしくは制御理論を用いた補正無しに, 正確なlog-lawを再現出来ない中, 本手法は物理的な背景のみから構築されていながら, 正確にlog-lawや乱流統計量を予測出来ることを示した. 今後, 本手法を剥離を伴う流れに適用して, その性能を更に調べる予定である.



(a) Mean (van Driest transformed) velocity (b) Resolved Reynolds shear stress

Fig.1 Computed statistics for Mach 1.69 and Reθ=50, 000 flow.

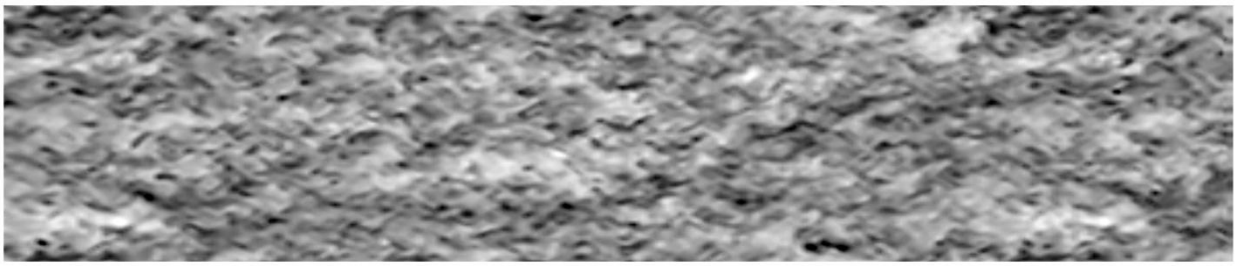


Fig.2 Instantaneous streamwise velocity fluctuation in wall parallel plane at logarithmic region y+=8 78.

研究成果の公表状況

1) S. Kawai and J. Larsson, "Wall-modeling in large-eddy simulation: predicting accurate skin friction at high Reynolds numbers," Physics of Fluids, under review.
2) S. Kawai, "A dynamic procedure for wall-modeled large-eddy simulation of high Reynolds number flows," AJK2011-02012, ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference 2011, ASME, Hamamatsu, Japan, July 2011.
3) S. Kawai and J. Larsson, "Wall-modeling in large-eddy simulation: predicting accurate skin friction at very high Reynolds numbers," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2011-482, AIAA, Orlando, FL, January 2011.
4) S. Kawai, J. Larsson and S. K. Lele, "Wall-modeling for large-eddy simulation of high Reynolds number supersonic flows," MD.00005, 63rd APS Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics, APS, Long Beach, CA, November 2010.
5) S. Kawai and J. Larsson, "A dynamic wall model for large-eddy simulation of high Reynolds number compressible flows," 2010 CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, pp. 25-37, December 2010.
6) J. Larsson and S. Kawai "Wall-modeling in large eddy simulation: length scales, grid resolution and accuracy," 2010 CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, pp. 39-46, December 2010.

3 次元大規模シミュレーションを用いた磁気プラズマセイルの実現可能性検証

Feasibility Study of Magneto Plasma Sail by using 3D Numerical Simulation

研究グループ

研究代表者：京都大学生存圏研究所　産学官連携講師，梶村好宏(kajimura@rish.kyoto-u.ac.jp)

計算の目的

高い推進性能が期待される宇宙推進システムである磁気プラズマセイル(Magneto plasma Sail:以降 MPS と記述)の推力を定量的に評価する為，数値計算を実施する．3 次元ハイブリッドプラズマ粒子コードを用い，これまでに実施されていない太陽風プラズマのイオン Gyro スケールの磁気圏サイズにおいて，宇宙機からのプラズマ噴射による磁気圏（セイル：帆）の拡大に伴う推力増加を定量的に評価する．さらに，噴射プラズマパラメータ（密度，速度，噴射方向）をパラメトリックに変化させ，推力の最大値を数値計算によって明らかにする．

研究の概要

太陽風プラズマをダイポール磁場で受け止めて推進力を得る「磁気プラズマセイル」(Magneto plasma Sail:以降 MPS と記述）が，化学推進に替わる高出力・高効率の新しい推進システムとして期待されている．磁気プラズマセイルでは，超伝導コイルによって作られる小スケールのダイポール磁場を，宇宙機からのプラズマ噴射によって拡大し，推力の増分を期待する．本研究では，MPS の実現可能性の検討を目的として，推力発生メカニズムや，推力の定量的評価，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

次元ハイブリッド粒子モデルを用い，衛星からの噴射プラズマの速度（無次元パラメータr_L/L：噴射イオンのGyro半径と磁気圏代表スケール比）や密度（無次元パラメータ®：噴射イオンの動圧と磁気圏の持つ磁気圧の比）について，パラメトリックスタディを実施し，磁気圏拡大によるMPSの推力最適化を実施した．その結果，$r_L/L=0.5$，　$\beta=0.02$と指定したプラズマを宇宙機周囲へ等方噴射し，磁気圏拡大を実施した場合，最大で8倍の推力増加結果（半径2m，10^8Aturnの超伝導コイルを用いた場合，MPS実推力1.6mN）を得た．図1にプラズマ噴射有無におけるMPS周辺の太陽風および噴射プラズマの流線を示す．プラズマ噴射による磁気圏拡大により，太陽風流れが大きく妨げられている．図2にプラズマ噴射有無におけるMPSの推力の時間履歴を示す．プラズマ噴射による磁気圏拡大により，推力が約8倍に増加していることが確認できる

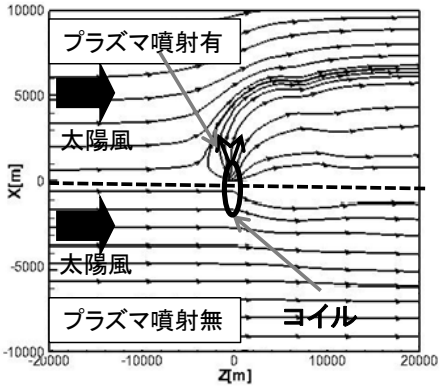


図１　太陽風および噴射プラズマの流線図
（上段：プラズマ噴射有，下段：プラズマ噴射無）

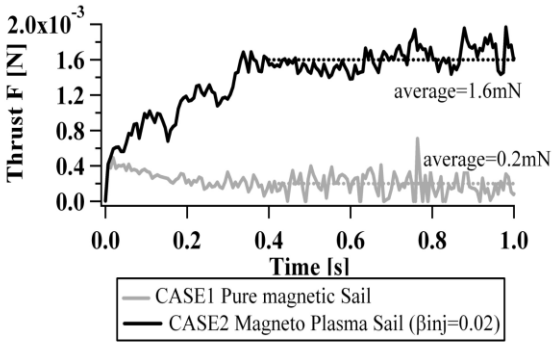


図２　プラズマ噴射有無における MPS の推力発生の時間履歴

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Yoshihiro Kajimura，Ikkoh Funaki，Hiroyuki Nishida，Hideyuki Usui，Iku Shinohara，Hiroshi Yamakawa，Hideki Nakashima，“Quantitative Evaluation of Ion Kinetic Effect in Magnetic Field Inflation by Injection of Plasma Jet”，Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences，Accepted.

査読なし論文

2) Yoshihiro Kajimura，Ikkoh Funaki，Iku Shinohara，Hideyuki Usui and Hiroshi Yamakawa，“Thrust Evaluation of Magneto Plasma Sail by Using Three-Dimensional Hybrid PIC Code.”，Proc. of 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference，AIAA 2010-6686，2010.

口頭発表

3) 梶村好宏，臼井英之，船木一幸，篠原育，松本正晴，中村雅夫，山川　宏，イオン慣性長スケールにおける磁気セイルの推力特性に関する 3 次元ハイブリッド粒子シミュレーション，平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム，STEP-2010-016，2010.

宇宙輸送に係る乱流流れの数値解析

Numerical simulation of space propulsion turbulent flows

研究グループ

研究代表者：東京大学 大学院工学系研究科，寺本 進(teramoto@thermo.t.u-tokyo.ac.jp)
研究分担者：東京大学 大学院工学系研究科，谷 洋海(hiroumi@thermo.t.u-tokyo.ac.jp)

計算の目的

宇宙輸送に係る基礎的な流れのうち，特に乱流輸送・非定常変動が支配的となる流れに焦点をあて，その構造を明らかにする事を目的とする．具体的には液体ロケット噴射器の超臨界同軸噴流の乱流混合を対象とする．この流れは，宇宙輸送システムの開発で問題になる現象に直結していながら，数値シミュレーション手法が確立していない流れである．これらの流れ解析を実施し，その結果を吟味することで宇宙輸送に関するシミュレーション技術の向上に貢献できると考えられる．

研究の概要

超臨界圧環境下において，低温超臨界流体—高温ガスの乱流平行剪断層のDirect Numerical Simulation (DNS)と，同じ速度・密度比の低温ガスー高温ガスの乱流平行剪断層のDNSを比較し，超臨界流れの乱流の特徴を明らかにするとともに，

今年度の研究成果の概要

密度分布を比較すると，低温超臨界流体—高温ガス(transcritical)の場合は低温ガスー高温ガス(cold-gas)に比べて，高密度流体と低密度流体の境界が明確であり，高密度流体が低密度側に貫入する様子が見られる．貫入の影響で，境界(y*=0)における密度変動はtranscritical条件の方が大きくなる．

一方，境界領域での渦構造はtranscritical条件，cold-gas条件でほぼ同じであり，レイノルズ応力分布は両条件で相似であった．

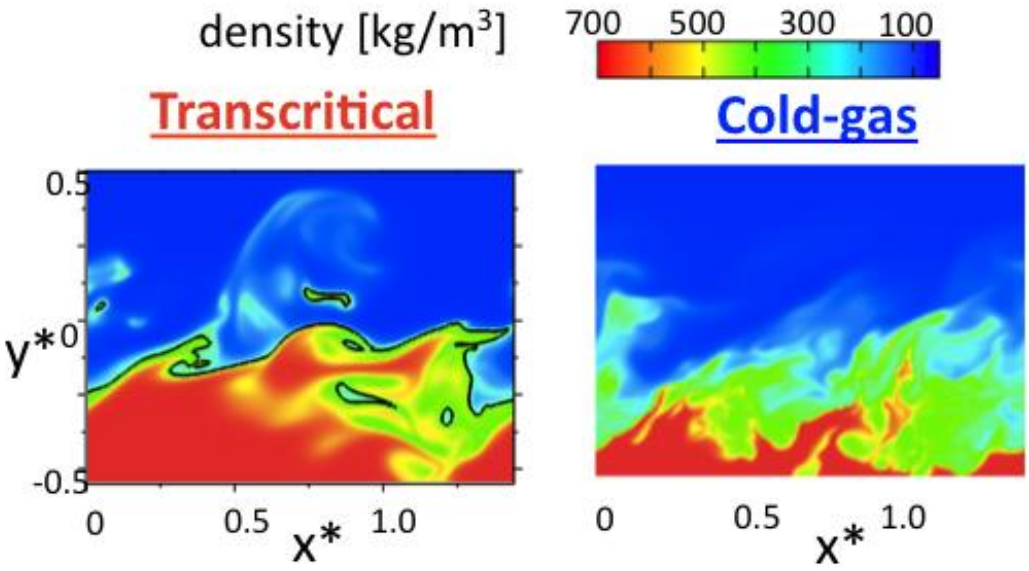


図 1　density distribution for turbulent shear flow

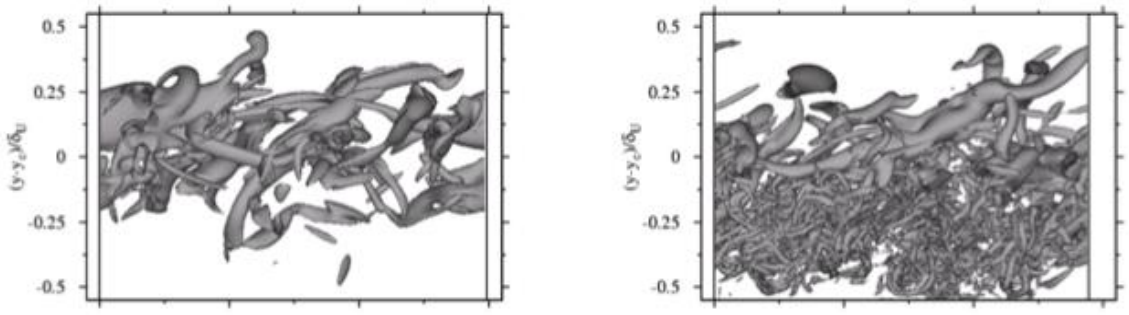


図 2　vortex structure for turbulent shear flow

研究成果の公表状況

口頭発表

1) Hiroumi Tani　,　Susumu Teramoto　and Toshio Nagashima,　"Injector Geometry Effects on Cryogenic Coaxial Jets at Supercritical Pressures",　AIAA Joint Propulsion Conference (2010)
2) 谷，寺本「超臨界圧雰囲気中の乱流混合層の数値解析」流体力学会年会(2010)

気泡流中における気泡同士の相互作用の直接数値解析

Direct numerical simulation of bubble-bubble interaction in bubbly flows

研究グループ

研究代表者：東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻，松本洋一郎(ymats@mech.t.u-tokyo.ac.jp)
研究分担者：東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻，大山峻幸(t_oyama@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

計算の目的

ロケットエンジンに用いられている液体燃料ポンプのインデューサにおいて問題となったキャビテーションを伴う不安定現象について，実験での計測が非常に困難であるために詳細な知見が得られていない．そのため現象の非定常挙動をとらえることが可能な高精度な数値計算による流れ場の再現が求められている．本研究ではミクロ，メゾスケールにおける高精度数値解析に基づいた気泡流乱流モデルの構築を目的とする．またこのようなスケール間干渉に関する物理モデルを構築することは，単に数値計算による現象の再現を可能とするだけでなく，対象とする物理現象における支配要因を明確にすることにつながる．

研究の概要

気泡-気泡同士の相互作用はそれぞれの気泡が自由度を持ち結果の解析が難しいため，より簡単な系であると考えられる単一気泡が自由界面において気泡の反発する現象に注目した．流れ場に対して固定矩形格子を形成し，気泡と液相の境界については，界面の位置を具体的な座標として陽に表現する界面追跡法を用いてシミュレーションを行った．

今年度の研究成果の概要

気泡が自由界面において反発する現象では，接触時間，反発係数などが現象を整理するために重要な指標となる．剛体壁における気泡の反発の計算も行い，接触時間を「気泡重心が初期の自由界面もしくは剛体壁の位置から初期気泡半径より近くに存在する時間」と定義した．自由界面との反発，剛体壁との反発のいずれの場合においても接触時間がほぼ表面張力係数の-0.5乗に比例し，バネ・マス系によるモデル化から導かれる関係式をおおむね満たした．また自由界面との反発における接触時間が剛体壁のものと比較して長いことは実験と同様の傾向である．一方，自由界面，剛体壁，どちらの反発においても粘性が大きいほど接触時間が長くなっている．特に表面張力係数が小さな領域においてその差が顕著になっており，また自由界面との反発の方が差が大きい．その理由として衝突の過程において気泡の変形だけでなく，気泡の重心位置も変化することが挙げられる．また，粘性が等しい条件で比較した場合，自由界面における反発係数は剛体壁における反発係数より大きい．数値計算の利点を生かして，表面エネルギーの時間履歴を解析したところ，自由界面における反発の，気泡と自由界面の表面エネルギーの和は，剛体壁における反発の，気泡の表面エネルギーより大きくなることがわかった．またこの値は気泡が沈み込む深さと浮力の積のポテンシャルエネルギーと同程度であり，反発の過程において界面の変形量が現象に大きく影響を与えることを明らかにした．

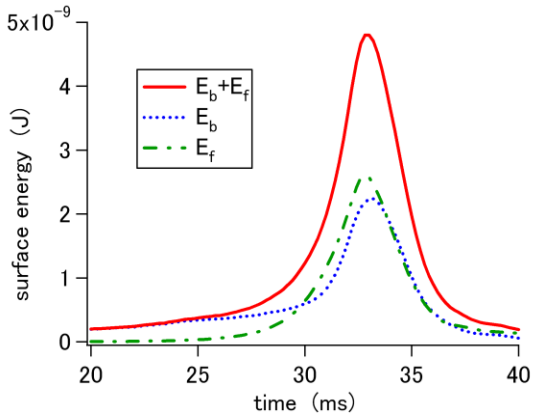


図1　自由界面における反発の表面エネルギーの時間履歴
添字 b: 気泡，f: 自由界面

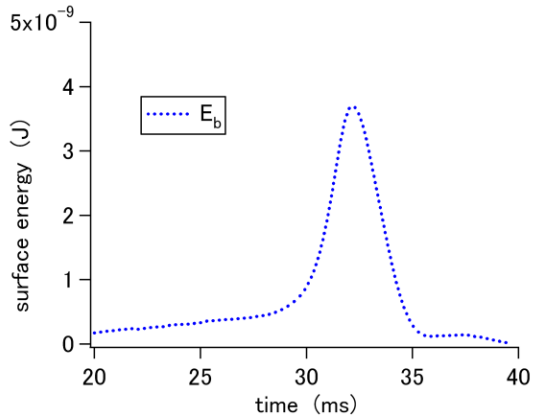


図2　剛体壁における反発の表面エネルギーの時間履歴
添字 b: 気泡

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) Toshiyuki Oyama, Shintaro Takeuchi, Shu Takagi and Yoichiro Matsumoto, "Effect of Surface tension on a single bubble bouncing at a free surface", International Conference on Multiphase Flow 2010, Florida, U.S.A., 2010 年 6 月

口頭発表

2) 大山峻幸，竹内伸太郎，高木 周，松本洋一郎，「界面追跡法を用いた自由界面での単一気泡の反発現象における気泡の浮上速度の影響に関する研究」，日本混相流学会年会講演会 2010，浜松，2010 年 7 月

磁気プラズマセイルの実用化に向けた全粒子シミュレーション研究

Full particle-in-cell simulation study toward the realization of Magnto-plasma sail

研究グループ

研究代表者：神戸大学大学院システム情報学研究科，森高外征雄(moritaka.toseo@cs.kobe-u.ac.jp)
研究分担者：神戸大学大学院システム情報学研究科，臼井英之(h-usui@port.kobe-u.ac.jp)

計算の目的

磁気プラズマセイルの推進力は，探査機に搭載した超伝導コイルによって形成される人工磁気圏と太陽風プラズマとの相互作用に基づいている．このとき作られる磁気圏は数100m~数km程度と小さいため，プラズマの運動論効果が強く現れると予想される．本研究では，全粒子シミュレーションを用いて，イオン慣性長以下の小型磁気圏と太陽風との相互作用を解析し，磁気プラズマセイルの推力特性とプラズマ運動論効果との関係を明らかにすることを目的としている．

研究の概要

本研究ではベクトルマシン向けに開発した 2 次元電磁粒子シミュレーションコードを用い，JAXA スーパーコンピュータシステム(V システム)を使って格子数 2000×2000，粒子数 2 億個程度の大規模な解析を行った．計算領域は開放系とし上流境界からの一様なプラズマ流を仮定している．磁気圏はコイル電流を模擬した電流密度を与えることで形成し，コイルに作用するローレンツ力に基づいて推進力あるいは太陽風プラズマの運動量変換を評価する．推進力やその源となる誘導電流の構造が，電子およびイオンのダイナミクスに基づいてどのように特徴づけられるかに注目した．また，惑星間磁場(IMF)の影響についても検討を行った．

今年度の研究成果の概要

シミュレーションの結果，磁気圏と太陽風の接触する領域で面外方向の誘導電流が生成し，この電流とコイル電流との反発力が推進力の起源となることを確認した．この電流構造の厚さや電流密度の大きさは電子ジャイロ半径と磁気圏サイズの比によって特徴づけられ，この領域での電子-イオン間の静電相互作用によりイオンも散乱される．その結果，磁気圏のサイズがイオンジャイロ半径より小さい場合であっても，このような電流構造が太陽風動圧と磁気圧との平衡位置に形成し，コイルに推進力が発生することがわかった．一方，惑星間磁場は非常に弱い物であっても，磁気リコネクションとそれによる磁気圏内部への磁力線および電子の進入を介して，圧力平衡の破れをもたらす．その結果，太陽風の運動量損失あるいは磁気セイルの受ける働く推力は，惑星間磁場がない場合と同等の定常成分に加えて，時間に比例して増加する非定常成分が生じる．またこの圧力平衡の破れに起因して，磁気圏前面での電子反射やショック状構造の形成などが観測された．

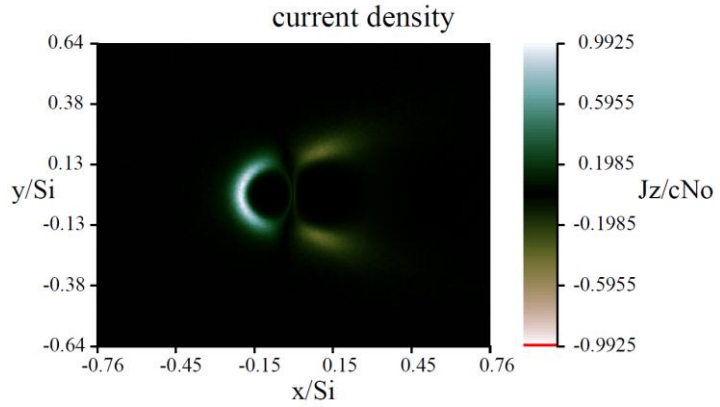


図 1　磁気圏周辺に形成される薄い電流層構造(質量比 450)，Si はイオン慣性長を表す.

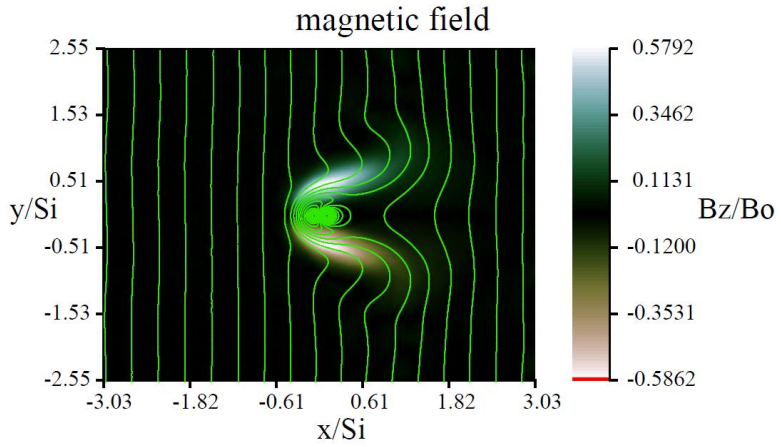


図 2　磁気圏周辺の磁場構造(質量比 450)．緑線は磁力線，カラーコンターは面外方向の磁場である．Si はイオン慣性長を表す.

研究成果の公表状況

査読付論文

1) T.Moritaka, M.Nunami, H.Usui and T.Matsui, “Full particle-in-cell simulation on small scale artificial magnetosphere by using uniform and nested grid systems”, Plasma and Fusion Research, Vol.6, pp.2401101

2) Toseo Moritaka , Hideyuki Usui , Masanori Nunami, Yoshihiro Kajimura Masao Nakamura and Masaharu Matsumoto, “Full particle-in-cell simulation study on magnetic inflation around a magneto plasma sail”, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol 38, 2010, pp.2219-2228

口頭発表

3) H.Usui and T.Moritaka, “Plasma Particle Simulation on Interactions Between an Artificial Small Magnetosphere and the Solar Wind”, 2nd international symposium on radio systems and space plasma, August 25-27, Sofia, Bulgaria, 2010

4) T.Moritaka, H.Usui and M.Nunami, “SOLAR WIND INTERACTION WITH A SMALL SCALE ARTIFICIAL MAGNETOSPHERE FOR MAGNETO-PLASMA SAIL”, 2010 Asia-Pacific Radio Science Conference, September 22-26, 2010, Toyama International Conference Center

マルチスケールシミュレーションによる材料破壊と材料強度に関する研究

Mechanical properties of materials by 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，仙田康浩(senda@yamaguchi-u.ac.jp)
研究分担者：アールト大学大学院，ヤンネ・ブロンクビスト

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の性質を理解する．
2. 大気圏から宇宙空間を含む特殊な状況下でのマルチスケールシミュレーションを実行し，極限状況下における材料強度評価の指標とする．

研究の概要

ポリマーを主体とする複合材料は軽量かつ高強度な材料として航空機等に用いられ，さらなる高機能化を目指した開発が進められている．本研究は，シミュレーションを用いて高性能なポリマー系複合材料の開発を行う．材料の原子レベルの挙動からマクロな弾性挙動を網羅するマルチスケールシミュレーション法を用いることにより，広いスケールから見た材料の性質を把握することが目的である．

今年度の研究成果の概要

ポリマー系複合材料の開発において，高分子ポリマーの挙動を分子レベルで把握することは重要である．今年度，大規模高分子ポリマーのマルチスケールシミュレーションを行った．ポリマー分子の動きは分子動力学法を用いて，一方，ポリマーの弾性的振る舞いは弾性連続体として取り扱った．この２つの異なるスケールの計算モデルを，我々が開発したMD/連続体ハイブリッド手法を用いて接続した．昨年度は鎖状高分子について調べたが，今年度はさらに長い鎖状構造をもち，また鎖のボンド間ポテンシャルをもつ現実に近いポリマーモデルを用いて計算を行った．平衡状態への収束を調べた結果，ハイブリッド手法を用いたモデルでは通常の分子動力学法による計算より２桁早い収束を示すことがわかった[図1]．現実に近いポリマーモデルでも本手法の有効性が明確に示されたことにより，ポリマー系複合材料を構成する高分子ポリマーの大規模シミュレーションの実現性を示すことができた．

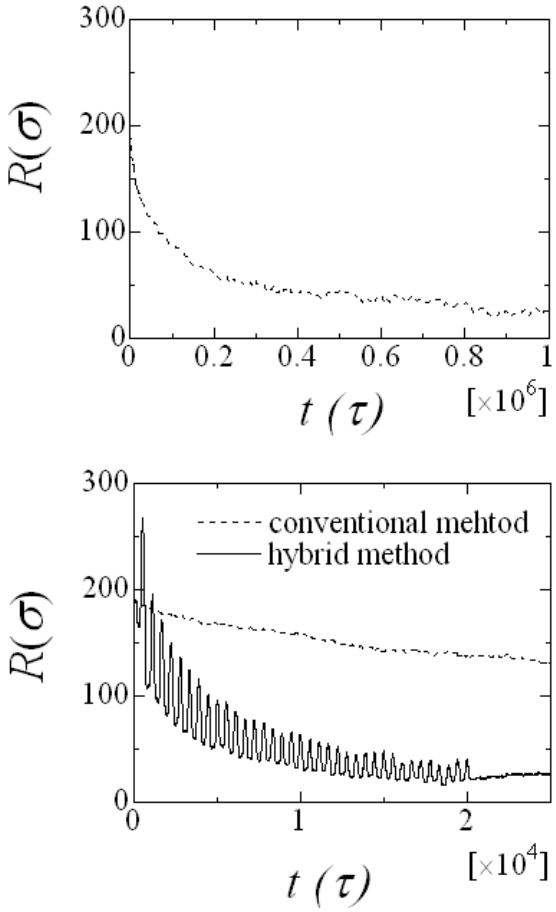


図 1　鎖状高分子の末端間距離 R の収束のようす．点線は通常の MD 法，実線はハイブリッド法による結果. 上図の通常の MD 法では t~10^6 (τ)でようやく平衡の値に収束するが，下図のハイブリッド法による計算では t~10^4 (τ)で収束する．レナードジョーンズポテンシャル単位系を使用.

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 「連続体／粒子ハイブリッド法による粗視化ポリマーモデルのシミュレーション」仙田康浩，ヤンネ・ブロンクビスト，リスト・ニエミネン，日本物理学会 2010年秋季大会，2010年9月24日，大阪府立大学
2) Y. Senda,　J. Blomqvist and R. M Nieminen: Atomic Force Microscopy Simulation by MD/continuum hybrid method,　The annual conference of the Finnish Physical Society,　Helsinki, 29-31 March,　2011

ロケットエンジンおよび超音速飛翔体用エンジンに関する燃焼流体の研究

Numerical Study on Combustible Flow in Supersonic Flight Engines and Rocket Engines

研究グループ

研究代表者：九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系,
坪井伸幸(tsuboi@mech.kyutech.ac.jp)
研究分担者：総合研究大学院 大学物理科学研究科 宇宙科学専攻 5 年一貫制 博士課程 4 年,
森井雄飛(dj.youhi@gmail.com)
九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系 修士課程 1 年,
小川洋昌(pegasasulife@yahoo.co.jp)

計算の目的

国産ロケットエンジンおよび超音速エンジンの開発において，ノズル設計や燃焼器設計に関する評価やそれに関連する基礎研究を実施する．

研究の概要

燃焼器内部流れの解析には，低速・高Re流れとなるため，従来の圧縮性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，3次元流れにおいてその効果を確認する．また，超音速エンジンの候補の一つとされるデトネーションを用いたパルスデトネーションエンジン(PDE)やローテーティングデトネーションエンジン(RDE)，そしてその基礎となるデトネーションについても，解析を実施する．

今年度の研究成果の概要

燃焼器内部の高Re数低速流れの解析を視野に入れて，前処理法を用いた非反応圧縮性流れにより解析を行った．今年度は3次元流れにおける前処理法の効果を確認するために， NACA0012翼型に対して低マッハ数，低Re数の解析を行った(図1)．その結果，空力特性に関して実験データと一致することが示された．また，超音速エンジンの候補としてPDEおよびRDEの解析を行った．特に3次元RDEに関しては図2に示す通り解析に成功し，エンジンとしての成立性を今後評価することが可能となった．

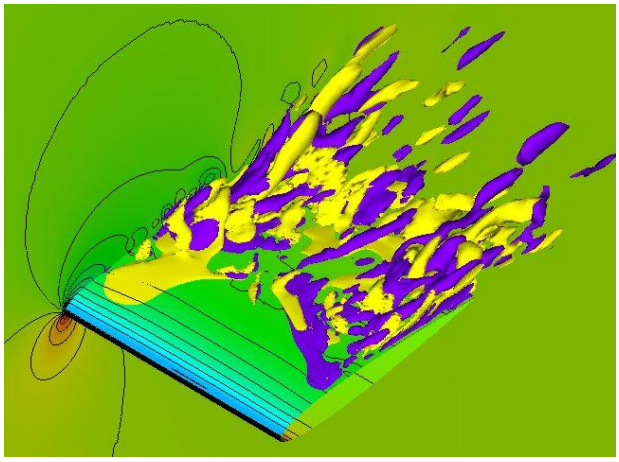


図1 NACA0012翼型周りの圧力分布および渦度分布(M=0.01, Re=10，000)

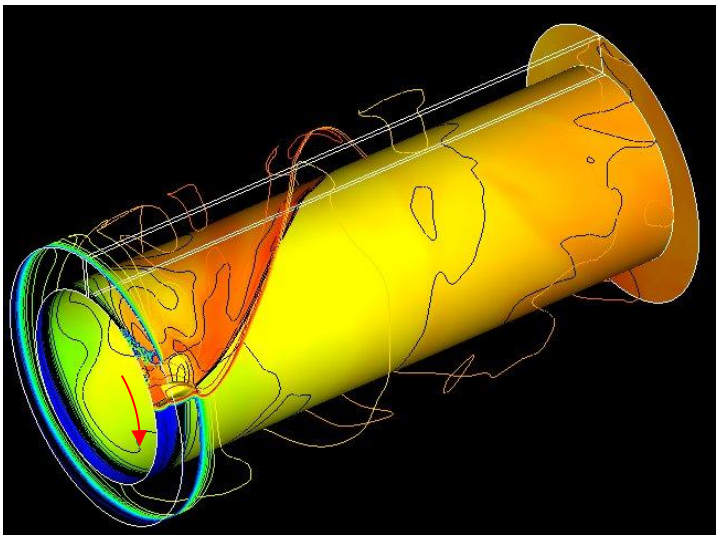


図 2　RDE 内部の温度分布

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Kimura, N.Tsuboi, A.K.Hayashi, E.Yamada, Numerical Study and Performance Evaluation for Pulse Detonation Engine with Exhaust Nozzle (1st report: Estimation on Performance using a Detailed Reaction Model), Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, accepted
2) M.Asahara, N.Tsuboi, A.K.Hayashi, E.Yamada, Two-dimensional Simulation on Propagation Mechanism of H2/O2 Cylindrical Detonation with a Detailed Reaction Model -Influence of Initial Energy and Propagation Mechanism-, Combustion Science and Technology, accepted.
3) Takayuki Yamada, A.Koichi Hayashi, Eisuke Yamada, Nobuyuki Tsuboi, Venkat E. Tangirala, Toshi Fujiwara, Detonation Limit Thresholds in H2/O2 Rotating Detonation Engine, Combustion Science and Technology, Volume 182, Issue 11 & 12 November, p.1901-1914, 2010.
4) 坪井伸幸, 阿達 聡, 林 光一, 山田英助, 内田正宏, 藤森俊郎, 須田俊之, 90° 曲管におけるH2/O2デトネーションの流体力学的効果に関する数値解析, 日本燃焼学会誌論文集, Vol.52, No.161, pp.213-223, 2010
5) 木村勇一朗, 坪井伸幸, 林光一, 山田英助, 排気ノズルを有するパルスデトネーションエンジンの数値解析による推力性能評価（第1報：詳細反応モデルによる基本性能の評価), 日本航空宇宙学会論文集, Vol.58, No.675, pp.91-99, 2010
6) Takashi Ito, Nobuyuki Tsuboi, Hiroshi Miyajima, Numerical Investigations of the Film Cooling Effect on Sub-Scale Rocket Engine Performance, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.53, No.179, pp.63-70, 2010

査読なし論文

7) N. Tsuboi, Y. Kawakami, K. Ezure, A. Hayashi, E. Yamada, Numerical Study and Performance Evaluation for Pulse Detonation Engine with an Aerospike Nozzle, AIAA-2011-800, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011
8) Y. Morii, M. Asahara, N. Tsuboi, A.K. Hayashi, M. Koshi, H. Ogawa, S. Tokudome, The effects of the schemes in inviscid flux on spinning detonation in a round tube, Eighth International Symposium on Hazards, Prevention, and Mitigation of Industrial Explosions, ISH101, 2010

9) N. Tsuboi, A.K. Hayashi, M. Uchida, T. Fujimori, Three-dimensional simulations of H2/O2 detonation in a round bent tube, ighth International Symposium on Hazards, Prevention, and Mitigation of Industrial Explosions, ISH106, 2010
10) M. Asahara, N. Tsuboi, A.K. Hayashi E.Yamada, Computational study on cell bifurcation in two-dimensional cylindrical detonation using AUSMDV scheme, Eighth International Symposium on Hazards, Prevention, and Mitigation of Industrial Explosions, ISH105, 2010

口頭発表

11) 坪井伸幸，森井雄飛，越 光男，林 光一，爆轟限界における粘性の影響，第42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2010， pp. 10， JSASS-2010-2023， 米子，2010.6
12) 朝原 誠，坪井伸幸，林 光一，山田英助， 円筒デトネーションの濃度依存に関する数値解析， 火薬学会2010年度春季研究発表会， pp.145-148， 2010.5.
13) 朝原 誠 坪井伸幸 山崎真歩， 林 光一 山田英助， 爆轟限界近傍での直接起爆による酸水素爆轟波の数値解析， 火薬学会2010年度秋季研究発表会， 20， 2010.11
14) 坪井伸幸， 香川岳寛， 吹場活佳， 嶋田 徹， ハイブリッドロケット内部流れの解析に向けた前処理型非定常圧縮性低速流れ：前処理型流束計算法の影響について， 第54回宇宙科学技術連合講演会プログラム，3B03， 2010.11.
15) 朝原 誠，坪井伸幸，山崎真歩，林 光一，山田英助， AUSMDVスキームを用いたデトネーションの衝撃波構造に関する2次元数値解析， 第48回燃焼シンポジウム， P221， 2010.12.
16) 中山和俊，森井雄飛，坪井伸幸，細田英明，林 光一，内田正宏，藤森俊郎， ダブルエルボ内を伝播するH2/O2デトネーションの数値解析， 第48回燃焼シンポジウム， C323， 2010.12.
17) 山田貴幸，坪井伸幸，林 光一，山田英助， ローテーティングデトネーションの3次元数値解析， 第48回燃焼シンポジウム， C324， 2010.12
18) .坪井伸幸， 吹場活佳， 嶋田 徹， ハイブリッドロケット内部流れの解析に向けた前処理型非定常圧縮性低速流れ：3次元流れの影響， 平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム， 2010.12.
19) 香川岳寛，坪井伸幸，吹場活佳，嶋田 徹，前処理型非定常圧縮性流れ場解析による低Re数の3次元翼の空力特性評価, 日本機械学会九州学生会第42会卒業研究発表講演会(No.118-2), pp.109-110， 2011.3.

レーザー宇宙推進内部に生じるプラズマ非平衡輻射反応流の多次元物理流体解析

Multi-dimensional Numerical Analysis of Non-equilibrium Plasma Flow in Laser Propulsion System

研究グループ

研究代表者：大同大学，白石裕之(siraisi@daido-it.ac.jp)
研究分担者：大同大学，中森　学
大同大学，熊谷雄也

計算の目的

レーザー宇宙推進システムは光エネルギーを利用するため燃焼が必要なく，そのため排ガス面でクリーンなエンジンとして注目されているものの，内部のプラズマ流の様子に不明瞭な部分が多い．

実験では困難なレーザー推進装置内部のプラズマ挙動に関する知見を得，性能向上や耐熱設計に役立てる．

研究の概要

レーザープラズマを数値的に解析するためのモデル・手法を構築する場合，流れの特性時間よりも輻射吸収に関する特性時間は短いためにスティフネスを生じてしまい，数値的に安定な解析を実行する事が極めて困難となる．この問題を解決するため，本解析では数値流体解析手法をベースとした上でレーザー吸収に伴う温度非平衡やエネルギーの移動という「系独特のプロセス」に着目した解析スキームの再構築を行い，この様な流れと輻射吸収とのカップリング現象を解析する事を可能として来た．これは例えばソースモデルの様な仮定は他に導入せずに丁寧に基礎方程式および上記モデリングのみを解き続けていく手法であり，他の解析手法に比べて高い汎用性を持ち得ると考えている．

本年度は従来の2次元軸対称コードをベースとしたものの，壁面反射モデルの追加修正によって推力最大化へのレーザー光路最適化への指針をもたらす様な検討を実行した．さらには，多価電離モデルへの拡張によるマクロ量の影響について調べる事によって，モデル自身の最適化についても検討した．

今年度の研究成果の概要

レーザー推進システム，特に RP 型（パルス型）の系に於いて実機に一層近い構想設計が可能となる様に壁面反射効果に光軸追跡法を追加して境界条件に修正を施したところ，壁面反射光の再吸収による推力が無視出来ない事が判明した．

また，多価電離モデルへの拡張によって，1価電離モデルのままでは(i) LSD閾値が過小に見積もられる虞がある事，(ii)LSD伝播構造の相違による伝播速度への若干の影響が懸念される事，などが示された．

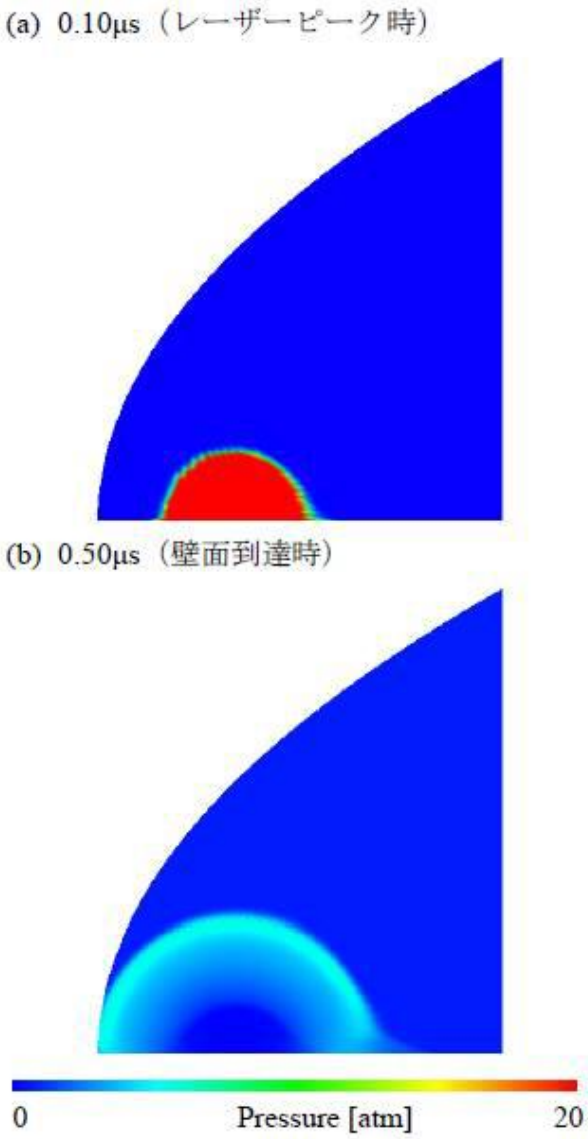


図 1　圧力分布

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 中森，白石：壁面反射を考慮したRP型レーザー推進用ノズルの数値的設計手法の検討，第42回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010講演集，pp.707-711， 2010.
2) 白石，熊谷，小出：希ガスを伝播するレーザー支持デトネーションにおける多価電離モデルの影響，平成22年度宇宙輸送シンポジウム.

多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of multi-phase detonation system

研究グループ

研究代表者：青山学院大学，林 光一(hayashi@me.aoyama.ac.jp)
研究分担者：青山学院大学，山田英助(yamada@me.aoyama.ac.jp)
青山学院大学，加藤祐樹(c5609031@aoyama.jp)
青山学院大学，北林直樹(c5609039@aoyama.jp)
青山学院大学，永島浩樹(c5609096@aoyama.jp)
青山学院大学，島田隆司(c5610119@aoyama.jp)
青山学院大学，福田 幹(c5610126@aoyama.jp)
青山学院大学，細田英明(c5610127@aoyama.jp)

計算の目的

昨年度はこれまで開発してきた気液二相デトネーションの 2 次元解析プログラムにおいて，燃料を JP10 からエタノールに変更して解析を行った．本年度は，エタノールの化学反応モデルを再検討し，その他の燃料に関する検討も行い，気液二相デトネーションの物理現象の解明に寄与したいと考えている．また，デフラグレーションからデトネーションへの遷移（DDT）現象を解明するために，基礎となる数値モデルの開発も進める．

研究の概要

エタノールを燃料とした気液二相デトネーションのプログラムコードを開発し，検証を行った．エタノールの化学反応モデルの再検討を行い，他燃料との比較を行う．二次元解析では，液滴サイズや濃度によって伝播構造に与える影響が確認できた．

今年度の研究成果の概要

昨年度は，エタノールを液体燃料と想定した計算を行ったが，今年度はエタノールとJET-Aを想定して計算を行った．また化学反応モデルの再検討を行った．図1にエタノールの最大圧力履歴，図2にJET-Aを想定した最大圧力履歴を示す．さらにエタノールに関して初期蒸発率，液滴サイズによってどの程度セルサイズに影響があるのかを比較(図3)を行った．

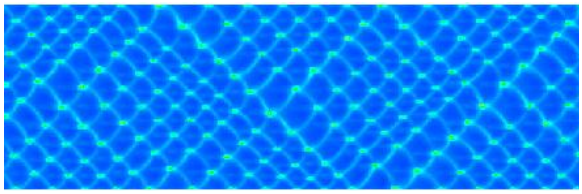


図1　Trace of the maximum pressure of JET-A/Air

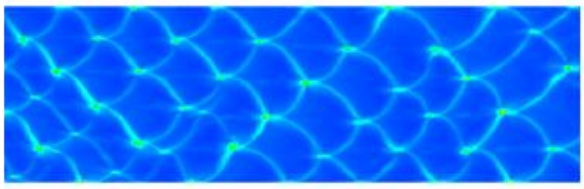


図 2　Trace of the maximum pressure of Ethanol/Air

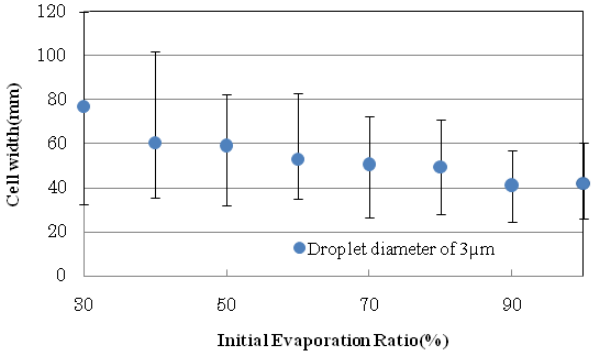


図 3　Comparison detonation cell width of Ethanol/Air

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 島田隆司，林光一，　山田英助，　坪井伸幸，火薬学会春季研究発表会（2010）
2) T.Shiamda，A.K.Hayashi，E.Yamada and N.Tsuboi，8th International Symposium on Hazards, prevention，and Mitigation of Industrial Explosions (2010)

相対論的磁気流体における磁気リコネクションシミュレーション

Numerical Study of Relativistic MHD Reconnection

研究グループ

研究代表者：自然科学研究機構　国立天文台天文　シミュレーションプロジェクト，
高橋博之(takahashi@cfca.jp)

計算の目的

本研究は相対論的 Sweet-Parker 型磁気リコネクションにおける磁気エネルギー変換効率を決定することを目的とする．この目的のために，高磁気レイノルズ数でも安定に計算可能な相対論的散逸性磁気流体コードを開発し，このコードを用いて磁気リコネクションの問題に適用する．

研究の概要

磁気リコネクションの重要性は実験室・地球磁気圏・太陽プラズマ等，幅広い分野で指摘されているが，近年，高エネルギー天体でもその重要性が指摘されている．しかしその一方で相対論的磁気リコネクションの理論的研究や衝突系における数値実験は殆どなされておらず，また，先攻研究(Watanabe & Yokoyama '06,　Zenitani et al. '10)では低磁気レイノルズ数磁気リコネクションののみを扱っているため，エネルギー変換効率の磁気レイノルズ数依存性について調べられていなかった．そこで私は高磁気レイノルズ数でも安定に計算が可能な磁気流体コードを作成し，相対論的Sweet-Parker型磁気リコネクションにおける磁気レイノルズ数と磁気エネルギー変換効率について調べた．

今年度の研究成果の概要

数値計算の結果，磁気エネルギーはオーム散逸によってその大部分が熱エネルギーに変換されること，この熱エネルギーは静止質量エネルギーに比べて大きいため，リコネクションによって生じるプラズマの慣性は主に熱エネルギーによって担われていることがわかった．そのためにアウトフローの速度は準相対論的(ローレンツ因子ー１)となり，ローレンツ収縮といった相対論的効果が効かないために，エネルギー変換効率は低いことがわかった．その結果，リコネクションレートは非相対論的Sweet-Parker型リコネクション同様，ランキスト数の-0.5乗に比例することがわかった．

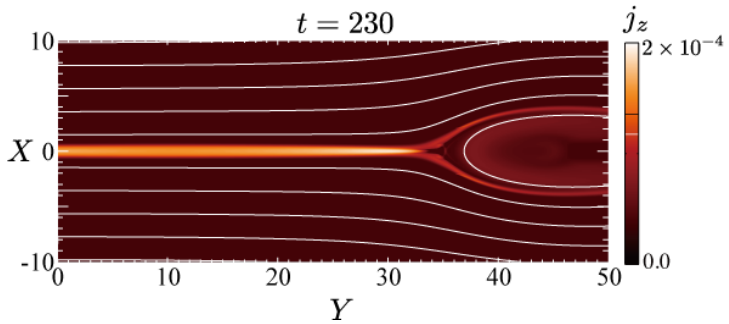


図1　相対論的抵抗性磁気流体コードを用いたSweet-Parker型磁気リコネクション
シミュレーション．線は磁力線，カラーは紙面に垂直な方向の電流密度を表す．

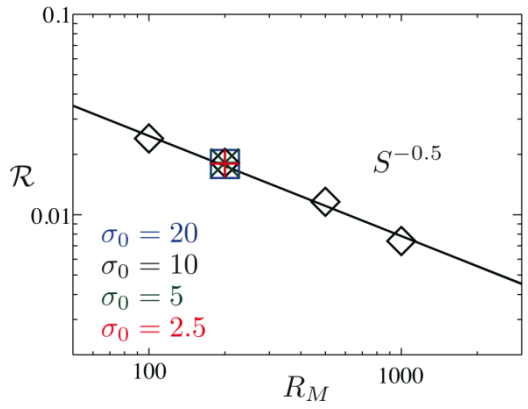


図２　リコネクションレートの磁気レイノルズ数依存性．σ_0は初期の X=∞における磁化パラメータ．直線は理論から予想される関数で S はランキスト数を表す.

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Scaling Law of Relativistic Sweet-Parker Type Magnetic Reconnection, submitted to ApJL
2) Hiroyuki R.Takahashi, Eiji Asano, Ryoji Matsumoto, 'Relativistic Expansion of Magnetic Loops at the Self-similar Stage II: Magnetized outflows interacting with the ambient plasma', accepted for the publication in MNRAS
3) Hiroyuki R Takahashi, Kei Kotake, Nobutoshi Yasutake, 'Magnetic Field Decay due To the Wave-Particle Resonances in the Outer Crust of the Neutron Stars', ApJ, 728, 151, 2011

査読なし論文

4) H. R. Takahashi, Jin Matsumoto, Youhei Masada, Takahiro Kudoh, 'Numerical Study of Relativistic Magnetic Reconnection', AIP conference, in press

口頭発表

5) 高橋博之，「磁気リコネクションにおける相対論と非相対論的プラズマでの違い」，第 4 回ブラックホール磁気圏勉強会，大同大学，2011 年 3 月 1 日
6) 高橋博之，松本 仁，政田洋平，工藤哲洋「相対論的 Sweet-Parker 型磁気リコネクションの数値的研究」，日本流体学会年会 2010，宇宙・惑星(1)， 北海道大学，2010 年 9 月 10 日

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，高橋芳幸(dcmodel-pamisas@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，納多哲史(noda@gfd-dennou.org)
情報通信研究機構，森川靖大(morikaway@nict.go.jp)
岡山大学大学院自然科学研究科，はしもとじょーじ(george@gfd-dennou.org)

計算の目的

本申請課題の目的は，太陽系惑星から系外惑星，そして仮想的な惑星に至るまで，考えられる様々な惑星における気候状態を求めるための大気大循環モデル（General Circulation Model; GCM）を開発すること，そしてその GCM を用いた数値計算による気候の多様性の調査を行うことである．

研究の概要

平成 22 年度には，21 年度に引き続き，これまでに構築してきたモデルを用いて，潮汐力によって恒星と同期した自転・公転周期を持つ系外惑星を想定して，昼半球と夜半球が固定された惑星（以下では同期回転惑星と呼ぶ）の大気循環の計算を実施した．特に，惑星大気が暴走温室状態に至る入射放射量の限界値（暴走限界）に注目し，太陽定数を変更したパラメータ実験を行った．また，暴走温室効果の発生条件を明らかにすることを目指し，暴走限界の自転角速度と入射放射分布への依存性を調べた．他方，これらの計算と並行して，太陽系内惑星の大気循環の計算を行うことを目指して，物理素過程の増強を中心としたモデル開発を進めた．

今年度の研究成果の概要

同期回転惑星における暴走限界を調べるために，1380，1450，1500，1550，1600 W/m^2 の入射放射量を与えて計算を行った．これらの計算では，暴走限界が自転角速度に依存する可能性を考慮し，2 種類の自転角速度（自転なし，地球と同じ自転角速度）を与えて計算を行っている．また，それぞれの自転角速度において，地球の日平均年平均入射分布を与えた追加計算を行うことで，暴走限界を考える上で同期回転状態がどの程度特殊であるかの検討材料とした．これらすべての計算において， 惑星表面は熱容量がゼロの条件（swamp 条件）を与え，水は惑星表面に無限に存在するとした．また，すべての計算において全球平均惑星表面気圧は 10^5 Pa とした．積分時間は 2000 地球日間であり，最後の 1000 地球日間の結果を解析に使用した．

同期回転惑星の計算の結果，暴走限界は 1450-1550 W/m^2 の間にあることが示された．入射放射量が大きくなるにつれて，大気上端における外向き長波放射（Outgoing Longwave Radiation; OLR）の水平偏差は小さくなる（図1）．これは入射放射量が大きくなるにつれて，昼半球から夜半球への熱輸送が大きくなっていることを示しており，ほぼ全球に渡って十分に熱が輸送された結果として暴走温室状態に至ることが示唆される．なお，計算結果は自転なしの条件の方が，地球の自転角速度の場合に比べて暴走限界が大きい傾向を示した．太陽定数増加時における熱輸送量増加分の顕熱と潜熱の内訳は自転角速度に依存していた．一方，地球の日平均年平均日射分布を与えた計算で得られた暴走限界は，1500-1600 W/m^2 の間であった．この結果は，暴走限界が入射放射分布に依存している可能性を示唆する．しかし，

これら暴走限界の自転角速度，入射放射分布に依る差が，例えば惑星表面における液体の水の存在条件を考える上で有意であるかどうかについては，今後さらなる検討が必要である．

また，太陽系内惑星のうち，特に地球と火星に注目し，これらの大気循環を計算することを目指して，これまでに構築してきた大気大循環モデルに，地球用および火星用の放射モデルを導入した．そのモデルを用いて，地球および火星条件での確認・予備計算を実施中である．

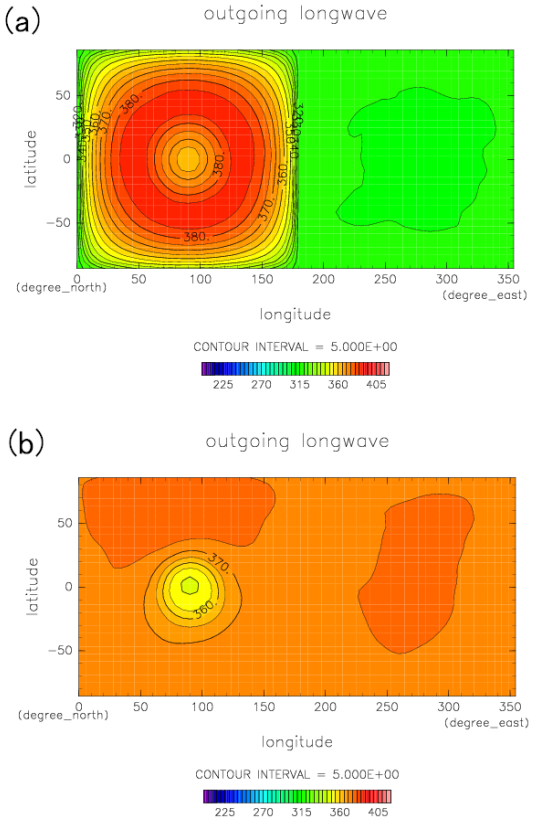


図1　同期回転惑星（自転角速度ゼロ）における OLR 水平分布．横軸は経度，縦軸は緯度．等値線は 5 w/m². 恒星直下点は経度 90 度の赤道であり，昼半球は経度 0-180 度である．(a) 太陽定数 1380 W/m² の場合，(b) 同，1500 W/m² の場合．

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 納多哲史，石渡正樹，中島健介，高橋芳幸，森川靖大，西澤誠也，林 祥介，同期回転惑星の大気大循環とその自転角速度依存性，日本地球惑星科学連合 2010 年大会，幕張メッセ 国際会議場，千葉県，2010 年 05 月 25 日．
2) 納多哲史，石渡正樹，中島健介，高橋芳幸，森川靖大，西澤誠也，林 祥介，同期回転惑星の大気大循環とその自転角速度依存性，日本気象学会 2010 年度春季大会，国立オリンピック記念青少年総合センター，東京都，2010 年 05 月 26 日．
3) 納多哲史，石渡正樹，中島健介，高橋芳幸，森川靖大，西澤誠也，林 祥介，同期回転惑星における太陽定数増大実験，日本惑星科学会 2010 年秋季講演会，121，名古屋大学野依記念学術交流館， 愛知県，2010 年 10 月 06 日．
4) 納多哲史，石渡正樹，中島健介，高橋芳幸，森川靖大，西澤誠也，林祥介，同期回転惑星における太陽定数増大実験，日本気象学会 2010 年度秋季大会，D311，京都テルサ，京都府，2010 年 10 月 29 日．
5) 納多哲史，石渡正樹，中島健介，高橋芳幸，森川靖大，西澤誠也，林祥介，同期回転惑星における太陽定数増大実験．第 25 回大気圏シンポジウム，2-1，宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部，相模原市，2011 年 02 月 21 日．

第一原理分子動力学法による 14 族液体金属のダイナミクスの研究

Dynamic structure of liquid metals 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

一般に横波は，固体中のみを伝わり，液体や気体中は伝わらないとされているが，原子スケールでは，液体中においても，横波が存在する場合がある．そこで，本研究では，横波発生のメカニズムを明らかにするために，第一原理分子動力学シミュレーションを実施し，原子位置と速度の時系列データを取得する．また，それらのデータを用いて，横波の可視化を行うことを目的とする．

研究の概要

原子間の相互作用が等方的な系である液体ナトリウム，異方的相互作用の強い液体シリコン，および，それらの中間的な液体スズを対象とし，相互作用と横波発生のメカニズムの相関を調べた．そのために，原子数64～216個の系で数10ピコ秒の第一原理分子動力学シミュレーションを行い，transverse および longitudinal current correlation functionを求め，横波の存在について調べた．また，横波と各原子の運動の相関について，視覚的な理解を得るために，横波の可視化法を考案し，横波と原子の運動の関係を示すコンピュータグラフィックスを作成した．

今年度の研究成果の概要

原子間相互作用が等方的な液体ナトリウムでは，1ナノメートル以上の波長を持つ横波が存在するが，液体スズでは，1ナノメートル以下の短い波長の横波のみとなり，さらに，液体シリコンでは横波は存在しないことがわかった．これは，異方的な相互作用のもとでは，各の原子の周りの原子の数が少なくなり，原子のずれに対して，もとに戻す力が周囲から働きにくいからであると考えられる．

また，これまでに例のない，液体中の横波の可視化に成功した．

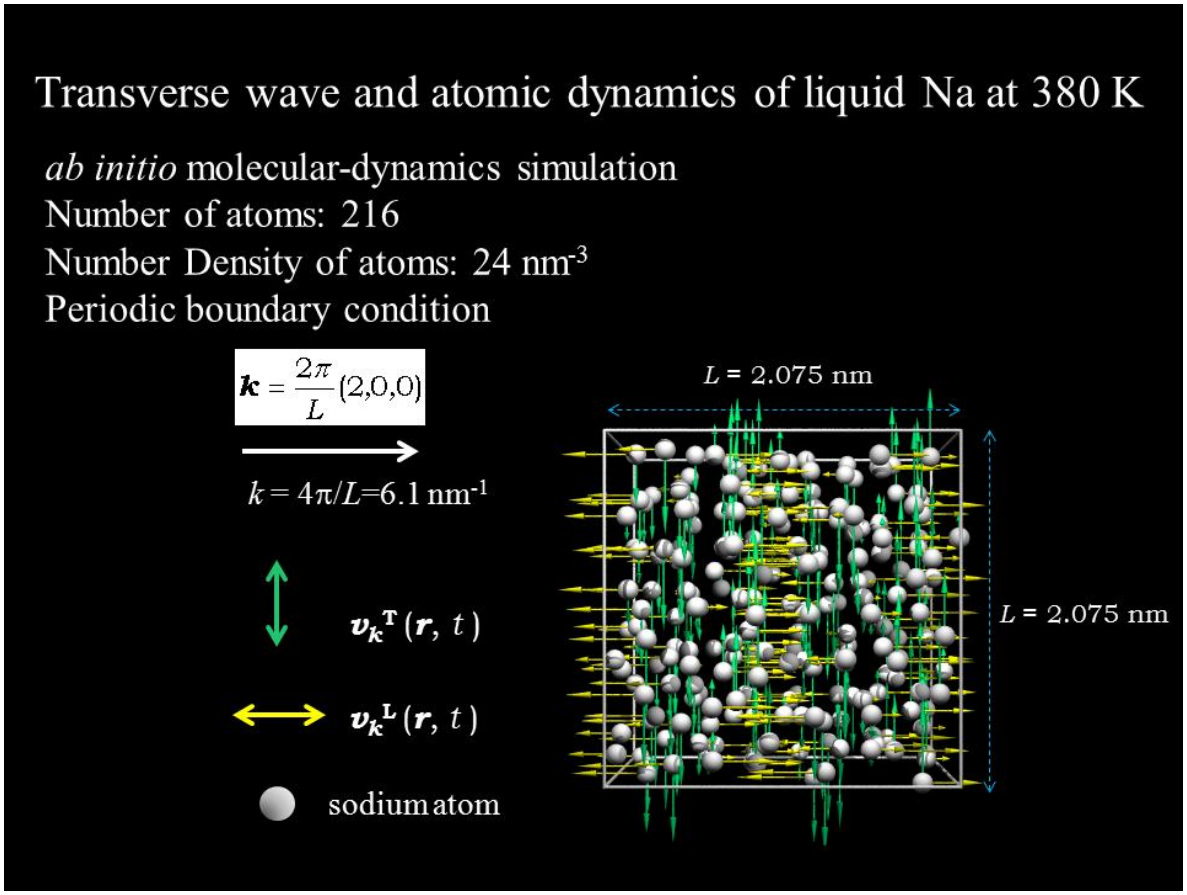


図1　液体ナトリウム横波の可視化

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Munejiri S.,　Shimojo F. and Hoshino K.,　"Real-space investigation of a transverse wave in a liquid system generated by a molecular-dynamics simulation",　Computer Physics Communications,　Vol. 182,　Issue 1,　(2011),　pp 58-61.

口頭発表

2) 宗尻修治，下條冬樹，星野公三，"液体中の横波の可視化－分子動力学法"，分子シミュレーション討論会，2010 年 11 月，福井県県民ホール

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：Department of Earth and Planetary Sciences, University of California, Berkeley,
松井宏晃(hmatsui@eps.berkeley.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．計算格子上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．本モデルの妥当性を検証するために，SGS モデルを適用しない直接シミュレーションを高解像度（各方向に 2 倍から 4 倍程度）の解像度で実施し，その結果と SGS モデルを適用した計算結果と比較することで本モデルの妥当性を検証する．

今年度の研究成果の概要

本年度は，本研究に用いるSGSモデルを用いたシミュレーションコードに対して，SX-9に対する最適化を主に実施した．しかし，有限要素法に対する大規模粗行列をCG法で解く部分のベクトル化のために多くのリストベクトルが使用されており，SX-9においてバンクコンフリクトの解消を解決することができなかった．このため，本年度は，球面調和関数展開を用いた回転球殻ダイナモを試験した結果，有限要素法を用いたモデルに対して10倍以上の計算効率での実施が可能であることが判明した．

本シミュレーションでは，SGSモデルを移流，Lorentz force，および magnetic inductionに対して適用したLarge eddy simulation (LES) を実施し，比較のために同解像度のメッシュを用いてSGSモデルを適用しない直接シミュレーション(Unresolved DNS)，および，十分な空間解像度を持つメッシュを用いた直接シミュレーション(Resolved DNS)を実施してその結果を比較した．大規模な空間構造として，経度平均を行った経度方向の速度場の構造を比較したところ，Unresolved DNSとResolved DNSの間では最大50%の差異が観測されたが，LESとResolved DNSの結果を比較した場合，その差異は16%程度に留まり，空間構造もUnresolved DNSに比してよりResolved DNSに近い計算結果が得られた（図1）．

図1　経度方向に平均した速度場の経度方向成分の比較．LES（右）による計算結果はUnresolved DNS （中央）による結果と比して，Resolved DNS （左）の計算結果により類似した空間構造が再現されている．

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Large-eddy simulations of convection-driven dynamos using a dynamic scale-similarity model, submitted to Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics

口頭発表

2) Hiroaki Matsui and Bruce Buffett, Energy fluxes of the sub-grid scale (SGS) model in dynamo simulations in a rotating spherical shell, Symposium of Study of the Earth's Deep Interior, Santa Barbara, CA, 2010.
3) Hiroaki Matsui and Bruce Buffett, Investigation of a stratificication due to the light element from CMB using a numerical simulation in a rotating spherical shell, American Geophysical Union 2010 Fall meeting, San Francisco, CA, 2010

プラズマ粒子シミュレーションによる非定常衝撃波に関する研究

Particle simulations on nonstationary collisionless shocks

研究グループ

研究代表者：九州大学，松清修一(matsukiy@esst.kyushu-u.ac.jp)

計算の目的

衝撃波の非定常的振る舞いをプラズマ運動論的な立場から詳細に理解することを目的とする．衛星観測データとの比較・検討を念頭に，粒子シミュレーションによって衝撃波遷移層の非定常的振舞いを再現し，それが周辺のプラズマ分布関数に及ぼす影響を議論する．

研究の概要

本年度は，斜め衝撃波において生成される反射電子に注目し，その挙動をテスト粒子計算およびフル粒子計算によって調べた．特に，リフォーメーションに伴う衝撃波構造の非定常的変化が，反射電子の位相空間分布に与える影響を議論した．

今年度の研究成果の概要

リフォーメーションの様々なフェーズにおける衝撃波の電磁場構造を定常的なものとして与え，衝撃波近傍でのテスト電子の挙動を調べて上流の分布関数を観測した．粒子の挙動を支配する遷移層の磁場およびポテンシャル構造を，a)フット，b)ランプ，c)オーバーシュートに分け，それぞれの振幅や空間スケールが変化した際の粒子分布の違いを議論した．ランプの空間スケールが電子の熱運動のラーモア半径よりも大きい場合，電子の振る舞いは断熱的となり，反射電子はロスコーン分布を示す（図1）．反射率はオーバーシュートにおける磁場（ポテンシャル）の振幅が大きい（小さい）ほど高くなるが，例えばフットの位置や振幅などが磁場とポテンシャルで異なる場合にはさらに複雑に変化する．$500\Omega_e^{-1}$毎にオーバーシュートをON/OFFした場合の非定常なテスト粒子計算では，上流で周期的な反射電子密度のフラックス変動が見られた．ここに，Ω_eは電子ジャイロ周波数である．フラックス変動の振幅は衝撃波に近いほど大きい．オーバーシュートON時に捕捉された電子の一部が，OFFされたときに磁力線に沿って上流に背走し，前述のロスコーン分布に加え，ピッチ角の小さなビームに近い成分を周期的に形成することが分かった．フット領域にミクロスケール波動を加えると，電子の非断熱的振る舞いによりロスコーンの境界は不明瞭になり，幅広いピッチ角を持つ反射電子分布が形成された．

1次元フル粒子計算では，衝撃波リフォーメーションを自己無撞着に再現し，これに伴う反射電子バーストを観測した．バースト現象により電子の位相空間に筋状構造が現れ，これを反映した速度分布関数の時空間変動が見られた（図2）．遷移層での微視的不安定性（変形2流体不安定性）の影響で，反射電子分布はリング・ビーム分布（ロスコーン分布ではなく）に近いものとなった．

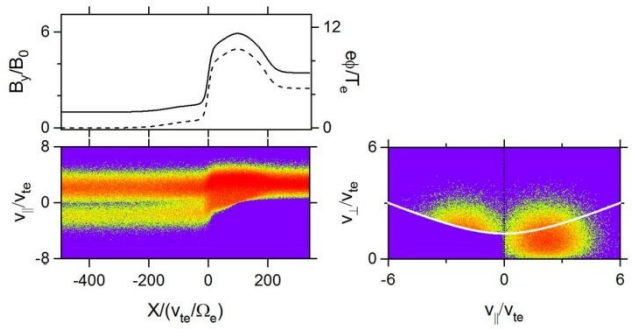


図1　テスト粒子計算による定常衝撃波近傍での電子分布．右側は上流の速度空間分布．

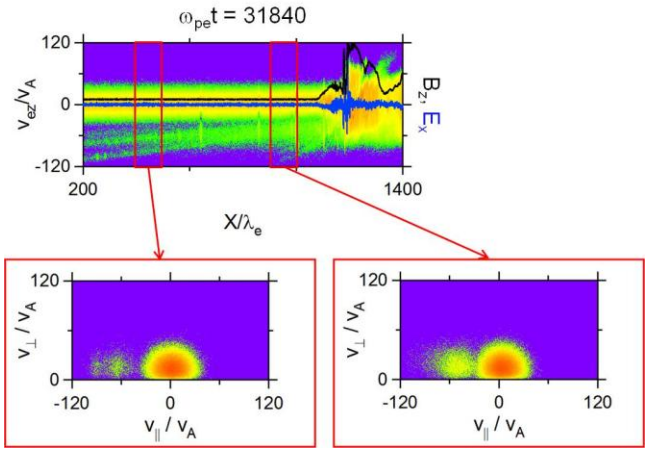


図 2　フル粒子計算で再現したリフォーメーションに伴う反射電子バースト．

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Mach Number Dependence of Electron Heating in High Mach Number Quasiperpendicular Shocks, S.Matsukiyo, Phys. Plasmas, vol.17, pp.042901, 2010

口頭発表

2) 反射電子を利用した衝撃波の動的振舞いのリモートセンシング，平川貴之，松清修一，羽田 亨，日本地区惑星科学連合2010年大会，千葉市
3) 高ベータ準垂直衝撃波における電子加速，松清修一，梅田隆行，山崎 了，大平 豊，日本地区惑星科学連合2010年大会，千葉市
4) Nonthermal electrons produced by supercritical quasi-perpendicular shocks, S.Matsukiyo, M. Scholer, ISPS2010, Taiwan
5) Mach number dependence of electron heating at high Mach number interplanetary shocks in the inner heliospere, S.Matsukiyo, M.Scholer, COSPAR2010, Germany
6) Kinetics of high energy electrons in nonstationary quasiperpendicular shocks, S.Matsukiyo, M.Scholer, AP-RASC, Toyama
7) 準垂直無衝突衝撃波における電子加速： 衝撃波ドリフト加速再考，松清修一，HEAP2010高エネルギー宇宙物理学研究会，つくば市
8) 非定常準垂直衝撃波における非熱的電子の振る舞い，松清修一，SGEPSS2010，那覇市
9) 反射イオンを用いた非定常衝撃波のリモートセンシング, 豊増良太, 松清修一, 羽田 亨, SGEPSS2010, 那覇市
10) 低マッハ数衝撃波における相対論的衝撃波ドリフト加速，松清修一，KDKシンポジウム，宇治市

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：千葉大学 大学院理学研究科，小田　寛(oda@astro.s.chiba-u.ac.jp)
千葉大学 大学院理学研究科，小川崇之(ogawa@astro.s.chiba-u.ac.jp)
千葉大学 大学院理学研究科，川島朋尚(kawashima-t@astro.s.chiba-u.ac.jp)
千葉大学 大学院理学研究科，朝比奈雄太(asahina@astro.s.chiba-u.ac.jp)
千葉大学 大学院理学研究科，山本瑶祐(yamamoto@astro.s.chiba-u.ac.jp)

計算の目的

本研究の目的は，加熱・冷却過程を考慮した 3 次元磁気流体コードを用いた大局的な磁気流体シミュレーションにより，降着円盤内部での磁気不安定性の成長と磁気乱流生成，磁気エネルギーの散逸，円盤から円盤コロナへのエネルギー輸送，熱不安定性の成長，準周期振動（QPO）の発生等を調べ，ブラックホールへの降着率の変動に伴うブラックホール降着円盤の時間変動と状態遷移，円盤から噴出するジェットの形成機構とジェットが周辺環境に及ぼす影響を明らかにすることである．

研究の概要

ブラックホール候補天体はハードなＸ線を放射するハードステートとソフトなＸ線を放射するソフトステート間の遷移を示す．ハードステートからソフトステートへの遷移はエディントン光度の 10%程度の光度で発生し，ジェットの噴出を伴う．本研究ではこの状態遷移の研究に適用できる数値振動の少ない円筒座標系 3 次元磁気流体コードを作成し，その並列効率を高めて実装する作業を進めてきた．また，このコードを用いて円盤から噴出するジェットと星間ガスの相互作用過程を調べ，ジェット形成が周辺環境に及ぼす影響を明らかにしつつある．

今年度の研究成果の概要

近似的リーマン解法の一種であるHLLD法に基づく円筒座標系3次元磁気流体コードを実装して初期に方位角方向の磁場に貫かれた回転トーラスの時間発展を調べ，円盤内部で磁気回転不安定性が成長して磁場が増幅され，ガス圧と磁気圧の比βが10程度まで増幅されるという，従来のコードを用いた結果を再現することができた．より長時間の時間発展計算における数値的な磁場散逸を抑えるため，メッシュ境界での物理量の内挿を空間5次精度で行うMP5スキームのコードの実装を進め，プロダクションランを可能にした．また，加熱・冷却過程を考慮した空間2次精度のHLLDコードを用いてジェットと星間ガス相互作用の2次元，3次元磁気流体シミュレーションを実施し，ジェット先端に形成される衝撃波による圧縮によって密度が増加した領域で冷却不安定性が成長して，ジェットを包む低温高密度領域が形成されることを明らかにした(Asahina et al. 2011 投稿準備中)．この機構により，銀河系内ジェット天体SS433のジェットの延長線上に観測されている分子雲の形成機構を説明することができた．シミュレーション結果の解析ツールの開発も進め，シミュレーションによって得られた温度，密度分布をもとに，熱的コンプトン散乱やバルクコンプトン散乱を考慮して輻射スペクトルを求めるモンテカルロコードを作成した．これを用いて，超臨界降着するブラックホールの輻射流体シミュレーション結果をもとにして輻射スペクトルを求め，超大光度Ｘ線源(ULX)の輻射スペクトルを再現することができた（Kawashima et al. 2011 投稿準備中）．

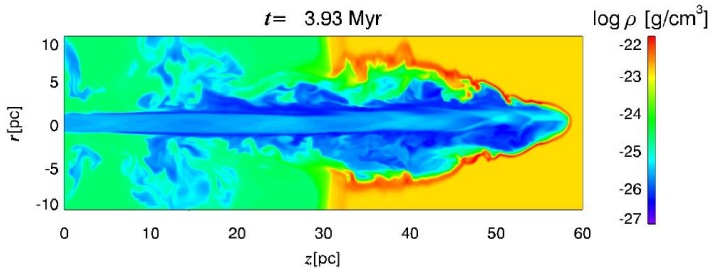


図1　HLLDコードを用いたジェットと星間ガス雲相互作用の3次元シミュレーション結果．カラーは密度分布．ジェット先端の衝撃波面で圧縮された領域で冷却不安定性が成長し，ジェットを包み込む低温高密度領域が形成される．

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 松元亮治，小川崇之，朝比奈雄太，小田寛，町田真美，降着円盤磁気流体シミュレータの開発(8)：準周期振動と状態遷移への適用，日本天文学会秋季年会，2010年9月
2) Matsumoto, R., Global Magnetohydrodynamic Simulations of Dynamos, Quasi-periodic Oscillations, and State Transitions in Black Hole Accretion Flows, 4th East Asia Numerical Astrophysics Meeting, Nov. 2010, Taipei (invited talk)
3) Asahina, Y., Ogawa, T., Matsumoto, R., Magnetohydrodynamic Simulations of the Formation of Moclecular Clouds by Interaction between Jets and HI clouds, 4th East Asia Numerical Astrophysics Meeting, Nov. 2010, Taipei
4) Matsumoto, R., Global Magnetohydrodynamic Simulations of State Transitions in Black Hole Candidates, 4th International MAXI workshop, Nov. 2010, Tokyo (invited talk)

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：高エネルギー加速器研究機構 素粒子原子核研究所 理論センター，
水田 晃(mizuta@post.kek.jp)

計算の目的

重力崩壊型超新星爆発が起源とされるロングガンマ線バーストに関してジェットの伝搬過程の相対論的数値流体シミュレーションを行う．爆発モデルとして有力なコラプサーモデルでは，空間スケールにおいても親星中心で起きるジェット形成(~10^7cm)から，親星の外へ飛び出したジェットのプロンプト放射(~10^12-13cm)，残光フェーズ(~10^16-17cm)と，非常に幅広いスケールに渡る現象であり，全てを一つのシミュレーションでカバーするのは困難である．今回は，重力崩壊型超新星爆発起源のガンマ線バーストで期待されているジェットが親星表面を突き破った直後に期待されるショックブレイク放射をシミュレーション結果をベースに評価し，熱的放射が即時放射の放射機構となっているか議論する．

研究の概要

ガンマ線バーストの即時放射機構の理解は中心エンジンの爆発機構と密接に関係する．エンジンがいわゆるファイアボールを形成した場合には，熱的放射成分が観測される事が期待される．非熱的放射成分の合成であるというモデルが有力となってきている．ジェットはローレンツ因子が大きく，相対論的効果によって放射温度，光度がそれぞれ１乗，４乗で大きくなるため重要である．流体計算からは熱的放射を定量的に評価するのは容易であり，時間発展を計算するため，光度曲線の時間変化などの概略を捉えるのに適している．流体計算の後処理として，熱的放射を視線方向の影響も考慮して評価し，実際の観測で見られているスペクトル，光度曲線の時間変化が説明できるかを検証する．

今年度の研究成果の概要

重力崩壊型超新星爆発を伴うガンマ線バーストジェットからの熱的放射成分の放射特性を調べた．光球面からの光度曲線は視線方向によって大きく異なり，ジェット軸上の観測者で最も明るい，軸上から離れるにつれ光度曲線の立ち上がりが遅くなり，光度は下がるが5度程度までは，全ジェットエネルギー5x10^{52}erg に対し，等方的全放射エネルギーは10^{52-53}程度と観測されているガンマ線バーストと同程度の光度に達している．ガンマ線バーストの放射で熱的放射が大きな役割を担える事が示された．また，時間平均したvFvスペクトルはピークエネルギーを持ち，低エネルギー側のべきは１温度プランク分布に比べ，ソフトになった．ジェット軸上の観測者ではvFvスペクトルで１温度プランク分布でべき指数が3に対し，2.2程度，軸から5度離れた観測者ではべき指数が1よりも小さくなり，実際の観測で見られるBand関数の典型的べき指数1と同程度となり，熱的放射では再現が困難であるとされたソフトなスペクトルの再現に成功した．

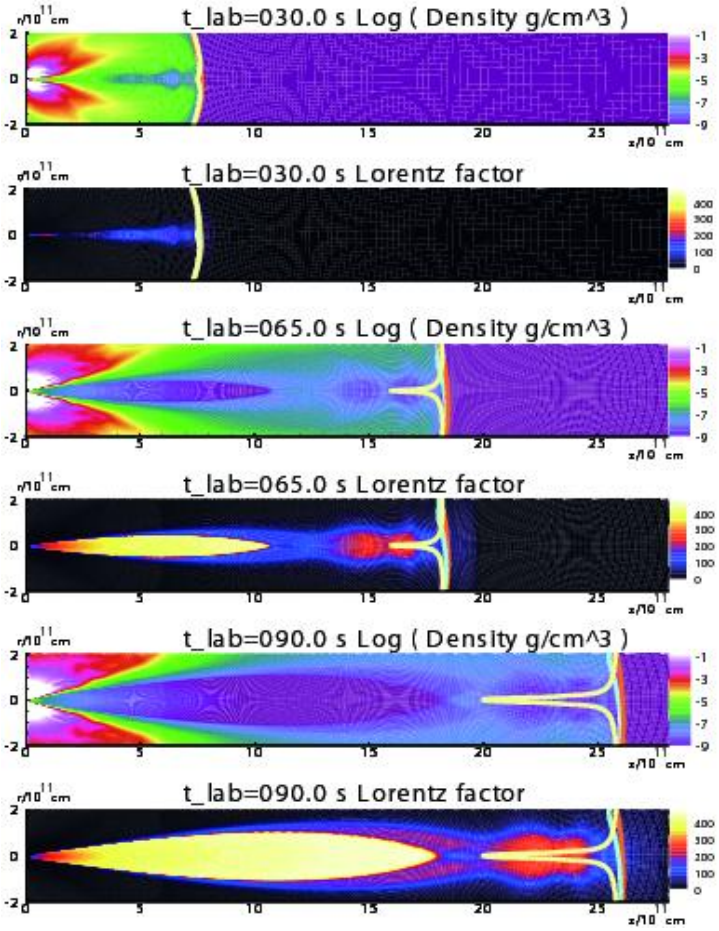


図 1　重力崩壊型超新星爆発を伴うからコラプサーからのジェットの伝播の様子．定常ジェット注入し，時刻 35，60，90 秒の質量密度，ローレンツ因子の等高図．実戦は各スナップショットに対応するトムソン散乱に対する光球面の位置．色の違いは視線方向の違いを示し，ジェット軸とのなす角が 0 度，5 度，10 度である．爆発直前の親星の半径は 4x10^10cm.

研究成果の公表状況

査読付論文

1) “Thermal Radiation from Collapsar Jets”
Akira Mizuta,　Shigehiro Nagataki and Junichi Aoi
The Astrophysical Journal in press

査読なし論文

2) “Thermal Radiation from Collapsar Jets”
Akira Mizuta,　Shigehiro Nagataki and Junichi Aoi
AIP Conference Proceedings,　Volume 1279,　pp. 388-390 (2010).

口頭発表

3) 水田 晃 他,「ジェットからのバックフローのダイナミックスとジェットの伝播への影響」，日本天文学会秋季年会 2010，金沢大学，9.22-24(2010)
4) Akira Mizuta et al. ，“Photospheric Thermal Emission From Collapsar Jets”,　rom Quarks to Supernovae，熱川ハイツ，静岡，11.28-30(2010)

水星の材料物質の起源，熱史，および磁場生成

Origin of material substance, thermal history and magnetic field generation of Mercury

研究グループ

研究代表者：北大 理 宇宙理学，倉本 圭(keikei@ep.sci.hokudai.ac.jp)
研究分担者：北大 理 宇宙理学，福井 隆(ftakashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)
北大 理 宇宙理学，岩堀智子(iwahori@ep.sci.hokudai.ac.jp)
京大 理 数学教室，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， 球殻流体の数値モデルの並列計算における性能の向上を行なった．また，球殻領域だけではなく球領域を解くための数値コード，およびマントル対流用の数値コードを新たに開発した．

開発したマントル対流用の数値コードを用いて基本的な数値実験を行い，性能と精度の確認を行なった．また，球殻流体の数値モデルを用い，回転球殻対流および MHD ダイナモの境界条件および初期磁場の影響について調べた．

今年度の研究成果の概要

今年度は，開発したマントル対流用の数値モデルを用いて二次元軸対称系での基本的な数値実験を行なうことで，数値モデルの性能と精度を確認した．モデルの空間離散化には，これまで開発してきた球殻対流モデルに用いてきたスペクトル法を流用している．そのため，粘性率が温度および圧力に依存して激しく変動するマントル対流計算では計算コストが高くなる事が問題となる．本モデルでは，速度場を求める際に必要となる行列式を不変部分と変動部分に分離して整理し計算コストを減らすことでこの問題への対応を試みた．構築したモデルを用い，下部境界が温度一様の場合(図1 上段)， 上部境界に赤道をピークに持つ水平温度勾配がある場合(図1 下段)の対流計算を行なった．現時点での計算性能および並列化効率は残念ながらそれほど良くはないため，現実的な問題を解くために，今後はさらなる改良を行なう必要があるだろう．

また，回転球殻対流の熱境界条件依存性を調べるための線形安定性解析を行なった．惑星流体核内の対流はマントル対流により引き起こされる核-マントル境界での熱流束に支配されているであろうと議論されており，近年，地球流体核を模した回転球殻ダイナモ計算においては，熱フラックス固定境界条件を適用した研究がいくつか行われている．非回転系の平板間の熱対流の場合には，熱的境界条件を変えると対流の構造が変わってしまうことが知られている．温度固定境界条件での熱対流(いわゆるレイリー=ベナール対流)の場合，縦横比が 1 程度の対流セルが臨界モードとなるのに対して熱フラックス固定条件の下では水平に伸びた横長のセルが臨界モードとなることが示されている．回転系の場合では， 回転球殻中の柱状対流のモデルである上下境界面の傾きを伴う円筒モデルを用いた研究が行なわれており

，地形性ベータ効果が存在する場合でもやはり東西波数の小さい横長の対流セルが臨界モードとなることが予想されている.しかしながら，完全な球殻の場合はいまだ詳細に調べられていない．そこで本研究では，熱フラックス固定境界条件下での回転球殻熱対流の線形安定性解析を系統的に行った．プランドル数を 1，エクマン数を 10^{-3} に固定し，球殻の厚さ，力学的境界条件，一様内部熱源の有無を系統的に変えて計算を行った．結果は以下の通りである:

(1) 内部熱源が存在する場合:

力学的境界条件が自由すべり条件の場合には，球殻の厚さによって臨界モードが変わり，球殻が厚い場合には東西波数 3 - 4 が臨界モードとなるのに対して，球殻が薄くなると東西波数 1 のモードが臨界モードとなる．中立曲線は単調ではなく高波数側に極小点を伴っているのが特徴的である．これは回転軸に沿った円筒モデルを用いた記述と整合的である.一方，球殻両端が滑り無し条件の場合には，球殻の厚さによらず東西波数 1 のモードが臨界モードとなり，中立曲線は東西波数とともに単調に増加している．

(2) 内部熱源が無い場合:

力学的境界条件によらず東西波数 1 のモードが臨界モードとなる．両端が自由すべり条件の場合には，球殻が厚い場合には中立曲線は波数とともに単調増加するものの，球殻が薄い場合には極小点が出現する．一方，両端が滑り無し条件の場合には球殻の厚さによらず中立曲線は単調増加している．

今後はより広いパラメータ空間上で解析することで，解の構造と分岐を整理する．

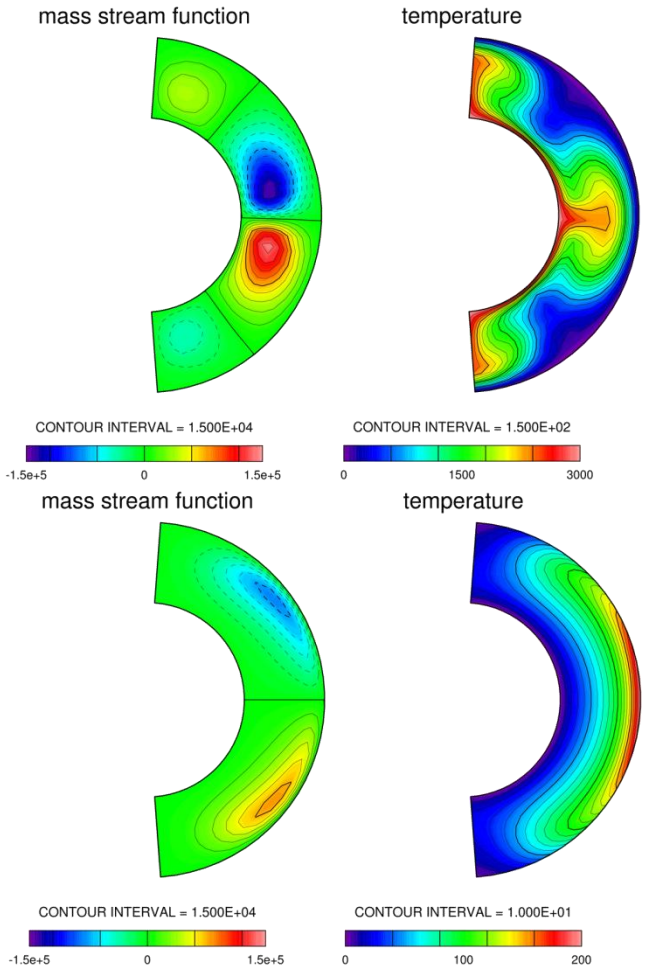


図 1　二次元軸対称マントル対流数値モデルのテスト計算の結果．上段は下部一様熱源による対流，下段は上部加熱による対流の，それぞれ質量流線関数(左)と温度場(右)の平衡状態での様相．

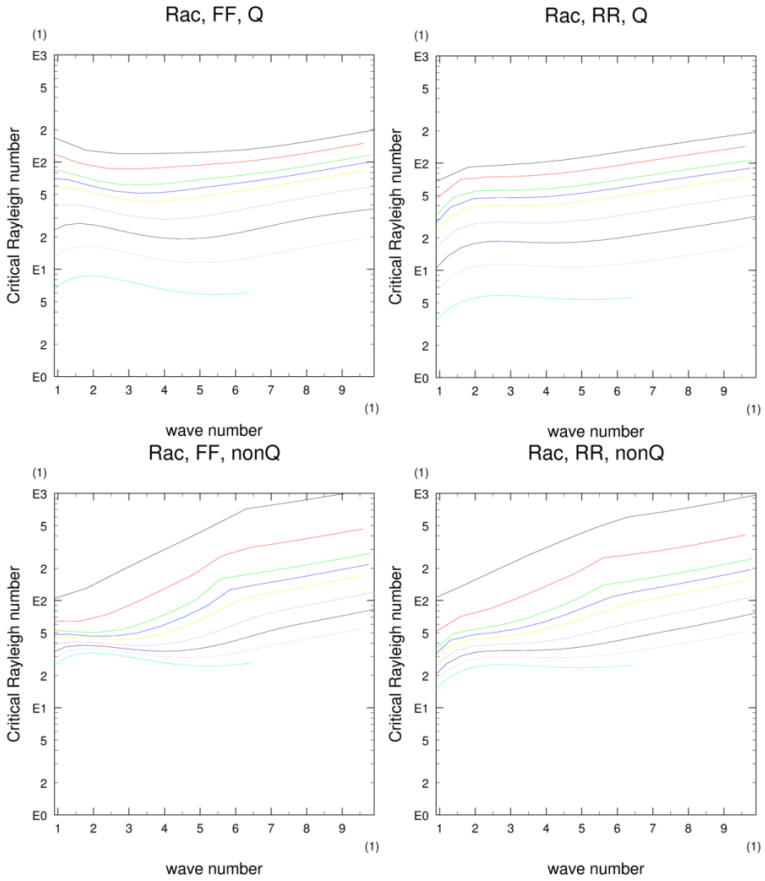


図 2　熱フラックス固定条件下での回転球殻熱対流の中立曲線．横軸は東西波数，縦軸は臨界レイリー数．上段は内部一様熱源が存在する場合，下段は内部熱源が無い場合，左は球殻両端が応力無し条件の場合，右は球殻両端が滑り無し条件の場合．線の色は球殻の内径外形比を表わしており，それぞれ 0.1，0.2，0.3，0.35，0.4，0.5，0.6，0.7，0.8 である．

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) 佐々木洋平，竹広真一，林 祥介，倉本 圭，上端応力無し，下端滑り無し条件を課した回転球殻中に出現する弱磁場ダイナモ，ながれ 29 別冊，2010(P.211)

口頭発表

2) T. Fukui & K. Kuramoto, Growth, destruction, and transport of protoplanetary dust: Implications for meteoritics and astronomical observations, Japan Geoscience Union Meeting 2010, Makuhari, Japan, May, 2010. (招待講演)
3) 佐々木洋平，竹広真一， 林 祥介，倉本 圭 2010: 上端応力無し条件下端粘着条件を課した回転球殻中に出現する弱磁場ダイナモ，日本地球惑星科学連合 2010 年大会
4) Sasaki, Y., Takehiro, S., Hayashi, Y-Y., Kuramoto, K., Weak-field dynamo emerging in a rotating spherical shell with stress-free top and no-slip bottom boundaries, The 12th Symposium of SEDI, Study of the Earth's Deep Interior, at the University of California at Santa Barbara, California, USA, in the Corwin Pavilion , from July 18 to 23, 2010.
5) Tanaka, Satoshi; Mitani, Takefumi; Iijima, Yuichi; Otake, Hisashi; Ogawa, Kazunori; Kobayashi, Naoki; Kimura, Jun; Kuramoto, Kiyoshi, Science Objectives and Candidate Payloads of the SELENE-2 Lunar Landing Mission, 38th COSPAR Scientific Assembly. Held 18-25 July 2010, in Bremen, Germany

6) J. Kimura and K. Kuramoto, Internal differentiation and thermal history of giant icy moons: implications for the dichotomy between Ganymede and Callisto European Planetary Science Congress 2010, 19-24 September 2010, Rome, Italy
7) S. Tanaka, T. Mitani, Y. Iijima, H. Otake, K. Ogawa, N. Kobayashi, T. Hashimoto, T. Hoshino, M. Otsuki, J. Kimura, K. Kuramoto, The Science Objectives of Japanese Lunar Lander Project SELENE-II 42nd Lunar and Planetary Science Conference (2011)
8) 福井 隆，倉本 圭，多惑星系における重元素分布の共通性，「恒星進化・星形成から探る銀河の形成・進化」研究会，札幌，2011 年 3 月

太陽系内小天体の起源と力学進化

Dynamical evolution of small bodies in the Solar System

研究グループ

研究代表者：神戸大学大学院理学研究科，大槻圭史(ohtsuki@tiger.kobe-u.ac.jp)
研究分担者：北海道大学低温科学研究所，谷川享行(tanigawa@lowtem.hokudai.ac.jp)
神戸大学大学院理学研究科，末次 竜(ryo3088@stu.kobe-u.ac.jp)
神戸大学大学院理学研究科，安井佑貴(y.yasui@stu.kobe-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．

今年度の研究成果の概要

(1) (2) についてはほぼ計算を終え，論文投稿準備中である．本年度は(3) について，惑星重力により微惑星が一時的に捕獲される現象について詳しく調べた．特に，微惑星の初期軌道が楕円軌道である場合について詳しく調べ，円軌道の場合に関する我々の従来の研究（Iwasaki & Ohtsuki 2007）と比較した．その結果，一時捕獲中の惑星周りの平均公転周期と微惑星の無限遠でのエネルギーから，一時捕獲軌道は四種類に分類できることがわかった（リンゴ型，リボン型，ヒル圏型，パン型）．またランダム速度が増加するにつれて一時捕獲の頻度は増加することがわかった．一方，順行の捕獲頻度は離心率がある値の時にピークとなり，その後は減少してゆく．以上のことから円軌道での一時捕獲と楕円軌道での一時捕獲は性質が大きく違うことがわかった（Suetsugu， Ohtsuki， Tanigawa，投稿準備中）．

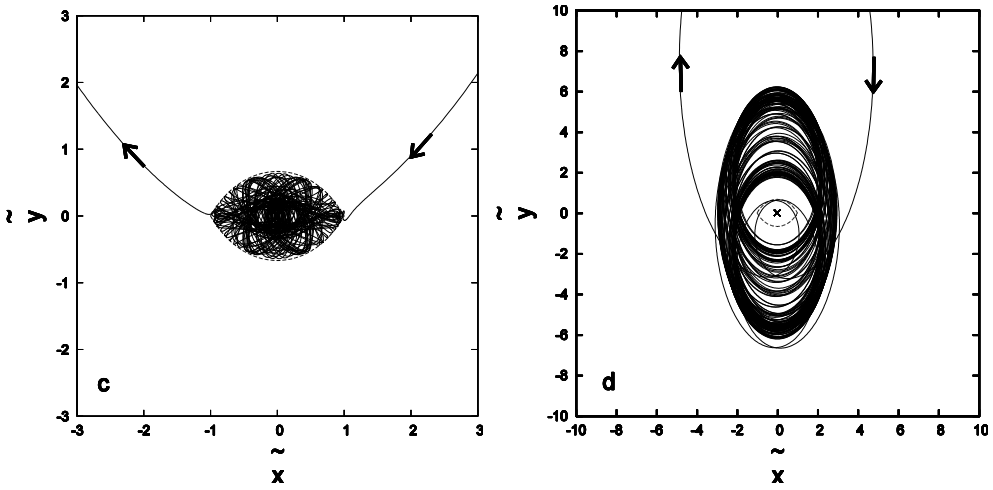


図1　微惑星が初期に太陽の周りの楕円軌道を描いている場合における，一時捕獲軌道の例．左はヒル圏型，右はパン型の例．ヒル圏型はエネルギーが小さく，ラグランジュ点付近からのみ惑星のヒル圏内に侵入できるような軌道の場合に見られ，惑星周りを順行方向に公転する．一方，パン型はエネルギーが高い場合に見られ，ヒル圏の外側を逆行方向に公転する．

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 末次 竜，大槻圭史，谷川享行，Effects of planetesimals' random velocity on temporary capture by a planet.，42nd Lunar and Planetary Science Conference，2011年，3月，米国テキサス州，ヒューストン
2) 安井佑貴，大槻圭史，台坂 博，Angular momentum transport in planetary rings: Effects of self-gravity and spins of particles，42nd Lunar and Planetary Science Conference，2011年，3月，米国テキサス州，ヒューストン
3) 谷川享行，大槻圭史 町田正博，Gas accretion flow onto circum-planetary disks，42nd Lunar and Planetary Science Conference，2011年，3月，米国テキサス州，ヒューストン

惑星大気の対流構造の比較数値モデリング

Comparative numerical study on the structure of convection in planetary atmospheres

研究グループ

研究代表者：九州大学大学院理学研究院，中島健介(kensuke@geo.kyushu-u.ac.jp)
研究分担者：北海道大学大学院理学研究院，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)
北海道大学大学院理学院低温科学研究所，杉山耕一朗(sugiyama@gfd-dennou.org)
北海道大学大学院理学院宇宙理学専攻，山下達也(yamasita@ep.sci.hokudai.ac.jp)

計算の目的

本研究の目的は，現在の太陽系惑星から系外惑星そして仮想的な惑星に至るまでの対流の構造を調べる為の流体計算のモデルの開発・改良とそれらを用いた基礎的数値実験を行うことである．様々な惑星の大気の対流現象を地球大気の対流現象と比較検討し，それを地球大気用のモデルの枠組みの延長としてとらえることは，地球の気象学の知識を基盤としてこれらを理解するために有効な手段である．本研究では，仮想的な状況も含めた様々な惑星大気における対流運動の構造を取り扱うことのできる対流モデルを開発し，それを用いた数値実験の結果を相互比較することにより，惑星大気対流の一般性と独自性を整理し理解することを試みる．

研究の概要

比較数値モデリングの実現に向けて，今年度はこれまで別々に開発してきた，複数の微量凝結成分の凝結を考慮した数値流体モデルと主成分凝結を考慮した数値流体モデルの統合をおこなった．さらに数値流体モデルの 2 次元から 3 次元への拡張を行った．開発した 3 次元数値流体モデルを用いて単純な計算設定で何通りかテスト計算を実行し，今まで 2 次元数値流体モデルによって得てきた結果の再現性を調べた．並行して，2 次元の数値流体モデルを用いて，主成分凝結対流の性質を調べることを目的とした小規模な予備的数値実験を行った．

今年度の研究成果の概要

今年度は数値流体モデルの改良に注力し，以下のようなモデル開発・小規模な予備的実験を実施した．残念ながら FX1 を用いた本格的な雲対流計算の実行には至らなかったが，来年度にそれを実行する目処が立った．

1) プログラムの統合

これまで別々に開発してきた，複数の微量凝結成分の凝結を考慮した数値流体モデルと主成分凝結を考慮した数値流体モデルの統合をおこなった．これまで同一機能を有する関数やサブルーチンを個々に作成してきたことを改め，その整理・統合を進めた．それにより，微量成分凝結/主成分凝結のいずれを考慮した場合にも，同一の枠組みで計算を実行できるようになった．

2) 数値流体モデルの 2 次元から 3 次元への拡張

数値流体モデルの 2 次元から 3 次元への拡張を行い，何通りものテスト計算を実行した．具体的には，音波の伝播や温位の移流といった単純なテスト計算から，1 つの雲の生成消滅をシミュレートすることを目的としたテスト計算まで段階的に実行し，これまでの 2 次元モデルによって得てきた結果（流れ場のパターン，水・硫化水素アンモニウム・アンモニア雲の共存，など）の再現性を調べた(図 1)．その結果，2 次元から 3 次元への拡張が成功したことを確認した．

3) 主成分凝結対流の予備的実験

主成分が凝結する系においては，温度が飽和温度に拘束されるために浮力が制約され，対流が生じにくいと考えられる．このような系では，浮力が凝結の生じる飽和比の大きさ(臨界飽和比)に強く依存すると考えられてきた．しかし，これまでの議論は熱平衡計算もしくは鉛直一次元のパーセルモデルを用いており，対流運動を陽に解いていない．そこで，臨界飽和比が 1.0 の場合において主成分凝結対流の直接数値計算を実行した．その結果，雲層の下の乾燥域で十分な浮力が得られれば，鉛直流の大きい対流が生じることが示された (図 2)．

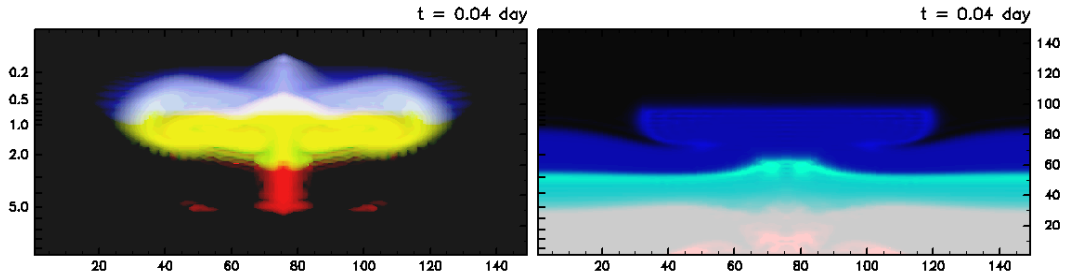


図 1　木星大気を念頭においた 1 つの雲の発生のシミュレーション．凝結物の分布（左）および凝結成分気体の分布（右）．凝結物の混合比の分布は H2O 雲を赤色で，NH4SH 雲を緑色で，NH3 雲を青色で表現し，複数の種類の雲が共存する領域はそれぞれの色の合成色（RGB 合成色）で表現する．H2O 蒸気，H2S 蒸気，NH3 蒸気の分布も同様に表現する．

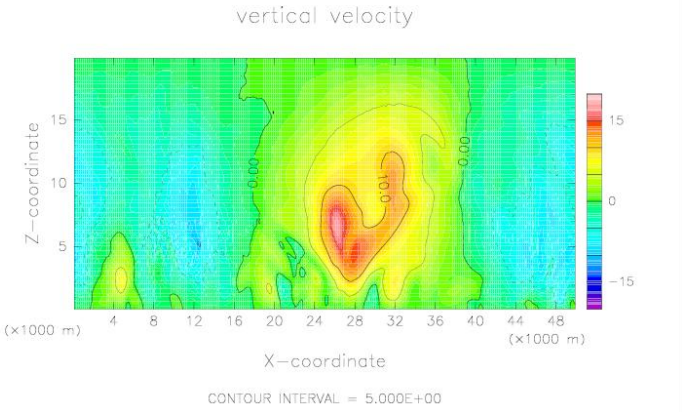


図 2　火星大気を念頭においた主成分凝結対流の数値実験で得られた計算開始 5 日後の鉛直流速．臨界飽和比は 1.0 とした．

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ihiwatari, and Y.-Y. Hayashi, 2010: Atmospheric convection with condensation of the major component, Proc. of the 43th ISAS Lunar and Planetary Symposium, The Institute of Space and Astronautical Science., http://www.gfd-dennou.org/arch/prepri/2010/isas-lp/mars-moistconv/proc/2010isas-lp/marsmoistconv.pdf
2) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, and Y.-Y. Hayashi, 2010: Two-dimensional numerical experiments of Martian atmospheric convection with condensation of the major component, Eos Trans. AGU, 91(26), West. Pac. Geophys. Meet. Suppl., Abstract P34A-03
3) K. Sugiyama, M. Odaka, K. Nakajima, Y. Morikawa, M. Ishiwatari, K. Kuramoto, and Y.-Y. Hayashi, 2010: Numerical Modeling of Moist Convection in Jupiter's Atmosphere: the sensitivities to cloudphysical parameters and the abundance of condensable species, Eos Trans. AGU, 91(26), West. Pac. Geophys. Meet. Suppl., Abstract P34A-04

口頭発表

4) 山下達也，小高正嗣，杉山耕一朗，中島健介，石渡正樹，高橋芳幸，林 祥介，「主成分の凝結を伴う対流の 2 次元数値計算」, 第 9 回 HSS ワークショップ, 創成科学研究棟 5 階大会議室, 2011 年 2 月 24 日
5) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, Y. O. Takahashi and Y.-Y. Hayashi, ``Atmospheric Convection with Condensation of the Major Component", Fourth international workshop on the Mars atmosphere: Modelling and observations, Paris, France, February 11, 2011.
6) 山下達也，小高正嗣，杉山耕一朗，中島健介，石渡正樹，林 祥介，「主成分の凝結を伴う対流 ～系の保存性に関する再検討～」, 第 43 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, 2010 年 8 月 5 日
7) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, and Y.-Y. Hayashi, ``Two-dimensional numerical experiments of Martian atmospheric convection with condensation of the major component", Western Pacific Geophysics Meeting, Taipei International Convention Center, Taipei, Taiwan, June 23, 2010. (Presentation ID: P34A-03)
8) K. Sugiyama, M. Odaka, K. Nakajima, Y. Morikawa, M. Ishiwatari, K. Kuramoto, and Y.-Y. Hayashi, "Numerical Modeling of Moist Convection in Jupiter's Atmosphere: the sensitivities to cloudphysical parameters and the abundance of condensable species", Western Pacific Geophysics Meeting, Taipei International Convention Center, Taipei, Taiwan, June 23, 2010. (Presentation ID: P34A-04)
9) 山下達也，小高正嗣，杉山耕一朗，中島健介，石渡正樹，林 祥介，「Two-dimensional experiments of Martian atmospheric convection with condensation of the major component」, 日本地球惑星科学連合 2010 年大会，幕張メッセ国際会議場，2010 年 5 月 23 日(講演番号PPS001-P07)
10) 杉山耕一朗，小高正嗣，中島健介，森川靖大，石渡正樹，倉本 圭， 林 祥介，「木星大気雲対流構造のパラメタ依存性に関する数値実験」，日本地球惑星科学連合 2010 年大会，幕張メッセ国際会議場，2010 年 5 月 23 日(講演番号PPS010-07)
11) 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伴う大気対流の二次元数値実験」，日本気象学会 2010 年度春季大会，代々木国立オリンピック記念青少年総合センター，2010 年 5 月 23 日(講演番号 P103)

ブラックホール候補天体の状態遷移に関する磁気流体数値実験

MHD simulations of the state transition of black hole accretion disks

研究グループ

研究代表者：九州大学大学院理学研究院物理学部門，町田真美(mami@phys.kyushu-u.ac.jp)

計算の目的

ブラックホールX線連星のアウトバースト時に観測されるエネルギースペクトルの状態遷移は黒体放射成分の卓越したソフト状態と非熱的放射の卓越したハード状態を行き来する現象である．近年ハード状態からソフト状態への遷移の途中に明るいハード状態の形成機構が明らかになってきた．この明るいハード状態はこれまで知られていた標準降着円盤や移流優勢降着流では説明する事が難しい．我々はエディントン光度の10%以上に明るく，ハードなスペクトルを示す状態は光学的に薄い場合に重要になる放射冷却によって形成される磁気圧優勢円盤であると考え，その成因を調べる目的で，降着円盤の3次元磁気流体数値計算を行った

研究の概要

明るいハード状態の起源と考えられる磁気圧優勢円盤の形成機構，特徴を調べる目的で光学的に薄い放射冷却項を加えた3次元磁気流体数値計算を行った．磁気乱流が十分発達した，光学的に薄く放射を無視できる降着流を数値計算で再現し，その数値計算結果を冷却入りの計算の初期条件としている．数値計算は円筒座標系で行い，降着円盤全体を$(N_r, N_\phi, N_z)=(400, 65, 400)$グリッド用いて計算している．まず最初に冷却を考慮した数値計算を行うための初期条件を作成するための，冷却を無視した降着流の計算を行った．その後，放射冷却項として，光学的に薄い場合の熱制動放射を加えた数値計算を行った．更に数値計算から求められる密度，磁場分布などを元に，放射スペクトルの計算を行い，磁気圧優勢円盤が形成されるとX線光度が増光する事がわかった．

今年度の研究成果の概要

放射を無視した降着円盤の3次元磁気流体数値計算を行った．数値計算は円筒座標系の修正Lax-Wendroff法を用いて行った．規格化として，シュバルツシルト半径，光速を用いている．動径方向の解像度は40シュバルツシルト半径まで0.1とし，その後指数関数グリッドに変更している．この計算の結果，Plunging regionは半径5シュバルツシルト付近に形成される事がわかった．また，放射を無視した計算を初期条件に光学的に薄い場合の熱制動放射を考慮した数値計算を行った所，放射冷却によって磁束を保持したまま鉛直方向に収縮し，ガス密度が高く低温な円盤が形成される事がわかった．この円盤の密度分布等を元に放射スペクトルを調べた所，低温・高密度円盤が形成されると同時にX線光度が増光する事を示せた．

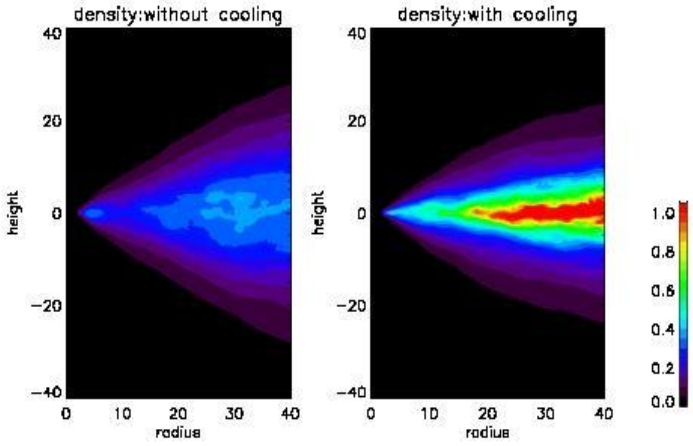


図1　方位角方向に平均した密度の断面図．左が放射冷却を無視した場合，右は放射冷却を考慮した場合に対応する．熱制動放射によって温度が低下するために，鉛直方向圧力が低下し，赤道面近傍に高密度のガス円盤が形成されている．

研究成果の公表状況

口頭発表

1) Global MHD Simulation of Accretion Flows including Cooling Effects, Machida, M., Oda, H., Ohsuga, K., & Matsumoto, R. Relativistic Whirlwind, May 29-June 6, 2010 at Italy

原始星ジェットと星周円盤中での惑星形成過程の研究

Protostellar Jet and Gas-giant Planet Formation in the Circumstellar Disk

研究グループ

研究代表者：国立天文台 理論研究部，町田正博(masahiro.machida@nao.ac.jp)
研究分担者：国立天文台 理論研究部，富阪幸治(tomisaka@th.nao.ac.jp)
名古屋大学 大学院理学研究科，犬塚修一郎(inutsuka@nagoya-u.jp)
法政大学 人間環境学部，松本倫明(matsu@hosei.ac.jp)
国立天文台 理論研究部，富田賢吾(tomida@th.nao.ac.jp)
国立天文台 ALMA 推進室，西合一矢(saigo.kazuya@nao.ac.jp)

計算の目的

近年，直接撮像によって，星周円盤の構造や中心星から離れた場所に存在するガス惑星の存在が明らかになっている．また，赤外線天文衛星 AKARI の観測結果から，原始星や星周円盤の統計的な議論が出来るようになってきた．この研究では，これらの観測結果を説明するために，数値シミュレーションを用いて，星形成の母体となる分子雲コアから直接，円盤・惑星形成の計算を行い，その形成過程を解き明かすことを目的とした．

研究の概要

この研究では，3 次元 Resistive MHD 多層格子法という数値計算手法を用いて，星形成の母体となる分子雲コアから原始星が形成し，原始星の周りで出来る円盤中でガス惑星が出来るまでの直接計算を行った．その際，中心部分の原始星までを空間的に分解すると，星周円盤の長時間進化を計算するのが困難になる．そのため，原始星をモデル化したシンクセルという手法を用いて，円盤の長時間の計算を実現させた．また，初期に分子雲コアが持つ磁気エネルギーと回転エネルギーをパラメータとして複数の計算を行った．

今年度の研究成果の概要

星形成前の分子雲コアから円盤が出来る過程を直接計算した結果，星周円盤は，初期には原始星よりも重く，重力的に不安定であることが分かった．また，このような円盤では，分裂によってガス惑星の誕生が可能であることが分かった．また，ガス惑星が形成する場所は，円盤中での磁場の散逸領域と密接に関連しており，中心の原始星から5-50AU離れた場所で誕生する．この結果は，最近の直接撮像による系外惑星の形成を説明することが可能である．

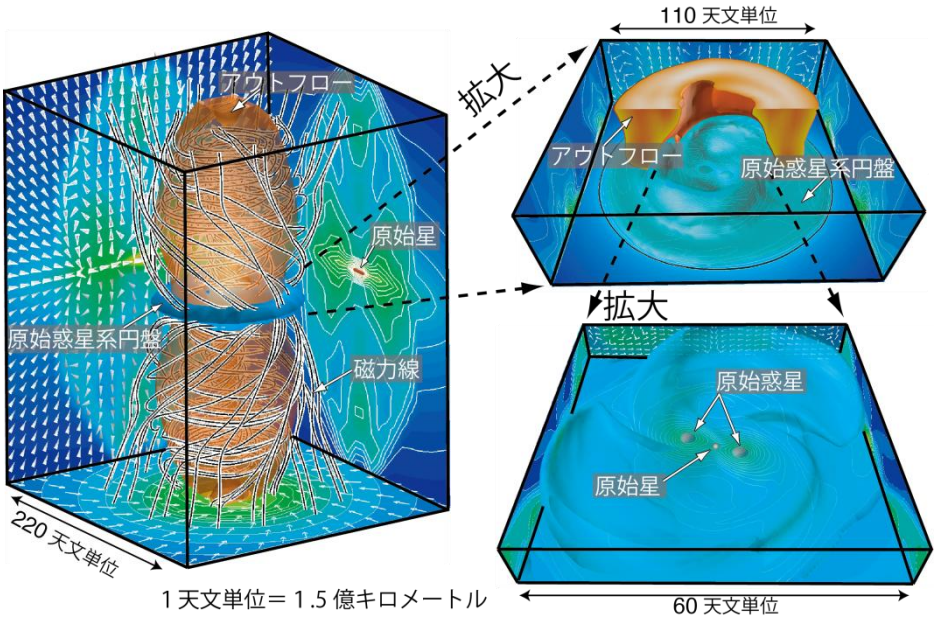


図1　原始星・星周円盤・ガス惑星の形成．右上と右下は左の図の拡大図．白黒の線は磁力線，オレンジ色のコントアは原始星ジェット．右下の図で，円盤中に原始惑星が形成している．

研究成果の公表状況

査読付論文

1) Machida, M. N., Inutsuka, S., & Matsumoto, T. 2011, ApJ, 729, 42
2) Tomida, K., Machida, M.N., Saigo, K., Tomisaka, K., & Matsumoto, T. 2010, ApJL, 725, L239
3) Machida, M. N., Inutsuka, S., & Matsumoto, T. 2010, ApJ, 724, 1006
4) Inutsuka, S., Machida, M.N., & Matsumoto, T. 2010, ApJL, 718, L58

査読なし論文

5) Machida, M.N., Omukai, K., & Matsumoto, T. 2010, American Institute of Physics Conference Series, 1294, 56
6) Machida, M.N. 2010, Proceedings of the IAU Symposium 270 "Computational Star Formation"

口頭発表

7) 天文学会秋季年会　星周円盤の起源とその形成過程　町田正博

宇宙初期における天体の形成過程

Structure Formation in the Early Universe

研究グループ

研究代表者：東北大学大学院理学研究科天文学専攻，野口正史(noguchi@astr.tohoku.ac.jp)

計算の目的

銀河の形成をその根源に戻って解明するため，宇宙初期における小天体の形成過程を高解像度の宇宙論的数値シミュレーションによって調べる．宇宙初期の天体形成においては水素分子や重水素分子による放射冷却や形成された星によるガスの電離が重要と考えられるので，これらを正しく考慮したシミュレーションコードを作成する．また，星形成過程を高密度なガスにおける sink particle の形成として組み込み，宇宙初代の星の形成から銀河の形成に至るまでの構造形成過程を整合的なシミュレーションによって詳しく調べる．

研究の概要

銀河形成において重要と考えられるほとんどすべての物理過程（重力，ガス力学，放射冷却，星形成，星間化学など）を組み込んだ 3 次元 N 体流体コードを用いて，Cold Dark Matter 宇宙論の予測する初期条件のもとに宇宙初期の天体形成をシミュレートする．形成された天体の諸性質を遠方銀河に関する最新の観測結果と比較する．また，近傍で観測される矮小銀河や球状星団など現存する最古の天体と，宇宙初期に形成された天体の進化論的因果関係に関して考察を行う．

今年度の研究成果の概要

① 計算コードに**重水素分子（HD）による放射冷却**を正しく組み込むことに成功した．質量が1×10^6太陽質量以上の天体ではHD分子による冷却効果は小さいが，それ以下の質量の天体ではHDによる冷却で温度が100K以下まで下がることがわかった．

② 高密度のガスから形成された **sink particle （宇宙で初代の星と同定される）による電離効果**をコードに組み入れることに成功した．これにより，宇宙の構造形成に伴うガスの進化過程をより現実的にシミュレートする道が開けた．

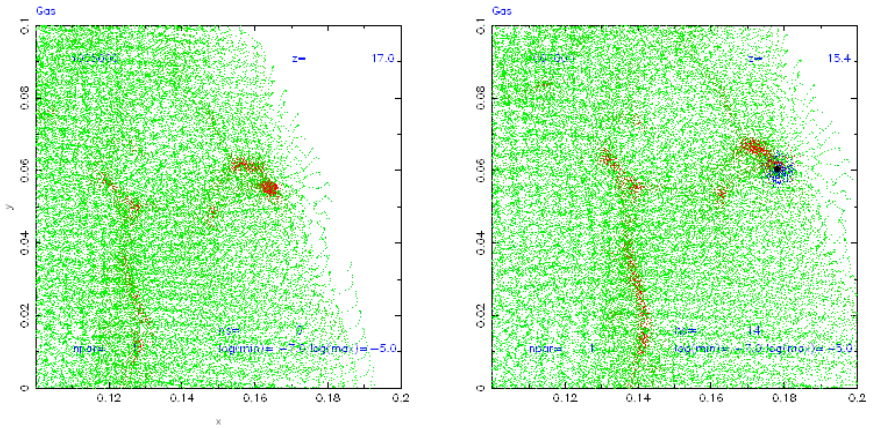


図1　CDM宇宙におけるガスの電離：左(z=17)：高密度領域（赤で表示）で星（sink 粒子）が形成される．右(z=15.4)：形成された星によって近傍のガスが電離され高温の領域（青で表示）が現われる．

研究成果の公表状況

1) 「銀河の形成と進化」Open campus, Tohoku University, 2010 における展示

飛翔体の空力･構造･飛行力学連成解析に関する研究

Study on Aerodynamics, Aeroelasticity and Flight Dynamics Coupled 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超音速エンジン（S エンジン）の飛行試験機体の空力解析，および空力弾性解析を行う．全機を忠実に再現した詳細解析により得られた機体特性を飛行軌道の設計に生かし，高度 40km からの落下中にできるだけ長く，安定した気流をエンジンに供給することを目的とする．

研究の概要

予冷ターボジェットエンジン搭載の飛行試験機体のための空力解析，および空力弾性解析を行う．非構造格子 CFD を用いて，主翼・エンジン・HAN ロケットモーターを含む全機形状の粘性空力解析を行う．また，主翼の内部構造・材料と機体胴体への取り付け部を忠実に再現した構造モデルに対する有限要素解析を行い，固有モード法を用いた CFD との連成計算より，主翼のフラッター特性を取得する．

今年度の研究成果の概要

幅広い気流条件で空力解析を行い，機体の空力縦・横特性を取得し，風洞試験結果と比較して結果を検証した．機体後部のHANロケットモーターまで含めた詳細形状の高レイノルズ数粘性解析を可能にするために，ハイブリッド非構造格子を用い，乱流モデルにk-ω SSTモデルを用いた．図1，2に結果の例を示す．図1に示すように，飛行マッハ数1.2以上の超音速では，機体の縦，横特性とも，風洞試験結果と良好な一致を得ている．図 2の現形状へと改良される以前に，垂直尾翼面積が小さく，かつ重心が後方に位置する候補形状の横の静不安定が実験で示されていたが，CFD解析でも，両形状間の微小な変更による安定／不安定の切り替わりを適切にとらえた．一方，遷音速と亜音速では空力係数の予測に課題を残した．亜音速では胴体後流のベース流れの影響が大きいこと，一方，遷音速ではこの影響に加え，機体上の衝撃波と境界層干渉の影響が大きいと考えられる．格子解像度と乱流モデルの影響を検証し，遷音速以下も精度向上が望まれる．しかし高度40kmから落下を始める本飛行計画では，動圧の急激な立ち上がりは飛行マッハ数が超音速に達した後であり，切り離し直後の空力係数の誤差の影響は小さいと考えられる．

一方，主翼の空力弾性解析手法の改良も行った．連成計算の主要部は前年までに開発済みであるが，更に翼の固有振動モードを利用した簡便な静的空力弾性手法を開発し，高迎角で初期変位（定常空気力と弾性力の釣り合い）を求めることで，フラッター解析の適用範囲を拡大した．

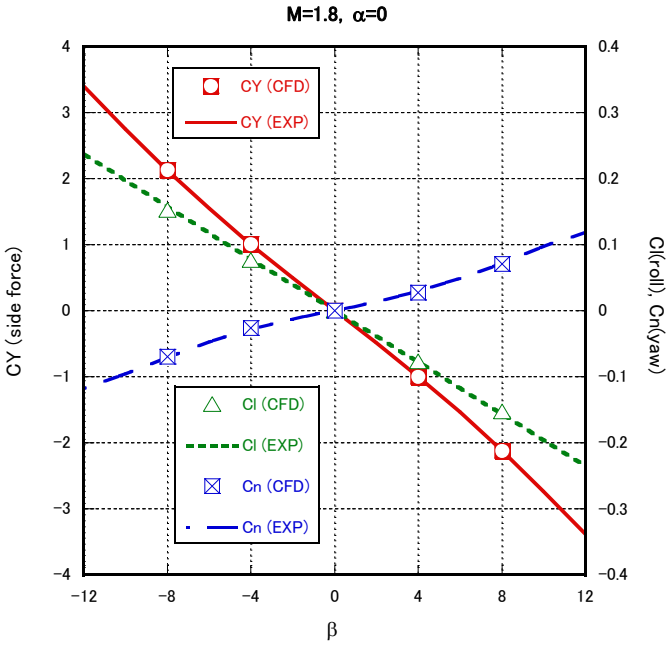


図1　Lateral aerodynamic characteristics for M=1.8

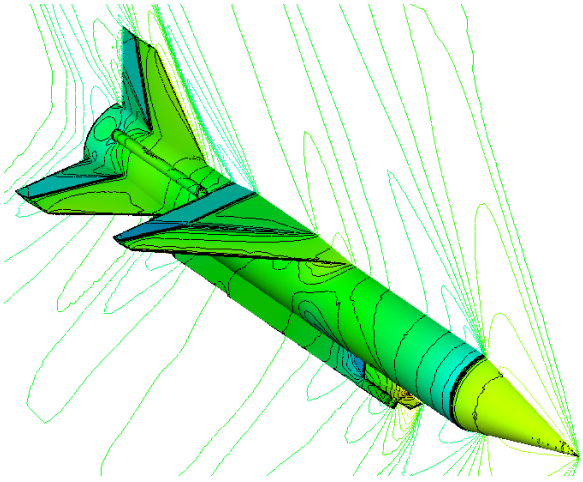


図 2　Pressure contours for M=1.2,　α=β=0

研究成果の公表状況

査読なし論文

1) Koji Miyaji,　Junya Matsuwaki,　Takayuki Kojima,　Kazuhisa Fujita,　and Shujiro Sawai, "Flutter Analysis of Balloon-Based Operation Vehicle for Precooled Turbojet Engine Demonstration, " AIAA paper 2010-55,　48th AIAA Aerospace Sciences Meeting,　Florida,　USA, January 2010.

航空機材料開発のためのマルチスケール&マルチフィジックスシミュレーション

Multi-scale and Multi-physics Simulation to Develop Composite Material for Aircraft

研究グループ

研究代表者：富山大学，松島紀佐(kisam@eng.u-toyama.ac.jp)
研究分担者：東北大学，岡部朋永(okabe@plum.mech.tohoku.ac.jp)
東北大学，西川雅章(nishikawa@mm.mech.tohoku.ac.jp)
静岡大学，矢代茂樹(tsyashi@ipc.shizuoka.ac.jp)

計算の目的

航空機などの構造材料の軽量化を目指して新しい複合材料の提案や，新材料を用いた成形法の指針をえるためのマルチスケール・マルチフィジックスシミュレーションの構築のための基礎計算.

分子レベル(分子動力学)，メゾスコピックレベル(粒子法)，マクロ(製品)レベル(有限体積法)の 3 スケールでのシミュレーションを行う.

研究の概要

本研究では，樹脂を粘性流体，強化繊維を剛体として表現することによる成形流動シミュレーションを構築した．構築したシミュレーションを用い，板材のほか，角や分岐のある型での成形解析を行った．繊維および樹脂をモデル化して解析で得られた繊維の流動を逐次追跡し，従来の研究で得られている知見と比較を通じ，構築した成形流動シミュレーションの妥当性を検証した.

今年度の研究成果の概要

1. 分子動力学

ミクロの視点に立った成形プロセスの問題点や成形後の複合材の性質や強度に関する知見を得た.

2. 粒子法①

リブ構造や新規基材の圧縮成形のシミュレーションを行い繊維長さの影響や温度変化，圧力制御の成形に与える影響を考察した.

3. 粒子法②

テスト例題(L 字管)で良好な成果の基づき，実3次元シミュレーションコードを開発した．開発したコードを用い実際の成形プロセス(実験が平行して行われている)の解析を流体と繊維の混合流体で行う事が可能であることを確認した.

4. 有限体積法（図1）

保存則に基づいた離散化による数値計算によって気液2相の非定常シミュレーションを行い，射出の金型形状によっては空気の影響で充填困難な個所や空隙が生じる可能性があることを示唆した.

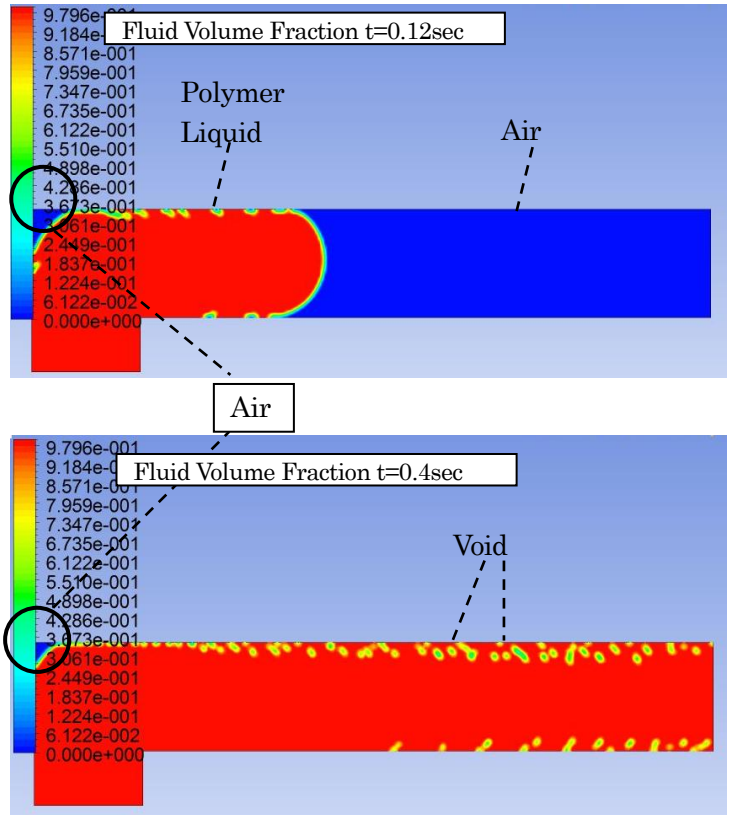


図1　Numerical analysis on polymer liquid injection process into L tubes filled with air.

研究成果の公表状況

口頭発表

1) 矢代茂樹，CFRPの構造健全性評価技術の構築，日本複合材料学会2010年度東海・北陸支部総会・講演会，2010年12月15日（石川県野々市町）
2) 上西宏幸，矢代茂樹，岡部朋永，松島紀佐，短繊維強化プラスチックの射出成形解析と配向テンソルに基づく繊維配向予測，日本複合材料学会第35回複合材料シンポジウム，2010年10月14日（広島市）
3) 矢代茂樹，粒子法を用いた短繊維強化 プラスチックの成形流動解析と配向テンソルに基づく繊維配向予測，日本複合材学会複合材料に関する講演・討論会， 2010年8月26日（静岡県三島市）

利用概要

JAXA では平成 21 年 4 月より，JAXA Suptercomputer System（JSS）の本運用を開始し，平成 22 年度は本運用 2 年目を迎えた．ここでは，平成 22 年度の JSS の利用概要をまとめる．

1. システム概要

JSS のシステム構成を図 1-1 に示す. JSS は, 135TFLOPS の総演算性能を持つスカラ計算部, 4.8TFLOPS の総演算性能を持つベクトル計算部，ストレージ部に加えて，フロントエンド機能や遠隔地に設置されるローカルサーバ等の周辺装置で構成される．なお，各拠点は国立情報学研究所の SINET を使用したギガビットイーサネットで接続される．

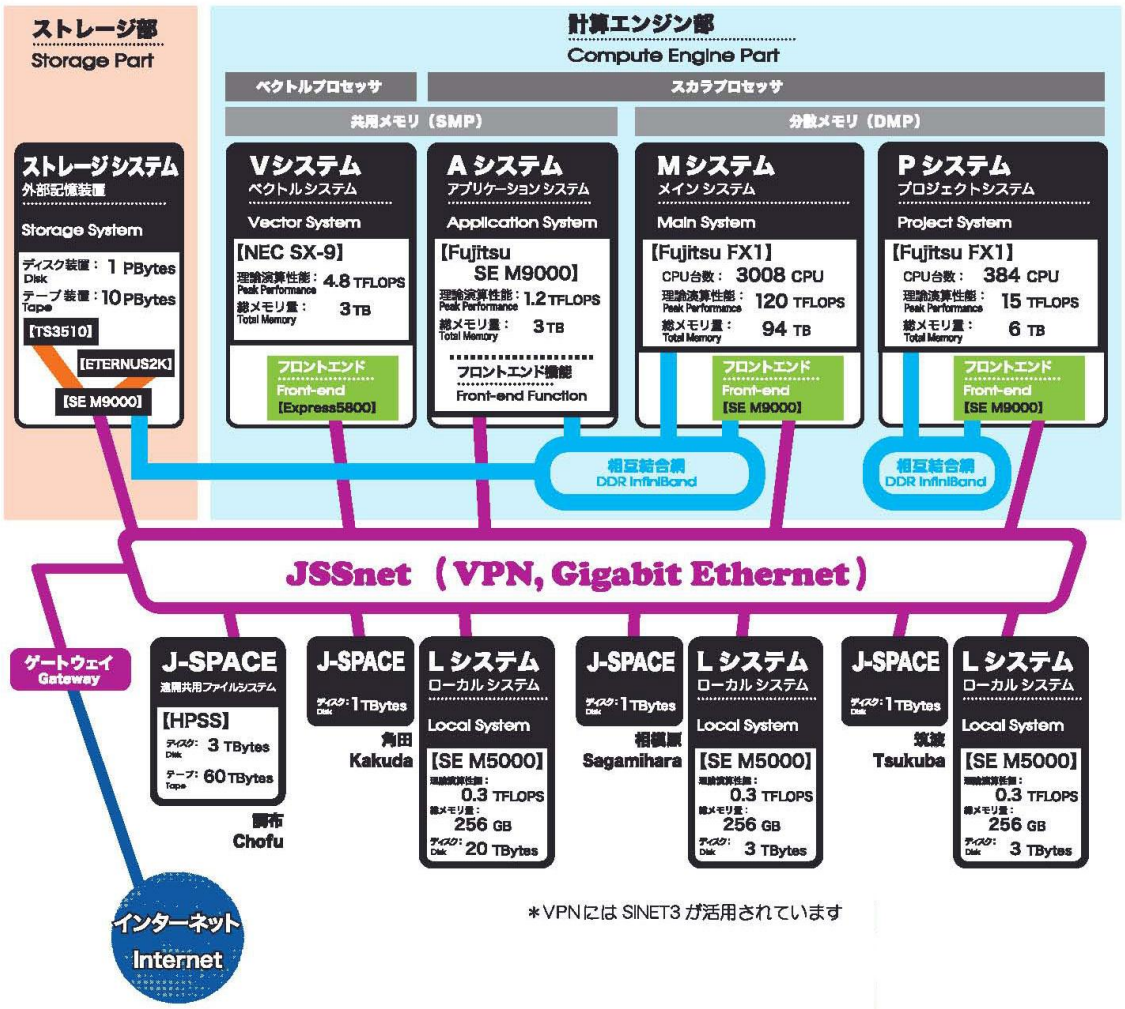


図 1-1　JSS の構成図

JSS の主要システムの諸元を表 1-1 に示す.

M システムは，富士通 FX1 が 3008 ノードで構成されるスカラ型分散メモリ計算機である．ピーク性能は 120TFLOPS，94TB のメモリを有する．加えて，同じく FX1 が 384 ノードから構成される P システムは，M システムとは独立しており，プロジェクトからの緊急要請やセキュリティの高い計算など，他とは独立させて行うためのものである．A システムは，富士通 SEM9000 で構成される 1TB のメモリを有する共有メモリ計算機である．V システムは NEC SX-9 が 3 ノードで構成されるベクトル型共有メモリ計算機である．

メインとなる M システムは，フロントエンドを 2 ノード，IO ノードを 3 ノード有しており，システムの負荷分散，冗長化にも考慮している．また，JAXA の主要拠点には，ローカルサーバとして L システムを設置しており，各拠点のユーザは L システムを経由して M システムを利用することができる．

スカラシステムの CPU には 1CPU あたり 4 コアを有する富士通 SPARC64VII プロセッサを採用している．

表 1-1　JSS の主要諸元

システム名	M（Main）システム	P（Project）システム	A（Application）システム	V（Vector）システム
製品名	富士通 FX1		富士通 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	4.9
メモリ容量（TB）	94	6	1	3

写真：JSS-M（メイン）システム

2. 障害発生状況

JSS-M システムの障害発生状況を図 2-1 に示す．なおここでの件数は，メモリ交換など予防保守作業も含むものであり，特にハード障害に関しては，定常的に発生している．ただし，このうち，システムダウン（ログイン不可あるいは全演算停止）に至ったものは平成 21 年度は 5 件，平成 22 年度は 0 件と，全体としては安定して稼働していると言える．

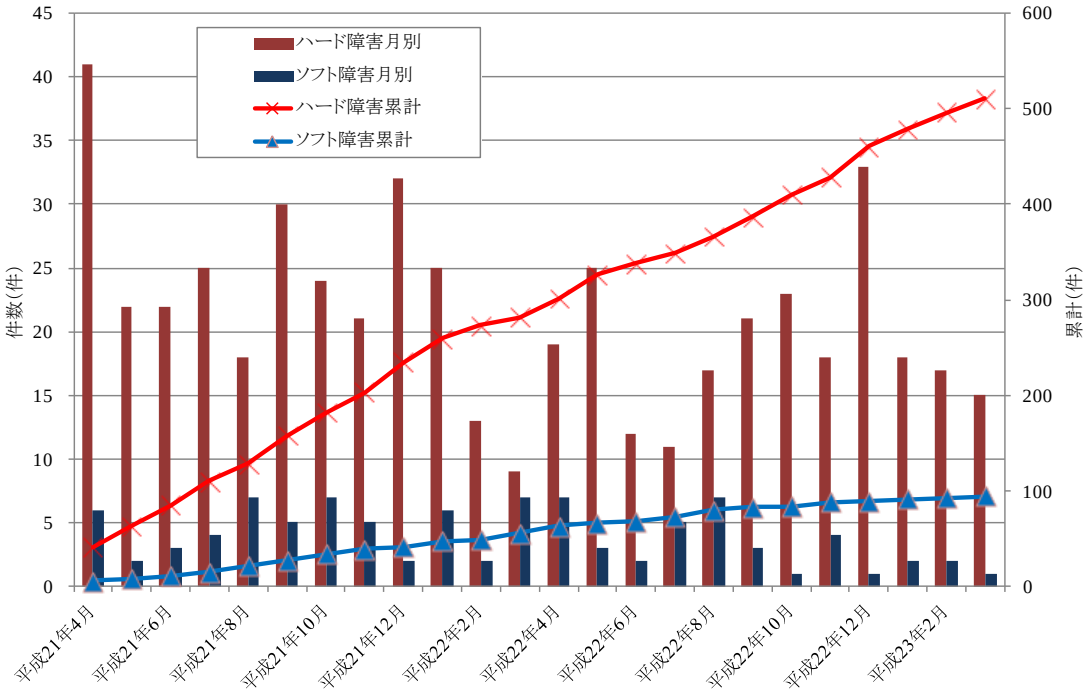


図 2-1　JSS-M システム障害件数

3. 運用概要

平成 21 年度から平成 22 年度の JSS-M システムの稼働状況を表 3-1 に示す．ここでの CPU 稼働率とはジョブ処理計画時間に対しての，バッチジョブ割当時間（実行ジョブに CPU を割当てていた時間）の割合である．　平成 21 年度の平均は 83.5%だったのに対し，平成 22 年度の平均は 93.5%と大幅に向上することができた．　これは，ジョブ数が徐々に増加してきたことによる部分もあるが，独自開発のジョブスケジューラを適用して，必要に応じたきめ細かなジョブの制御により効率良くジョブ運用を行っている成果と言える．また，JAXA プロジェクト支援などの緊急度の高い計算についても，このジョブスケジューラにより，優先度を適切に制御することで対応している．

表 3-1　JSS-M システム稼働状況

（時間単位：時間）

運用月次	ＣＰＵ稼動状況		ジョブ処理計画運用時間			停止時間(実時間)				総 CPU 電源投入時間 (E)	電源投入時間に対する CPU 稼働率 (A)/(E)	運用日数
	バッチジョブ総割当時間 (A)	CPU 稼働率 (A)/(B)	処理可能時間	障害時間	運用時間合計 (B)	計画外停止	保守作業	予告停電	小計			
2009(H21)04	5,723,445	67.8%	8,336,170	99,737	8,435,907	3.0	27.2	0.0	30.1	9,537,925	60.0%	30
2009(H21)05	6,069,367	75.2%	7,941,521	131,060	8,072,581	2.4	84.0	0.0	86.4	8,633,858	70.3%	31
2009(H21)06	5,430,821	66.3%	8,144,059	42,928	8,186,987	0.0	32.8	10.3	43.1	9,443,908	57.5%	30
2009(H21)07	7,086,424	83.7%	8,458,897	3,894	8,462,791	5.8	35.2	0.0	41.0	8,922,857	79.4%	31
2009(H21)08	6,524,704	85.3%	7,648,942	599	7,649,541	0.0	108.3	0.0	108.3	9,708,987	67.2%	30
2009(H21)09	6,945,114	87.7%	7,888,981	30,441	7,919,422	0.0	64.3	0.0	64.3	8,645,703	80.3%	30
2009(H21)10	6,974,177	87.5%	7,968,994	1,297	7,970,291	0.0	69.0	12.7	81.7	8,645,041	80.7%	31
2009(H21)11	6,895,604	83.4%	8,263,176	1,846	8,265,022	1.8	20.8	10.6	33.2	8,477,932	81.3%	30
2009(H21)12	7,243,444	88.9%	8,072,068	78,664	8,150,732	0.0	69.1	4.0	73.1	8,330,517	87.0%	30
2010(H22)01	7,224,925	93.0%	7,768,083	3,047	7,771,130	0.0	86.2	12.0	98.2	7,821,672	92.4%	28
2010(H22)02	6,779,027	92.7%	7,315,229	131	7,315,360	0.0	19.8	44.0	63.8	7,409,407	91.5%	28
2010(H22)03	8,195,741	93.5%	8,768,612	1,299	8,769,911	0.0	15.0	0.0	15.0	8,949,066	91.6%	31
FY2009Total	81,092,792	83.6%	96,574,732	394,943	96,969,675	12.9	631.7	93.6	738.2	104,526,873	77.6%	360
2010(H22)04	7,862,593	91.9%	8,551,707	7,039	8,558,746	0.0	9.0	0.0	9.0	8,657,346	90.8%	30
2010(H22)05	7,196,734	84.7%	8,498,784	437	8,499,221	0.0	27.4	10.0	37.4	8,715,236	82.6%	31
2010(H22)06	7,164,019	91.8%	7,807,575	449	7,808,024	0.0	45.3	25.6	70.9	8,161,023	87.8%	30
2010(H22)07	8,109,108	94.7%	8,562,131	344	8,562,475	0.0	32.2	0.0	32.2	8,939,134	90.7%	31
2010(H22)08	7,419,249	93.8%	7,908,610	476	7,909,086	0.0	71.7	16.3	88.0	8,674,841	85.5%	31
2010(H22)09	7,973,387	94.6%	8,421,003	3,457	8,424,460	0.0	0.0	19.9	19.9	8,566,502	93.1%	30
2010(H22)10	8,466,147	96.1%	8,812,709	370	8,813,079	0.0	11.0	0.0	11.0	8,934,278	94.8%	31
2010(H22)11	7,270,375	95.8%	7,576,984	8,686	7,585,670	0.0	0.0	0.0	0.0	7,619,636	95.4%	30
2010(H22)12	5,485,956	94.3%	5,819,352	877	5,820,229	0.0	0.0	12.0	12.0	5,921,642	92.6%	27
2011(H23)01	5,926,035	96.5%	6,137,566	497	6,138,064	0.0	0.0	0.0	0.0	6,199,726	95.6%	27
2011(H23)02	5,688,136	96.3%	5,909,233	399	5,909,632	0.0	0.0	41.5	41.5	6,125,838	92.9%	26
2011(H23)03	2,268,927	94.7%	2,397,039	88	2,397,127	0.0	0.0	0.0	0.0	2,402,154	94.5%	11
FY2010Total	80,830,666	93.5%	86,402,694	23,119	86,425,813	0.0	196.6	125.2	321.8	88,917,356	90.9%	335

図 3-1 に平成 21 年度から平成 22 年度の CPU 規模別のジョブの実行状況を示す．使用した CPU のコア数別に色分けしてあり，縦軸は当該月の全てのジョブ実行 CPU 時間を 100%とした場合の，それぞれの CPU 規模のジョブの割合を見ることができる． 月により，3009 コア以上のジョブの実行が目立つ月があるが，これは，「戦略的大規模解析」という枠組みで，通常ジョブでは実行できない規模のジョブを実行させていることによるものである．また，全体の傾向を一概に述べることはできないが，数百コアの規模のジョブが相当数を占めていることが分かる．

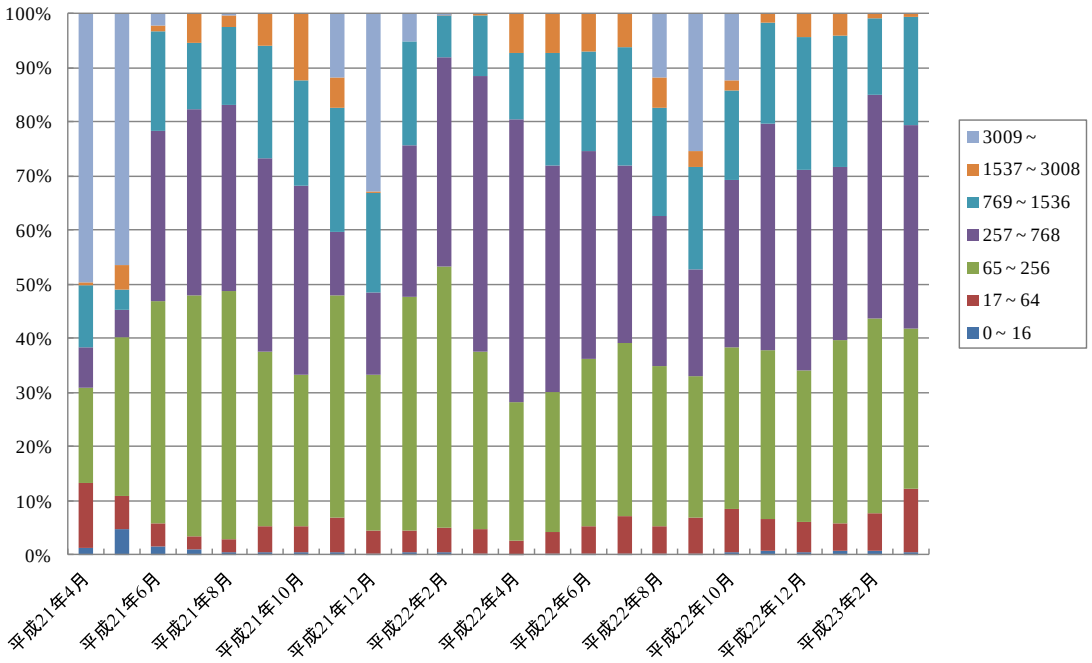


図 3-1　CPU 規模（コア数）別ジョブの実行状況

4. ユーザ登録状況

JSS へのユーザ登録状況を表 4-1 に示す．JSS では JAXA 内部の一般利用のほか，共同研究や大学共同利用や有償による設備貸付等，外部のユーザにも利用いただいている．

表 4-1　ユーザ登録状況

（人）

分類	登録人数
内部利用	457
共同研究	40
大学共同利用	94
設備貸付	6
研修生・学生	79
合計	654

5. ユーザ区分別利用状況

JSS-M システムのユーザ区分別利用割合を図 5-1 に示す．9 割が内部利用で占めている． 外部利用としては，共同研究，設備貸付，大学共同利用があるが，共同研究が外部の利用割合としては最も多い．

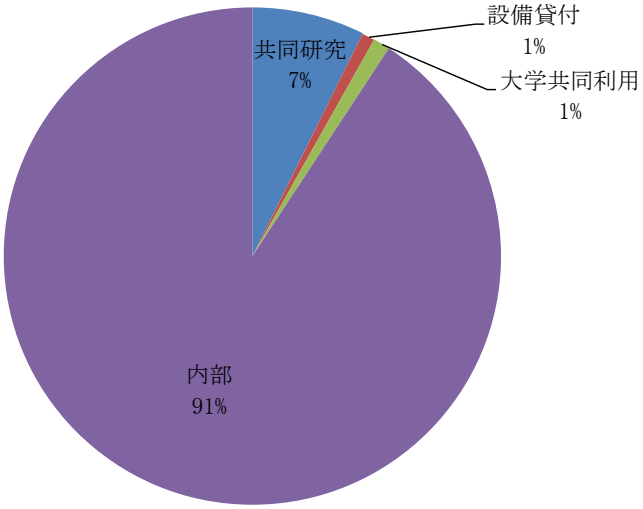


図 5-1　ユーザ区分別利用割合

6. 分野別利用割合

JSS システムの分野別利用割合を図 6-1 に示す．平成 21 年度は JSS-M システム，それ以前はそれ以前の調布地区スパコンによる統計である．平成 15 年度頃は，航空分野が多くを占めていたが，平成 15 年度に JAXA 統合があり，これ以降で宇宙分野の割合が増加していることがわかる．

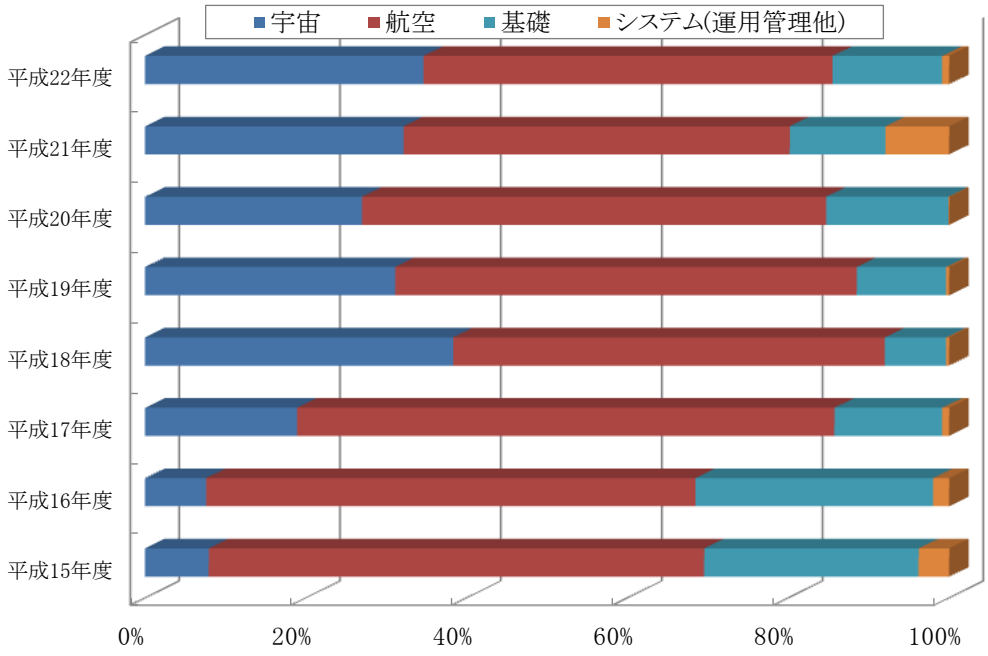


図 6-1　分野別利用割合

【発行】 情報・計算工学センター　計算機運用・利用技術チーム

【編集】 情報・計算工学センター

JSS システム利用成果報告書編集チーム

編集リーダ　　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．