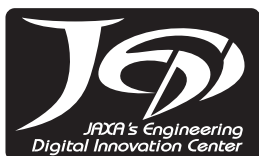


平成19年度  
JAXAスーパーコンピュータシステム  
利用成果報告

**JAXA Supercomputer System  
Technical Summaries 2007**



情報・計算工学センター  
宇宙航空研究開発機構

平成20年9月

# 平成 19 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 2007

## 目次

### 【成果概要】

#### 航空技術

高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究	3
高精度 3 次元 LES コードの複雑形状への拡張に関する研究	5
航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究	7
DNS による 2 次元翼周りの層流域における音響特性の研究	9
NASTRAN を用いた構造解析	12
低 NO <sub>x</sub> 燃焼器用ステーシング燃料ノズルの数値解析	13
ファン非定常流れ解析	15
小型航空機エンジン用燃焼器の流れ解析	17
静的弾性変形を考慮した超音速実験機 NEXST-1 飛行実験の空力解析	19
静粛超音速研究機の低速性能改善に関する検討	20
エンジン解析用反応流れコード開発	21
CFD を用いた航空機高揚力装置騒音低減デバイスの設計	22
民間航空機降着装置周りの CFD 解析	24
エンジン・カウル付きの極超音速実験機周りの流れの数値シミュレーション	25
航空機高揚力装置周りの流れ場及び空力解析技術に関する研究	27
UPACS によるタービン翼冷却に関する数値解析	30
超音速風洞の始動特性について	31
迎角つき軸対称物体の CFD 解析を用いた境界層遷移解析	32
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究	34
パイロン付ナセルの流れ解析	36
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	37
超音速機高揚力装置の最適化設計	40
静粛超音速研究機の空力性能解析	41
HART II 実験データを用いた BVI 騒音予測に関する数値解析	42
単段ファンの非定常数値解析	44
LES によるジェット騒音の数値予測	45
ジェット騒音数値予測を目的としたローブミキサーノズル流れの LES 解析	47
静粛超音速研究機インテークの設計解析	49
静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析	50
小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析	52
ヘリコプタのロータブレードの弾性変形や翼端渦の減衰が BVI 騒音に及ぼす影響の分析	54
遷音速風洞静圧プローブ周りの流れの把握	56
静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計	57
静粛超音速研究機の多分野統合最適設計探査	58

## 宇宙開発

LIFLEX (リフティングボディ着陸実験) 機体の複合操舵形態空力シミュレーション	60
宇宙機-プラズマ環境シミュレーションの要素技術研究	63
ロケットペイロードの音響振動に関する研究	64
超臨界圧力における LO <sub>x</sub> /GH <sub>2</sub> 同軸噴流火炎の数値シミュレーション	66
JAXA 衛星環境プラズマ数値シミュレータの基礎開発	68
飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェットエンジンの数値解析	70
キャビテーションの熱力学的効果に関する研究	71
高温衝撃風洞における鈍頭円錐模型の圧力分布測定	73
ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究	74
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	76
再使用ロケット実験機の着陸時逆噴射ジェットの数値解析	78
H-IIA/B ロケットプルームの音響解析	79
直交格子ベースの高 Re 数流れソルバーの検証問題適用	81
H-IIB クラスタノズル流れの解析	83
新型固体ロケットの射点設計に向けたロケットプルームの音響解析	85
液体ロケットエンジンの内部流れ解析	87
固体ロケットモータと関連現象の研究	89
超高速域スクラムジェットの着火遷移現象に関する数値解析	91
MPD スラスタ内プラズマ流れの数値計算	93
ロケットプルームからの空力音響に関する基礎的研究	95
羽ばたき型火星航空機の空気力学に関する研究	97
複合サイクルエンジン・モデルのエジェクタ・モード流れの数値計算	99
ロケットエンジン同軸型噴射器流れにおける微粒化および燃焼流れ解析に関する研究	101

## 基礎研究

革新的直接数値計算法を用いた乱流シミュレーションコードの計算精度検証	103
液糸からの液滴生成機構における伝播性表面張力波の果たす役割についての数値解析	104
高レイノルズ数における平行平板間乱流の DNS	106
一般化最小残差(GMRES)法の安定性検証	108
爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析	109
液滴間火炎伝播メカニズム研究	112
高高度係留気球におけるテザーの挙動解析	113
多目的設計探査に関する基礎研究	114
能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究	116
高速移動体の凸部から発せられる空力音響の数値解析	118
衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究	120

## 大学共同利用(宇宙工学)

圧縮性 Large-Eddy Simulation における解析技術の向上	123
マイクロフィンを用いた超小型軽量熱制御機器の開発	125
微小重力下におけるマランゴニ対流の数値シミュレーション	127
宇宙推進用プラズマ推進機に関するプラズマ現象の数値解析	129
超音速乱流混合の Large-Eddy Simulation	130
ロケットエンジン同軸型噴射器流れにおける微粒化および燃焼流れ解析に関する研究	132
地面効果を受ける垂直着陸型宇宙往還機の底面空力特性に関する研究	134
飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	135
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	137

スペースシャトルや宇宙ステーションなどの熱制御技術の開発	139
柔らかい壁面による流体摩擦抵抗低減メカニズムの解明	141
固体ロケットモータ内部 3 次元数値解析	142
一原理分子動力学シミュレーションによる高圧下における液体スズの構造とダイナミクスの研究	145
空気吸い込み式エンジンの機体搭載性の検討	147
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	149
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	151

## 大学共同利用(宇宙理学)

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	153
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	155
惑星大気の対流構造の比較数値モデリング	157
仮想銀河群カタログ	160
近接連星系の数値流体力学的研究	162
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	165
惑星磁気圏・電離圏・熱圏結合に関する数値シミュレーション	167
第一原理分子動力学シミュレーションによる金属および化合物半導体融液内の原子ダイナミクスの研究	169
高マッハ数衝撃波近傍における荷電粒子の加速・加熱に関する数値実験	171
太陽系内小天体の起源と力学進化	173
古火星の大気構造と気候変動メカニズムに関する数値的研究	175
太陽磁気プラズマのダイナミクス	178
イオン温度非等方性が与えるよる磁気リコネクショントリガーへの影響	181
複数の X-line を形成する磁気リコネクションでの電子加速	183
宇宙プラズマにおける MHD-PIC 連結階層シミュレーション	185
太陽フレアに伴う粒子加速の研究	187
磁場のソレノイダル性を満たす MHD コードの開発と水星磁気圏への応用	188
低緯度磁気圏境界のモデル化とケルビン・ヘルムホルツ不安定を介した太陽風プラズマ輸送	191
衝撃波における航跡場粒子加速	194
相対論的電流シートにおける磁場散逸・高エネルギー粒子加速過程の研究	196
無衝突衝撃波における非熱的粒子加速	197
宇宙プラズマ衝撃波のダイナミクスと高エネルギー粒子生成過程	199
相対論的電磁流体シミュレーションによる磁気リコネクション	200
相対論的 2 流体プラズマコードの開発と崩壊不安定のシミュレーション	201
電子とイオンの 2 流体シミュレーションを用いた大規模プラズマ現象の解明	203
原始惑星系円盤における磁気回転不安定性の非線形効果：CIP-MOCCT 法を用いた MHD シミュレーション	206
弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション	209
磁気リコネクションによる粒子加速の数値実験	212

## 【利用概要】

1. システム概要	217
2. 障害発生状況	220
3. 運用概要	222
4. ユーザ登録状況	226
5. 分野別利用割合 (NS システム)	227

# 成果概要

## 高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究

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

### ● 研究グループ

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

最終的な目標は、航空機複雑形状周りでの高精度解析手法の構築であるが、ここでは、基本的な数値性能を検証するため、解析対象を比較的簡素な単一格子系による2次元翼析とし、高精度LES解析手法の構築及び検証を行う。従来は不可能であった高レイノルズ数領域での自然遷移の捕獲をテーマに主な検証目的を定め、実験、線型安定性解析との定量的一致を目指す。

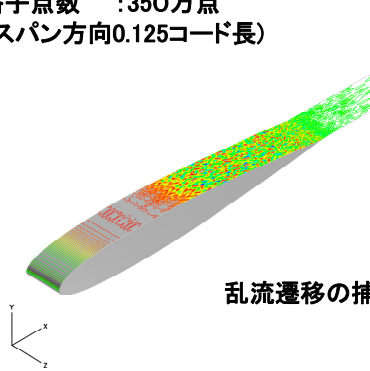
### ● 研究の概要

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

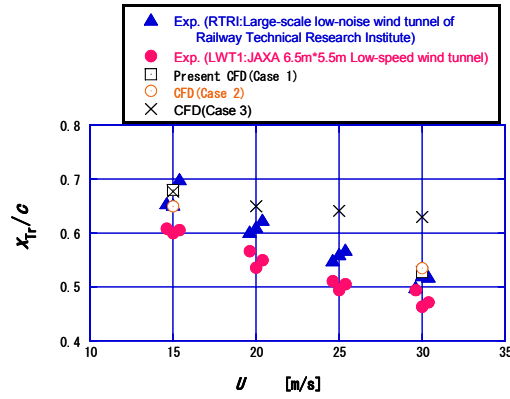
### ● 今年度の研究成果の概要

- ・昨年度までの研究において、高精度LES解析手法を開発し、高レイノルズ数領域において、T-S波の成長、二次不安定波によるピークバレー構造の形成及び斜行波をへて遷移にいたる過程のシミュレーションに成功した。また、実験結果による遷移位置との比較もほぼ完全に一致した。
- ・しかし、境界層内の線型安定性解析とCFDから得られた遷移領域における不安定波のピーク周波数との定量的な比較では、遷移領域の格子密度の不足が原因と思われる不一致が見られた。
- ・今年度は、遷移領域のコード方向の格子密度を増して解像度を向上させることにより、不安定波の周波数特性に関して線型安定性解析とのほぼ完全な一致を見た。
- ・主な手法の特徴
  - (1) 対象方程式：3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式
  - (2) 空間離散化法：6次精度最適化コンパクトスキーム
  - (3) 時間積分法：4次精度最適化ルンゲクッタスキーム
  - (4) LES：ADM法
  - (5) 境界条件：一般座標系に拡張されたNavier-Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)
  - (6) インターフェース(特異)面の取り扱い：一般化インターフェース理論(独自提案)
  - (7) 乱流モデル：遷移及び乱流に関するモデリングは無し
  - (8) 並列化手法：XPFortran+自動並列+OpenMP / MPI

計算条件  
 翼型 : NACA 0012  
 レイノルズ数 :  $2 \times 10^6$   
 迎角 : 0deg  
 一様流速度 : 15-30 m/s  
 格子点数 : 350万点  
 (スパン方向0.125コード長)



乱流遷移の捕獲例

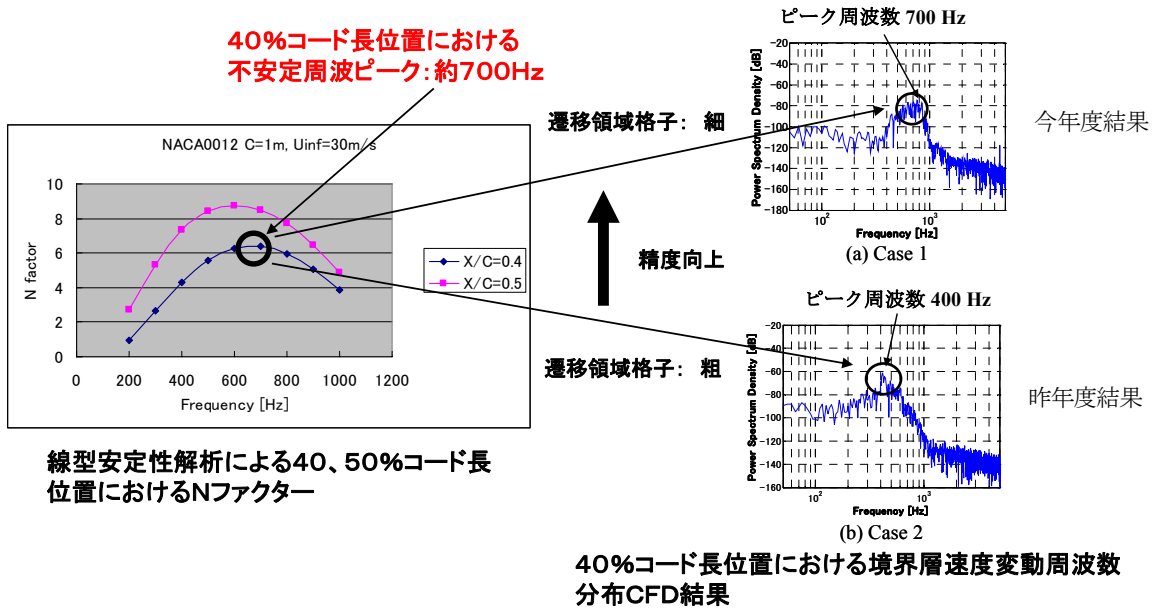


風洞試験による遷移位置の比較 (格子密度パラメータ)

- Case1: 遷移領域の不安定波1波長を約7点で捕獲
- Case2: 約3点で捕獲
- Case3: 約1点で捕獲

The experimental results are cited from  
 “Tokugawa, S. Takagi, et al., J. Jpn Soc. Fluid Mech, Vol. 22, No. 6, 2003.”

図1 翼面上渦度分布と遷移位置の実験値との比較例



線型安定性解析による40、50%コード長位置におけるNファクター

40%コード長位置における境界層速度変動周波数分布CFD結果

図2 不安定波周波数分布に関する線型安定性解析との比較例

## 高精度 3次元LESコードの複雑形状への拡張に関する研究

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

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，フラップ付の2次元高揚力装置に適用し，実用形状での性能検証を行う。

### ● 研究の概要

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

高揚力装置に特有の複数の遷移点の捕獲及び，平均圧力分布等を実験結果と比較検討する。さらに，高速化，ロバスト化を目的としたアルゴリズムの研究も併せて実施する。

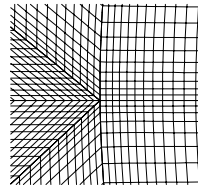
### ● 今年度の研究成果の概要

- ・昨年度までに，独自に開発した一般化特性インターフェイス理論を応用したマルチブロックLES解析コードの最初のバージョンを開発し，複雑形状として，フラップを有する高揚力2次元翼の検証解析を実施した。その結果，従来不可能とされていた複数の遷移点をモデルを用いることなしに捕獲できることを実証し，圧力分布等も定量的に実験値と一致することを確認した。
- ・この一般化インターフェイス理論を用いたマルチブロック計算法は，ブロック間に急峻なキंकを許容するため，比較的単純な格子形状を持つブロックで複雑形状物体を容易に覆うことができる反面，評価領域と無縁な遠方場において格子点の無駄が多くなる。今年度は，ブロック間で格子点の一致が不要となるような，6次精度の高精度補間法を組み込んだ拡張インターフェイス理論を構築し，格子点配置の効率化が図れるようになった。これによりコードの拡張性が増し，高速化が期待できるようになった。
- ・この拡張理論を用いたコードを開発して円柱周りの検証解析を実施し，拡張理論が正常に機能することを実証した。
- ・本成果は，複雑形状物体周りにおける非定常物理量を従来にない精度で定量的に再現することに道を開くものであり，本手法が航空機実形状レベルに適用できることを実証するものである。

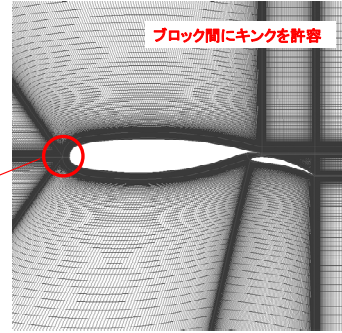


翼形状  
レイノルズ数  
マッハ数  
迎角  
Flap Deflection Angle  
格子点数

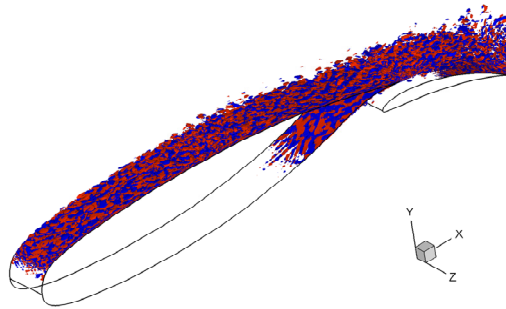
NLR7301 Two-Element Aerofoil  
2.51\*10<sup>6</sup>  
0.125  
13.1 deg  
20.0 deg  
6.8\*10<sup>6</sup>



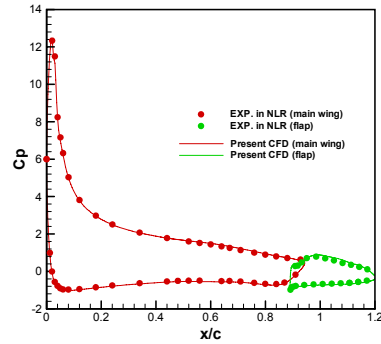
計算格子拡大図



マルチブロック計算格子

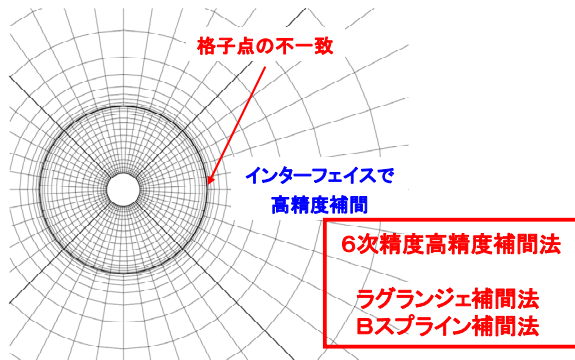


流れ方向渦度の様子

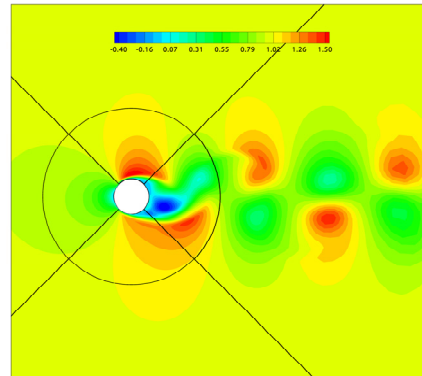


圧力係数分布

図1 フラップ付高揚力装置解析結果の概要



マルチブロック計算格子



主流方向速度

図2 高精度補間法を組み込んだ拡張インターフェイス理論による円柱周りのマルチブロック計算例

## 航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究

### Research on Simulation of Airframe noise

#### ● 研究グループ

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

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

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

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

#### ● 計算の目的

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

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

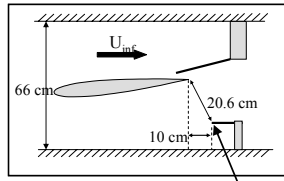
#### ● 研究の概要

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

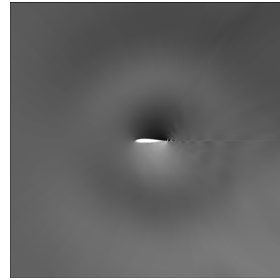
#### ● 今年度の研究成果の概要

- ・ 昨年までの研究において，NACA0015二次元翼型の **Trailing edge noise** シミュレーションを行い，実験値で計測したピーク音を定量的に捕えることに成功した。
- ・ 今年度は，計3種類の速度におけるシミュレーションを実施し，いずれのケースにおいてもピーク周波数を捕え，実験結果との一致も良好であった。
- ・ 圧力側の翼前縁からの境界層内の速度変動のスペクトル解析及び，CFD結果を基にした線型安定性解析による不安定波の解析結果により，圧力側の境界層内に発生する最も不安定波な周波数がピーク音の周波数に一致すること，前縁付近から音のフィードバックループが形成されている可能性があるなど新しい知見が得られた。
- ・ 負圧側における自然遷移過程，後縁から発生する音波のフィードバック含む現象を，翼型全体周りで解析したのは初めての例である。

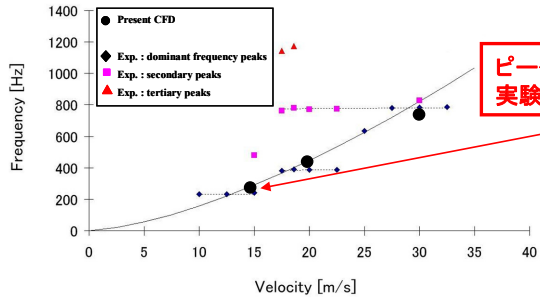
計算条件  
 翼型 : NACA 0015  
 翼弦長 : 400 mm  
 迎角 : -5 度  
 一様流速 : 最大0-50 m/s  
 格子点数 : 350万点  
 (スパン方向0.125コード長)



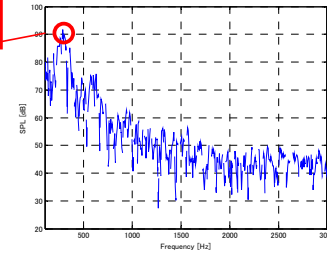
実験概念図 マイク位置



一様流速14.5m/sにおける音波の捕獲

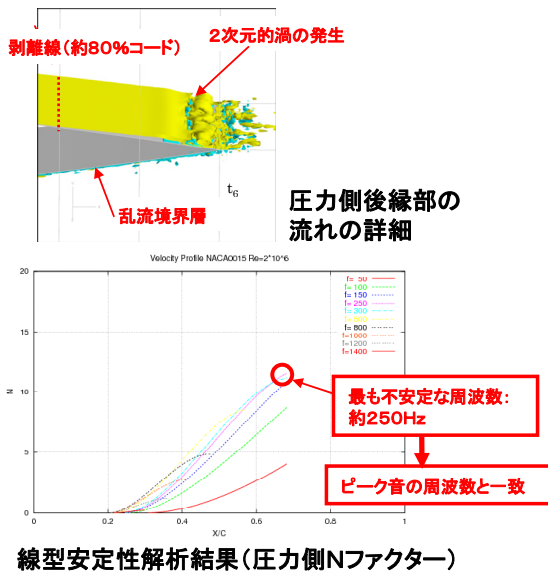


ピーク音周波数  
 実験と一致

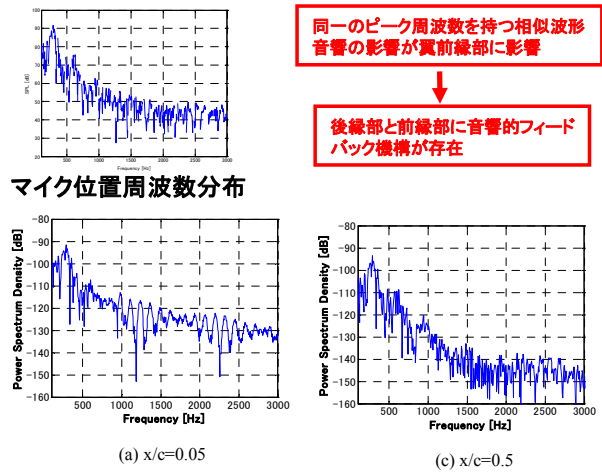


一様流速とピーク音周波数実験との比較

図1 計算条件及び実験の概要と解析による周波数分布



線型安定性解析結果(圧力側Nファクター)



境界層内速度変動周波数分布  
 音響的フィードバック機構の存在の実証

図2 圧力側後縁部の流れ場の詳細及びフィードバックメカニズムの解明

## DNS による 2 次元翼周りの層流域における音響特性の研究

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

### ● 研究グループ

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

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

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

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

### ● 計算の目的

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。

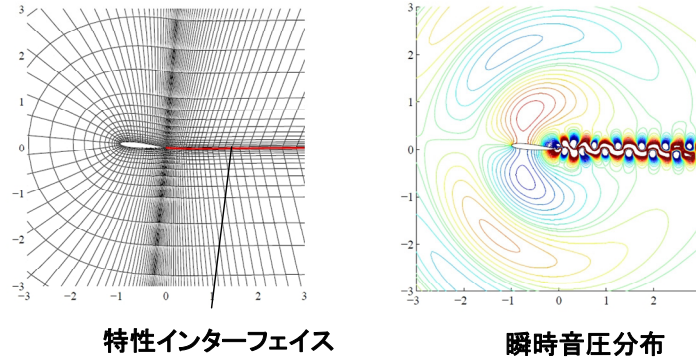
### ● 研究の概要

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。

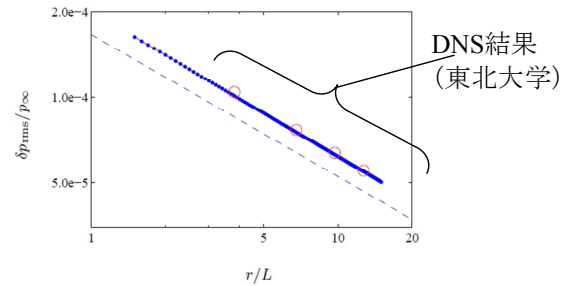
### ● 今年度の研究成果の概要

- ・ 独自開発の特性インターフェースなど高精度数値手法を用い、低レイノルズ数領域での騒音解析において既存の DNS と同等の精度を実現した。
- ・ 近傍場では直接的に音響場を解き、遠方場では Lighthill-Curle 理論による積分手法を用い、各々をインターフェースで接続するという新しいハイブリッド手法を提案し、遠方場での騒音予測精度向上が得られた。

- >  $Re = 5000, M = 0.2$
- > 翼型 NACA0012
- > 迎角  $5.0[\text{deg.}]$
- > 格子点数 22万点  
(比較DNS: 200万点)



当グループ独自開発の特性インターフェイスなど高精度数値手法を用い、既存のDNSと同等の精度を実現

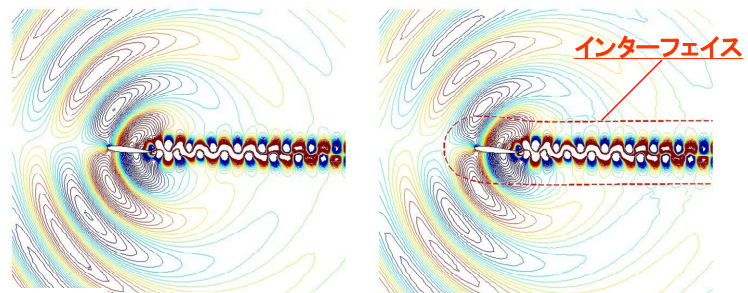


後縁から上方への音圧rms値分布

図1 翼後縁からの二重極音の発生シミュレーション

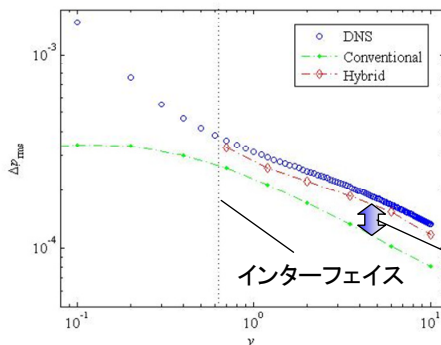
近傍場では直接的に音響場を解き、遠方場ではLighthill-Curle理論による積分手法を用い、各々をインターフェイスで接続

- >  $Re = 5000, M = 0.3$
- > NACA0012



DNS

ハイブリッド手法



翼後縁から上方への音圧分布

従来の音源のコンパクト性を仮定したCurle理論と比べ精度が飛躍的に向上

騒音予測精度の向上

図2 DNS と準解析的手法とのハイブリッド化による空力音予測手法との比較

● 研究成果の公表状況

- 1) T. Sumi, T. Kurotaki and J. Hiyama, "Generalized Characteristic Interface Conditions for High-order Multi-block Computation", International Journal of Computational Fluid Dynamics, vol. 21, Issue, 9&10, 2007.
- 2) T. Sumi, T. Kurotaki and J. Hiyama, "Generalized Characteristic Interface Conditions with High-order Interpolation Method", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA

paper 2008-752, 2008.

- 3) T. Sumi, T. Kurotaki and J. Hiyama, "Practical Multi-block Computation with Generalized Characteristic Interface Conditions around Complex Geometry", 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA paper 2007-4471, 2007.
- 4) 黒滝卓司, 住 隆博, 跡部 隆, 桧山 淳, "Numerical Simulation around Airfoil with Natural Transition in High Reynolds Numbers", 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA paper 2007-3841, 2007.
- 5) 黒滝卓司, 住 隆博, 跡部 隆, 桧山 淳, "Numerical Simulation around NACA0015 with Tonal Noise Generation", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA paper 2008-752, 2008.
- 6) Takashi Atobe, Takuji Kurotaki, Takahiro Sumi and Jun Hiyama, "Stability analysis of boundary-layer transition using accurate velocity profiles obtained by an advanced LES", Fifth International Conference on Fluid Mechanics, 2007.
- 7) Takashi Atobe, Takuji Kurotaki, Takahiro Sumi and Jun Hiyama, "Subharmonic Instability on Boundary-Layer Transition of flow around 2-D Airfoil", AFI(Advanced Fluid Information) 2007.
- 8) 池田友明, 黒滝卓司, 住 隆博, 高木正平, "低 Re 数における二次元翼の後流不安定とエオルス音発生の数値シミュレーション", 流体力学会年会, 2007.
- 9) 池田友明, 住 隆博, 黒滝卓司, "特性境界条件をコンパクト差分スキームに適用する際の安定性と精度に関して", 第21 回数値流体力学シンポジウム, 2007.
- 10) 住 隆博, 黒滝卓司, 桧山淳司, "二次元高揚力装置周りの高精度 LES 解析", 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007.

## NASTRAN を用いた構造解析

Structure Analysis with MSC/NASTRAN

### ● 研究グループ

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

固体ロケットのノズル材を想定した試験片を対象として，片面のみ加熱した際の熱流束の解析を実施し，試験片に生ずる熱変形や応力を求めている。評価試験との比較を今後実施する予定。

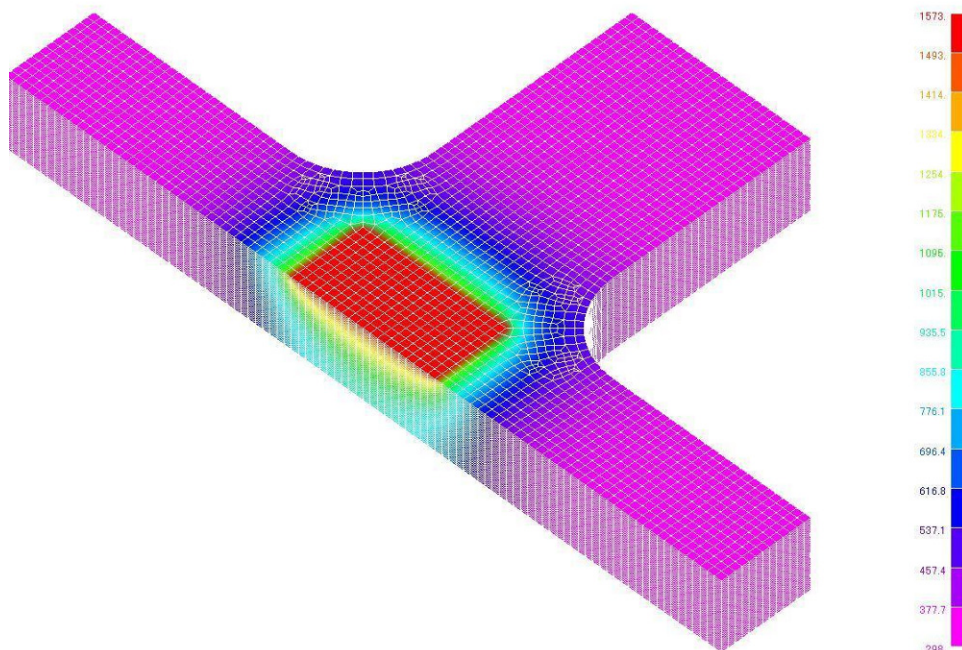


図1 極限環境評価用試験片（1/2 モデル）の表面を加熱した場合の解析結果（温度分布）

## 低 NO<sub>x</sub> 燃焼器用ステーシング燃料ノズルの数値解析

Numerical Simulation of Staged Fuel Nozzle for Low NO<sub>x</sub> Combustor

### ● 研究グループ

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

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

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

### ● 計算の目的

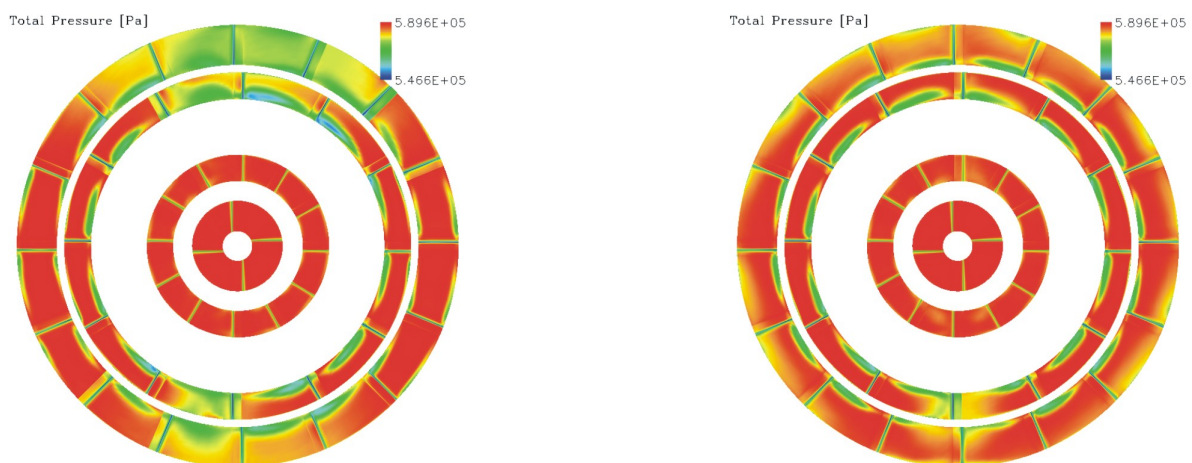
本計算では、プレディフューザー、燃料パイプ、燃料ノズル、カウル、ライナ、ケーシングから構成される複雑な燃焼器内の流れ場を重合格子を適用した UPACS を用いて解析し、低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の設計データを取得することを目的としている。

### ● 研究の概要

「航空エンジン環境技術研究開発」の一環として、窒素酸化物（NO<sub>x</sub>）の排出値を大幅に低減するための先進的な燃焼技術の研究を行っており、これを実証するための燃料ノズルの開発を進めている。

### ● 今年度の研究成果の概要

今回の燃料ノズルは、従来型燃料ノズルと比較して空気流入口が大型化しているため、燃焼性能を發揮するために流入口における全圧分布を均一化することが必要となる。本計算では、様々なカウル形状に対して計算を行い、カウル形状の流入口全圧分布に対する影響を調査した。

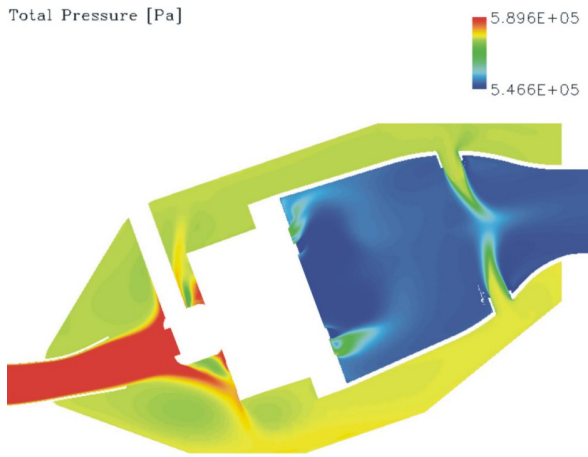


カウルA

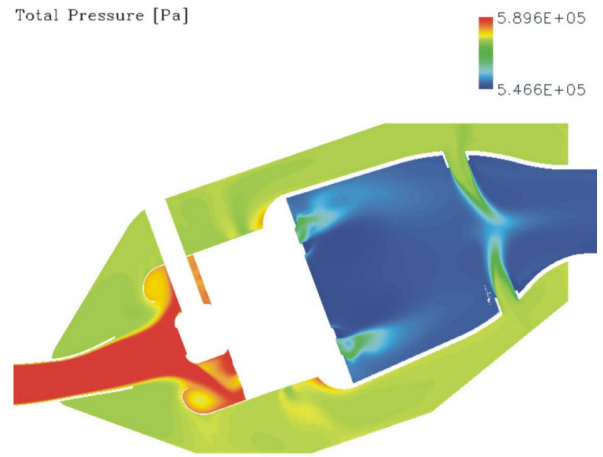
カウルB

図1 燃料ノズル空気流入口における全圧分布





カウルA



カウルB

図2 ノズル中心線を通る断面の全圧分布

## ファン非定常流れ解析

### Numerical Analysis of Unsteady Flow around Fans

#### ● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 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：財団法人 航空宇宙技術振興財団，堀口泰生  
テンプスタッフ，中村玲子  
東京理科大学，有川学志

#### ● 計算の目的

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

#### ● 研究の概要

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

#### ● 今年度の研究成果の概要

昨年度までにファン近傍における音場を解析し、静翼で発生した音波の周方向モードに関して、その伝播や動翼との干渉についての知見を得た。今年度は更に図 1 に示すような半径方向モードに分解して詳細な音場解析を行った。また、非定常レイノルズ方程式 (URANS) による近傍場での解析結果から特定周波数成分を抜き出し、それを音源として線形オイラー方程式 (LEE) による解析を行うことによって、図 2 に示すように、ファンダクト内の伝播についての解析が行えるようになった。

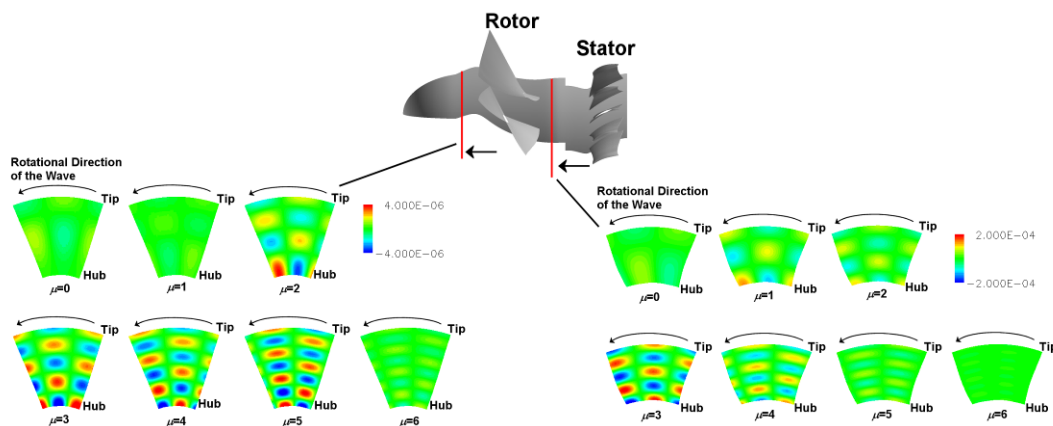


図 1 動翼周りでの 2BPF 成分の半径方向モード分解結果 (2BPF・周方向モード数 9)

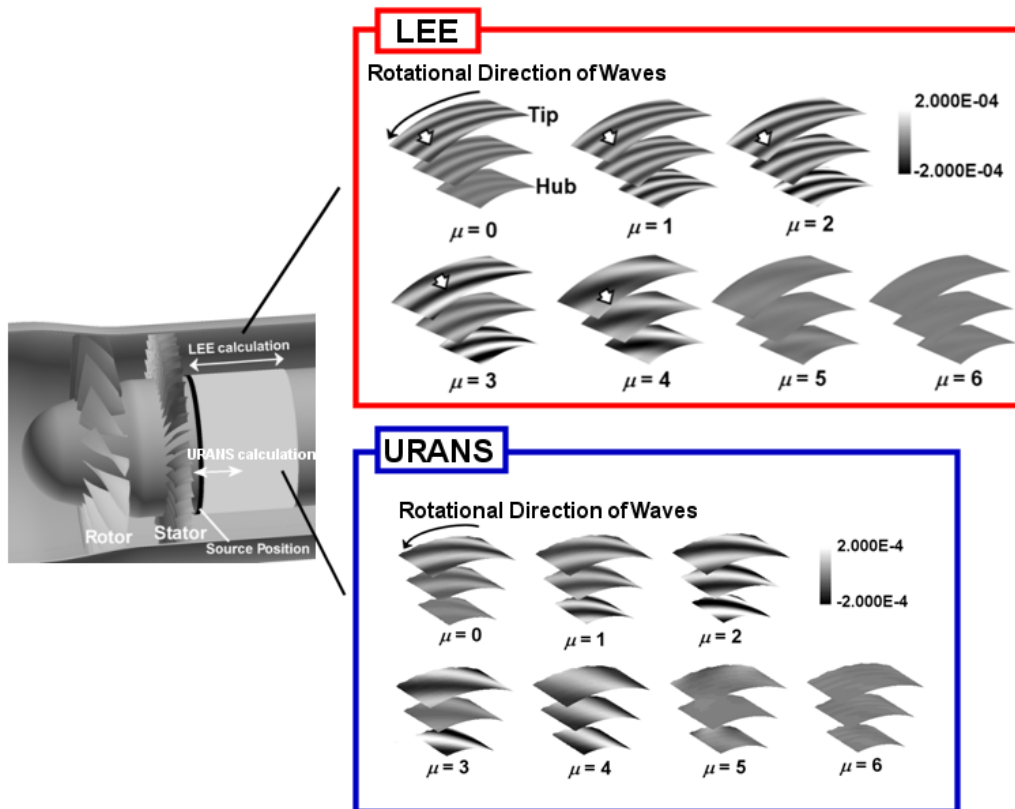


図2 URANSの結果を音源としたLEE解析結果（静翼下流）

※ この研究は株式会社IHIと共同で実施しております。

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 賀澤順一, 堀口泰生, 才木一寿, 山本一臣, 野崎 理, 「ジェットエンジン内ファンにおける動静翼列干渉騒音の発生に関する数値解析」, 第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007 講演集 pp.193-196, 2007年6月14日-15日 JAXA航空宇宙技術研究センター

## 小型航空機エンジン用燃焼器の流れ解析

### Flow Analysis of Combustors for Small Air Craft Engine

#### ● 研究グループ

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

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，牧田光正(makida.mitsumasa@jaxa.jp)

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

航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山田秀志(yamada.hideshi@jaxa.jp)

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

#### ● 計算の目的

小型航空機用エンジンの燃焼器の研究開発において，実機形状の複雑な流れ場に対して非燃焼流れ解析を行うことにより，設計に有用な情報を見出すことが本計算の目的である。

#### ● 研究の概要

小型航空機エンジン用燃焼器の開発の効率化のためには，モデル燃焼器を用いた燃焼試験による性能確認と，数値解析などによる事前の性能予測・事後のデータ評価作業の連携が求められている。燃焼試験に用いるモデル燃焼器は，燃料ノズル・希釈用空気孔・カウル等様々な部品で構成されているため，従来は計算格子の生成が困難であった。本研究ではUPACSに重合格子法を適用することにより，実機形状に近い流れ場を解くことを可能とし，かつ，上記部品の形状・配置を様々に変化させながら流れ場に与える影響を評価することを可能とした。

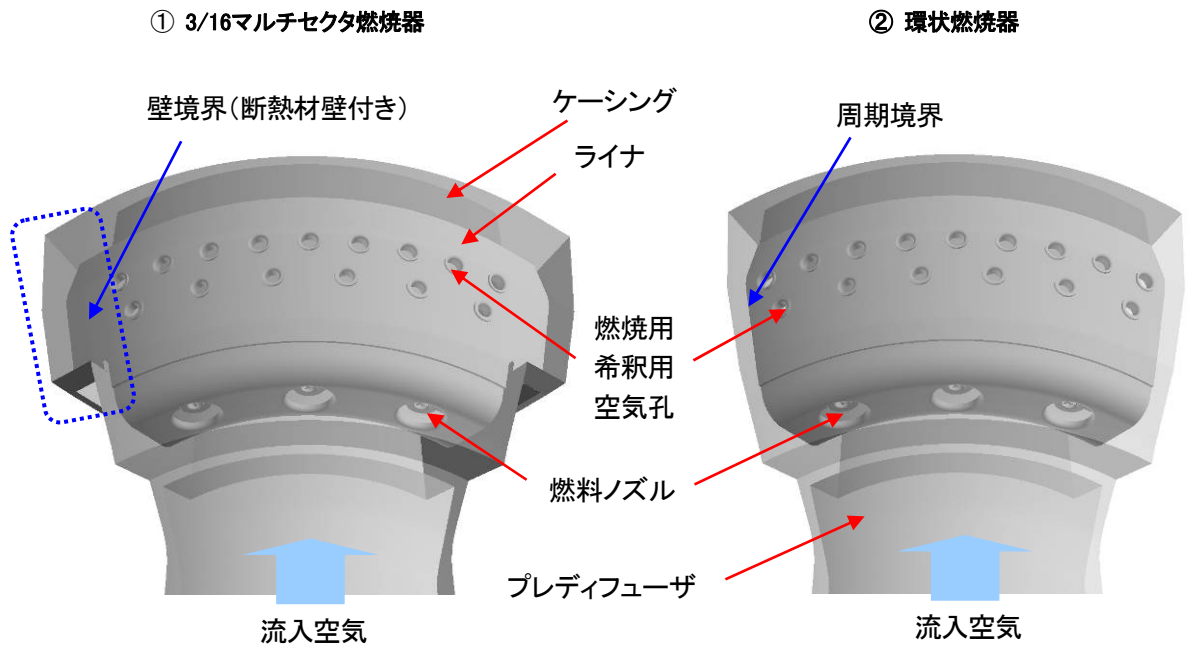
燃焼器開発の各段階において本手法を活用し，設計・評価ツールとしての有用性を探っていくことが本研究の目的である。

#### ● 今年度の研究成果の概要

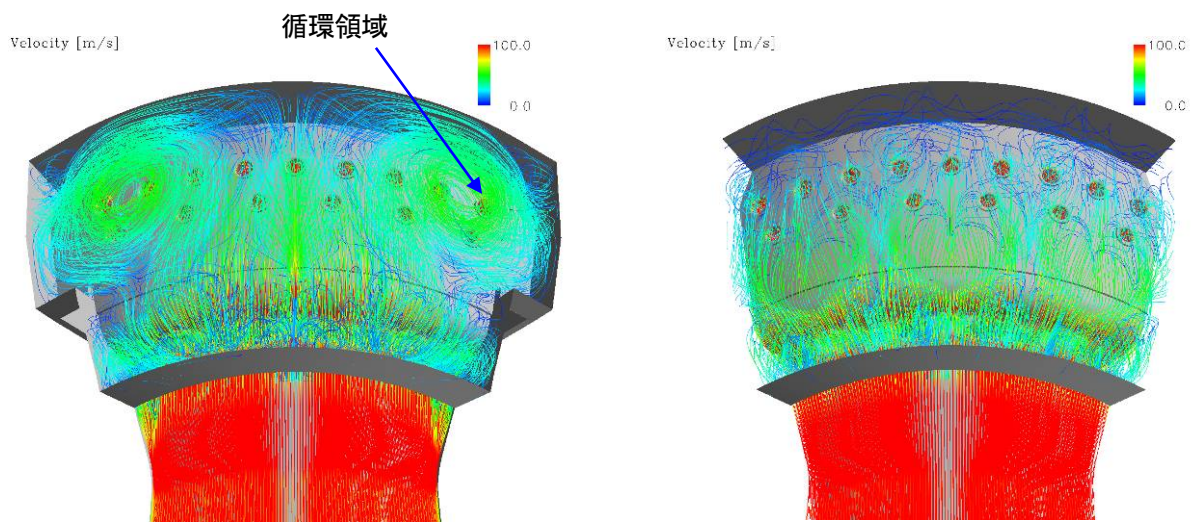
航空機用燃焼器の開発過程では，シングルセクタ（燃料ノズル1本分），①3/16マルチセクタ燃焼器（同3本分）による燃焼試験を経て，実機形態の②環状燃焼器（同16本分）の試験へと移行するが，①→②の移行時に燃焼器の全体圧損の大幅な減少が確認された。燃焼試験においては，空気量配分の調整によって①と②での空気量配分を合わせることで，燃焼器の性能改善に成功した。

ここで生じた現象を探るため，シングルセクタ領域に周期境界を用いて計算した疑似環状燃焼器（図1右）と，シングルセクタ領域3個分に実験と同様に断熱材壁の領域（青点線部分）を追加して計算した3/16マルチセクタ燃焼器（図1左）での比較を行った。その結果，①では追加領域において循環流が形成されることによりケーシング・ライナ間での圧損が増加し，燃焼用・希釈用空気孔への空気量配分が減少していることが判明した。

これにより，①→②への移行時においては，この空気量配分の変化を考慮した上で空気孔のサイズ等を調整する必要があるという今後の燃焼器開発に有用な情報が，実験・計算の両面から確認された。



(a) 計算格子



(b) プレディフューザからの流線

図1 環状燃焼器（周期境界）と3/16 マルチセクタ燃焼器での、ケーシング・ライナ間流れの比較（プレディフューザからの流線を、速度絶対値[m/s]で色付け）

● 研究成果の公表状況

- 1) M. Makida, et al, "Optimization of a small aircraft combustor to reduce NOx emissions under practical conditions," ASME Paper No. GT2007-27969, 2007.
- 2) M. Makida, et al, "Development of Combustor for Small Aircraft Jet Engine in TechCLEAN Project", IGTC2007-ABS-145, 2007.

## 静的弾性変形を考慮した超音速実験機 NEXST-1 飛行実験の空力解析

Aeroelastic Analysis of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 Flight Test

### ● 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，川上浩樹(kawakami@chofu.jaxa.jp)  
研究分担者：総合技術研究本部 構造技術開発センター，高戸谷 健(takatoya@chofu.jaxa.jp)  
三向ソフトウェア開発(株)，石川敬掲(takatoya@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

JAXA超音速ロケット実験機(NEXST-1)飛行実験時の正確な主翼形状を模擬しCFDにより空力特性を求めるため，UPACSによるCFD解析とNASTRANによる構造解析とを連成させ，正確な翼形状と各種空力特性を算出する。

### ● 研究の概要

ロケット実験機飛行実験時の正確な形状に基づくCFDにより空力特性を求めるため，UPACSによるCFD解析とNASTRANによる構造解析とを連成させ，正確な変形形状と各種空力特性を算出する。

### ● 今年度の研究成果の概要

以前は主翼のみを用いた解析であったが，より正確に解析を行なうため，胴体を含めた全機構造解析FEMモデルを作成，新たなイタレーション手法を用いてCFD-FEM連成解析を行なう。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 2007年6月 25<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference
- 2) 2007年10月：飛行機シンポジウム

## 静粛超音速研究機の低速性能改善に関する検討

Improvement of aerodynamic performance at Low Speed of the S3TD 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.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, 雷 忠(lei@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

低速における機体の各種形態についてパラメトリック・スタディーを実施し, 必要なデータベースを獲得する。

### ● 研究の概要

静粛超音速研究機の設計において, 離着陸時における低速性能に関する研究を行なっている。機体の縦特性や, 横特性や, 舵効きなどに関して, TASコードを用いて解析を実施した上で, 機体の性能を分析し, 設計指針を得る。

### ● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の設計に必要なデータをCFD解析により取得し, 機体性能に関する各種検討にデータを提供した。さらに, 問題点を抽出して, 改善案を提出した。

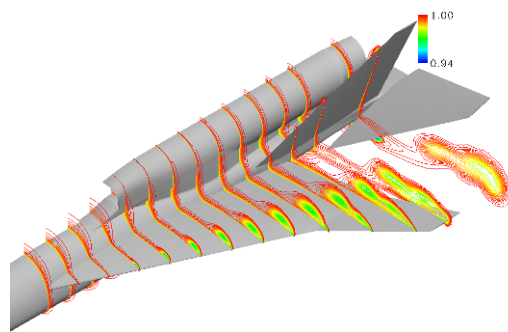


図 1

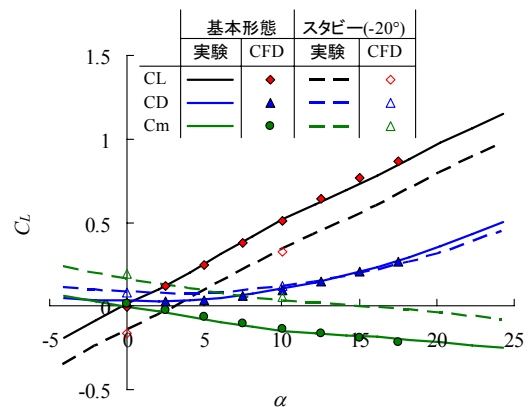


図 2

## エンジン解析用反応流れコード開発

Development of Reactive Flow Solver for Engine Simulation

### ● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，才木一寿(saiki.kazuhisa@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

エンジン解析用反応流れコード開発作業において，計算コードの試計算を行う。

### ● 研究の概要

エンジン内反応流れ解析に必要なコード開発について，既存コードの改修作業を実施。

### ● 今年度の研究成果の概要

物性値に関するコード改修を行い，タービン流れについて多成分空力計算が可能なことを確認した。



## CFD を用いた航空機高揚力装置騒音低減デバイスの設計

Designing of High-lift Device Noise Reduction Devices 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 空力技術セクション，今村太郎  
(imamura.taro@jaxa.jp)

研究分担者：菱友システムズ，平井 亨(thirai@chofu.jaxa.jp)  
菱友システムズ，田中健太郎(kentaro@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

近年，民間航空機の離発着回数の増加に伴い，空港周辺における環境への配慮が特に求められており，騒音を減らすことがその課題のひとつに挙げられている．特に，エンジンを絞ってアプローチをする着陸時において，エンジン騒音と機体騒音（降着装置や高揚力装置から発生する騒音）が同レベルになりつつある．今後より厳しくなる騒音規制に対応するためには機体騒音低減につながる技術の獲得が急務である．本研究では，航空機高揚力装置から発生する騒音の解析を実施し，騒音低減デバイス周りの流れ場を理解することを目的とする．

### ● 研究の概要

本研究では，航空機高揚力装置から発生する騒音の解析を実施し，騒音低減デバイス周りの流れ場を理解することを目的とする．風洞実験に先駆けて，複数の低騒音デバイスを設計した．複数の複雑な形状に対して，それらの低減効果を調べるため，格子生成が容易な，非構造格子を採用した．解析に用いたコードは東北大学中橋研究室で開発された非構造格子ソルバーの TAS コードである．図1は従来型の高揚力装置（左図）とフラップ端にデバイスを取り付けた高揚力装置（右図）の表面圧力係数分布を表す．定常的な流れ場を観察することで，音源となりうる領域の流れ場がどのように変化するか観察し，低騒音デバイスとして有効かどうか検討できた．

### ● 今年度の研究成果の概要

始めに流れ場の様子を確認するために，従来形状周りの流れ場解析を実施し，騒音源となる箇所の流れ場を確認した．低騒音デバイスを取り付けたことにより，流れ場がどのように変化したのか，定性的に確認を行い，計算結果に基づいてデバイスを追加で設計した．風洞実験でその成果を確認した．計算と実験を組み合わせることにより，効率的にかつ短期間で騒音低減が達成された．

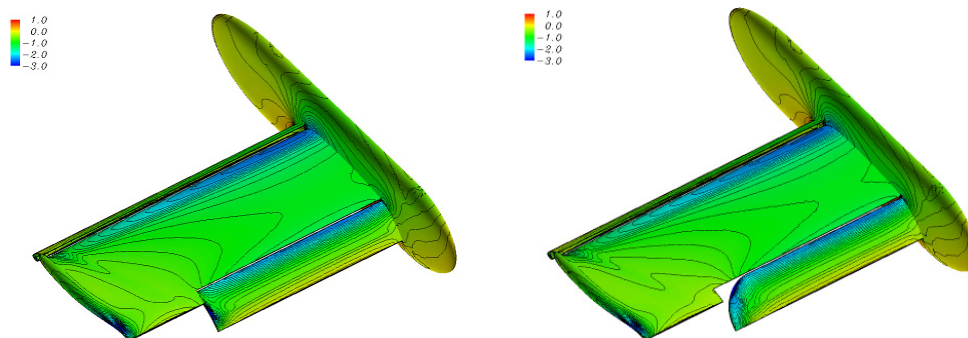


図1 高揚力装置騒音模型周りの解析結果  
(左図：従来形状，右図：フラップ端低騒音デバイス例)

● 研究成果の公表状況

- 1) 今村太郎, 平井 亨, 田中健太郎, 村山光宏, 横川 譲, 山本一臣, “高揚力装置騒音計測用模型の空力特性に関する研究”, 第45回飛行機シンポジウム 北九州
- 2) 今村太郎, 浦 弘樹, 横川 譲, 山本一臣, “航空機高揚力装置ストラット騒音低減デバイスの遠方場計測”, 第27回流力騒音シンポジウム 東京

## 民間航空機降着装置周りの CFD 解析

Numerical Simulation around Landing Gear of an 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 空力技術セクション, 今村太郎  
(imamura.taro@jaxa.jp)

研究分担者：菱友システムズ, 平井 亨(thirai@chofu.jaxa.jp)  
航空宇宙技術振興財団, 雨宮和久(amemy@chofu.jaxa.jp)

### ●計算の目的

近年、民間航空機の離発着回数の増加に伴い、空港周辺における環境への配慮が特に求められており、騒音を減らすことがその課題のひとつに挙げられている。特に、エンジンを絞ってアプローチをする着陸時において、エンジン騒音と機体騒音（降着装置や高揚力装置から発生する騒音）が同レベルになりつつある。今後より厳しくなる騒音規制に対応するためには機体騒音低減につながる技術の獲得が急務である。本研究では、航空機降着装置周りの流れ場の解析を実施し、降着装置周りの流れ場について知見を得ることを目的とする。

### ●研究の概要

本研究では、航空機降着装置周りの流れ場の解析を実施し、降着装置周りの流れ場について知見を得ることを目的とする。降着装置の形状は非常に複雑であることから、非構造格子を採用した。解析に用いたコードは東北大学中橋研究室で開発された非構造格子ソルバーの TAS コードである。図 1 は、航空機着陸条件下における、表面圧力係数分布を表す。定常的な流れ場を観察することで、音源となりうる領域の流れ場の観察を行った。

### ●今年度の研究成果の概要

始めに流れ場の様子を確認するために、騒音源となる箇所の流れ場を確認した。騒音源となる可能性が高い、流れが加速している箇所や物体の後流部分を確認できた。また、風洞模型設計に先立ち、各部品にかかる空力荷重推算も実施できた。

計算の観点においては、降着装置のような複雑な物体に対して計算格子を準備する過程で注意すべき点が明らかになった。

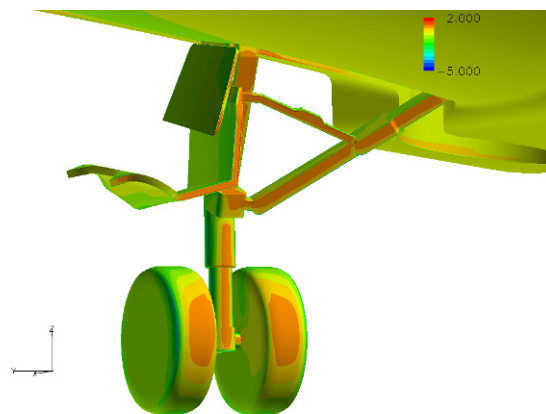


図 1 民間航空機の主脚周りの RANS 解析結果

## エンジン・カウル付きの極超音速実験機周りの流れの数値シミュレーション

Numerical Simulations of the Flow around a Hypersonic Experimental Vehicle with Engine Cowl

### ● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空プログラムグループ，田口秀之(tag@chofu.jaxa.jp)

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

### ● 計算の目的

JAXAで開発されている極超音速実験機周りの流れを数値計算し，その空力特性を解析する。

### ● 研究の概要

JAXAで開発されている極超音速実験機の内，エンジン・カウル付きの形状の周りにマルチ・ブロック構造格子を作成し，UPACSを用いて外部流のCFD計算を行った。支配方程式はS-A乱流モデルを用いたRANSである。主な計算ケースは以下の通り。

$M_\infty=3.5, \alpha=0, Re=2.17e+06$

$M_\infty=5, \alpha=-5, 0, 5, Re=3.1e+06$

$M_\infty=5, \alpha=0, \beta=5, Re=3.1e+06$

$M_\infty=7, \alpha=0, Re=4.34e+06$

エンジンからの噴流を含めた計算についても準備を進めている。

### ● 今年度の研究成果の概要

$M_\infty=5$ のケースについて，風洞試験による全機空力係数とCFD結果を比較したところ， $\beta=0$ のケースでは， $CN-\alpha$ の傾斜がやや浅くなったものの，CA, CMBの値はほぼ一致した。 $\beta=5$ のケースでは，CY, CNBはほぼ一致した。

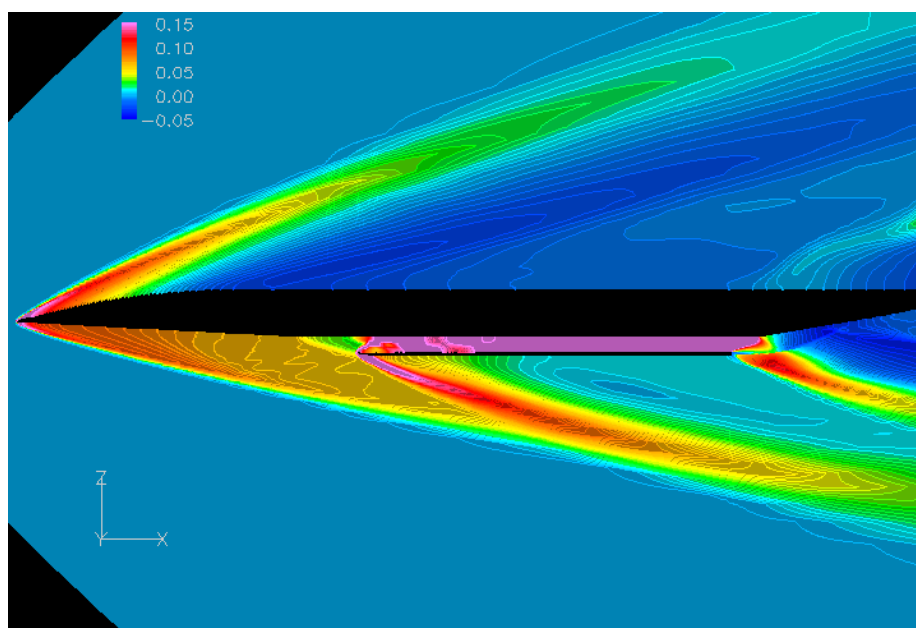


図1 対称面  $C_p$  等高線 ( $M_\infty=5, \alpha=5, Re=3.1e+06$ )

● 研究成果の公表状況

- 1) 田口, 藤田, 進藤, 津田, 平林, 小山, 伊藤, 「極超音速機のマッハ5空力特性試験」, JAXA-RR, 2008  
(査読中)

## 航空機高揚力装置周りの流れ場及び空力解析技術に関する研究

Studies of Flowfields and Aerodynamic Analysis around Aircraft High-Lift Configurations

### ● 研究グループ

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

- ・高揚力装置のRe数依存特性予測と実機性能推算を行う。また，様々な誤差による性能予測値の変動幅を調査する。
- ・高揚力装置のナセルチャインによる性能向上メカニズムを調べ，設計指針を得る。
- ・高揚力装置半裁風洞試験における風洞壁干渉の調査を行う。

### ● 研究の概要

環境適応型高性能小型旅客機研究開発の共同研究及びJAXA独自先行研究として航空機高揚力装置周りの実機Re数環境下の性能推算法，失速特性改善法，半裁風洞試験補正法に関する研究を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

#### 高揚力装置のRe数依存特性予測と実機性能推算

- ・計算法の違いや遷移予測の誤差幅を考慮したCFD解析のパラメトリックスタディにより，最大揚力など性能予測値の変動幅を把握し，Re数依存性（実機レイノルズ数における空力性能）推算技術構築へ貢献した。

#### 高揚力装置の性能向上に関する検討

- ・ナセルチャインによる失速特性改善に関してPIV計測とCFD解析により渦干渉の状態を把握した。

#### 高揚力装置半裁風洞試験における風洞壁干渉調査

- ・境界層排除板高さにより胴体周囲および主翼内舷側の流れが変化し，空力特性が大きく影響を受けることを明らかにし，その影響量を示した。また適切な模型設置高さを明らかにした。
- ・オープンカートにおける風試補正量を示した。

スモーク可視化風洞試験



CFD 全圧分布

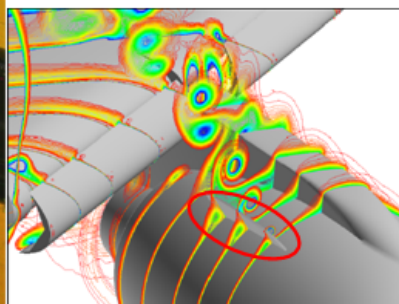


図1 高揚力装置のナセルチャインによる性能向上メカニズム調査

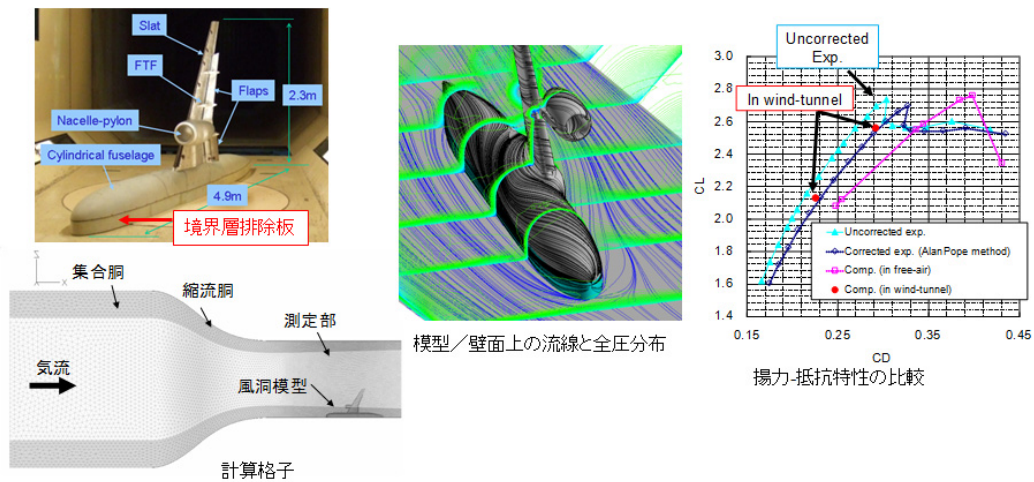


図2 高揚力装置半裁風洞試験における風洞壁干渉調査

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., and Ueda, Y., "CFD Validation Study for a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model", AIAA-Paper 2007-3924, June 2007.
- 2) Murayama, M., Yokokawa, Y., Tanaka, K., Yamamoto, K., and Ito, T., "Numerical Simulation of Half-span Aircraft Model with High-Lift Devices in Wind Tunnel", AIAA Paper 2008-0333, Jan. 2008
- 3) Yokokawa, Y., Murayama, M., Kanazaki, M., Murota, K., Ito, T., and Yamamoto, K., "Investigation and Improvement of High-Lift Aerodynamic Performances in Low-speed Wind Tunnel Testing", AIAA Paper 2008-0350, Jan. 2008.
- 4) Kanazaki, M., Yokokawa, Y., Murayama, M., and Ito, T., "Efficient Design Exploration of Nacelle Chine Installation in Wind Tunnel Testing," AIAA Paper 2008-0155, Jan. 2008.
- 5) Kanazaki, M., Yokokawa, Y., Murayama, M., and Ito, T., "Efficient Design Exploration of Nacelle Chine Installation in Wind Tunnel Testing," AIAA Paper 2008-0155, Jan. 2008.
- 6) 横川 譲, 村山光宏, 伊藤 健, 山本一臣, "JAXA 高揚力装置半裁模型の風洞試験と空力特性," 第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007, 2007年6月
- 7) 村山光宏, 横川 譲, 山本一臣, 田中健太郎, 上田良穂, "JAXA高揚力装置風洞模型を用いたCFD検証解析について," 第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007, 2007年6月
- 8) 村山光宏, 山本一臣, "JAXA高揚力装置風洞模型を用いたCFDワークショップのまとめ," 第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007, 2007年6月
- 9) 村山光宏, 横川 譲, 田中健太郎, 山本一臣, 伊藤 健, "高揚力装置半裁風洞試験における風洞壁干渉に関する数値解析," 第45回飛行機シンポジウム, 2007年10月
- 10) 横川 譲, 村山光宏, 金崎雅博, 伊藤 健, 山本一臣, "JAXA高揚力装置模型のショートナセル形態風洞試験結果について," 第45回飛行機シンポジウム, 2007年10月
- 11) 金崎雅博, 横川 譲, 村山光宏, 伊藤 健, 鄭 信圭, 山本一臣, "ナセルチェーン取り付け位置に関する効率的な実験的設計探査," 第45回飛行機シンポジウム, 2007年10月
- 12) 加藤裕之, 渡辺重哉, 村山光宏, 横川 譲, 伊藤 健, "高揚力装置におけるナセルチェーン効果のPIV 計測," 第45回飛行機シンポジウム, 2007年10月
- 13) 村山光宏, 横川 譲, 金崎雅博, 伊藤 健, 吉田憲司, 山本一臣, "旅客機高揚力装置形態の空力解析と風洞試験," 第4回 国産旅客機・クリーンエンジン研究発表会
- 14) 村山光宏, 横川 譲, 山本一臣, 伊藤 健, "JAXA高揚力装置模型風洞試験とCFD解析について," 東北大学21世紀COE航空宇宙流体科学サマースクール

- 15) 山本一臣, “国産旅客機への貢献(空力・低騒音化技術),” 次世代SST・国産旅客機シンポジウム, 2007年9月
- 16) Murayama, M. and Yamamoto, K., “Comparison Study of Drag Prediction by Structured and Unstructured Mesh Method,” *Journal of Aircraft* (掲載決定)
- 17) 横川 譲, 村山光宏, 伊藤 健, 山本一臣, “JAXA高揚力形態半裁模型の空力特性について,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol55, No.647, pp.563-571, 2007.



## UPACS によるタービン翼冷却に関する数値解析

### Numerical Simulations on Turbine Blade Cooling

#### ● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山根 敬(yamane.takashi@jaxa.jp)  
 研究分担者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，馬場隆弘(bamba.takahiro@jaxa.jp)  
 東京農工大学大学院 修士課程 (JAXA 研修生)，舞草如澄(ym0603@chofu.jaxa.jp)

#### ● 計算の目的

UPACS 流体・熱伝導連成数値解析コードを使用して，タービン翼冷却に関する基本要素の流れ場，熱伝達特性を研究する。

#### ● 研究の概要

タービン翼は，インピンジ流れ・フィルム流れ・内部冷却通路流れ・フィン流れなど様々な内部冷却構造を持ち，高温の翼外部流れとの熱収支バランスにより翼温度が定まっている．これら冷却要素の流れや熱伝達を解明することで，翼の詳細な温度予測を可能にする．

#### ● 今年度の研究成果の概要

単孔フィルム流れを対象に流体単独解析と流体・熱伝導連成解析を実施し，実験データと比較して連成解析の温度予測における優位性を確認した．また翼内部の冷却通路の流体解析を行い，PIV計測結果と比較して，冷却空気の配分特性などを解明した．

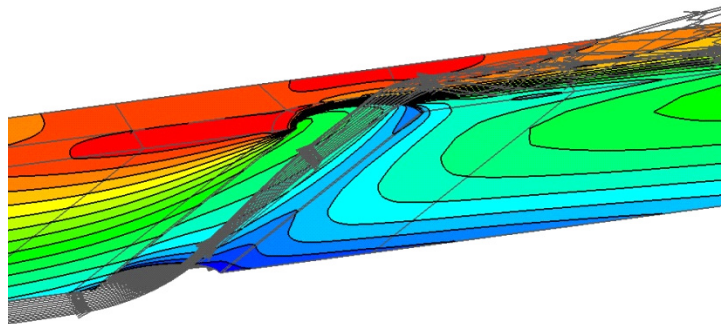


図1 単孔フィルム冷却の流体・熱伝導連成解析による表面温度分布

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 馬場隆弘，山根 敬，福山佳孝：“TURBULENCE MODEL DEPENDENCIES ON CONJUGATE SIMULATION OF FLOW AND HEAT CONDUCTION”，Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, GT2007-27824
- 2) 馬場隆弘，田中浩平，山根 敬，福山佳孝，吉田豊明：フィルム冷却流れにおける連成解析，第35回ガスタービン定期講演会
- 3) 舞草如澄：マルチスロット冷却構造内冷却空気流れの可視化に関する研究，東京農工大学大学院平成19年度修士論文

## 超音速風洞の始動特性について

### Investigation of Starting Characteristics of SWT1

#### ● 研究グループ

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

#### ● 計算の目的

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

#### ● 研究の概要

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

#### ● 今年度の研究成果の概要

1 m x 1 m超音速風洞を模擬した基礎的な計算を行い，模型ブロックage比や，第2スロート開度によって不始動状態になることを数値計算からも確認した。

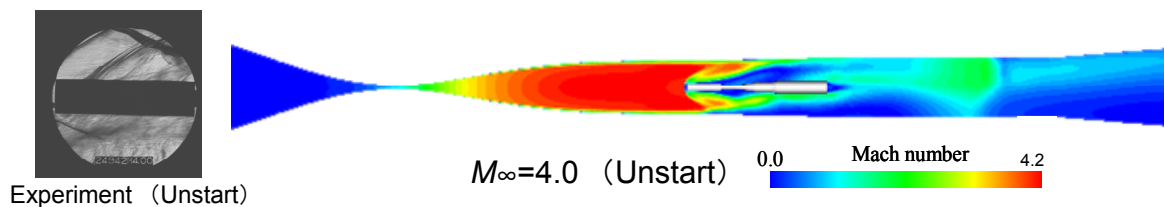


図1 風洞不始動のシミュレーション

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 赤塚，飯島，神田，佐藤，渡辺，永井，“JAXA 1m x 1m 超音速風洞の始動特性について”，第85期流体工学講演会，東広島，2007年11月，口頭発表。

## 迎角つき軸対称物体の CFD 解析を用いた境界層遷移解析

The Boundary Layer Analysis of the Axismetric Shape using CFD analysis

### ● 研究グループ

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

研究分担者：学習院大学，野瀬現太(arata@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

半頂角 $=5^\circ$ の円錐における格子依存性の調査からは境界層内や周方向、流れ方向の格子点数の依存性を調査し、より精度の良い結果を得る格子密度を決定した。本CFD解析は対象となる形状がシンプルであるため、自作の計算格子の生成は自動格子生成ツールに上記の格子依存性の結果を反映することで、迅速な格子生成を可能になった。また、軸対称形状や迎角によって境界層の発達が異なるため、様々な形状の軸対称物体の3次元境界層プロファイルをCFD解析より取得した。CFD解析結果と風洞試験から、側面の遷移特性については定性的によく一致していることがわかったが、流れが複雑なトップラインでは一部の条件で一致しないことがわかった。今後は誤差の原因を解明し、より精度の良い遷移解析の構築、および迎角を有する軸対称物体の遷移メカニズムの解明を行う予定である。

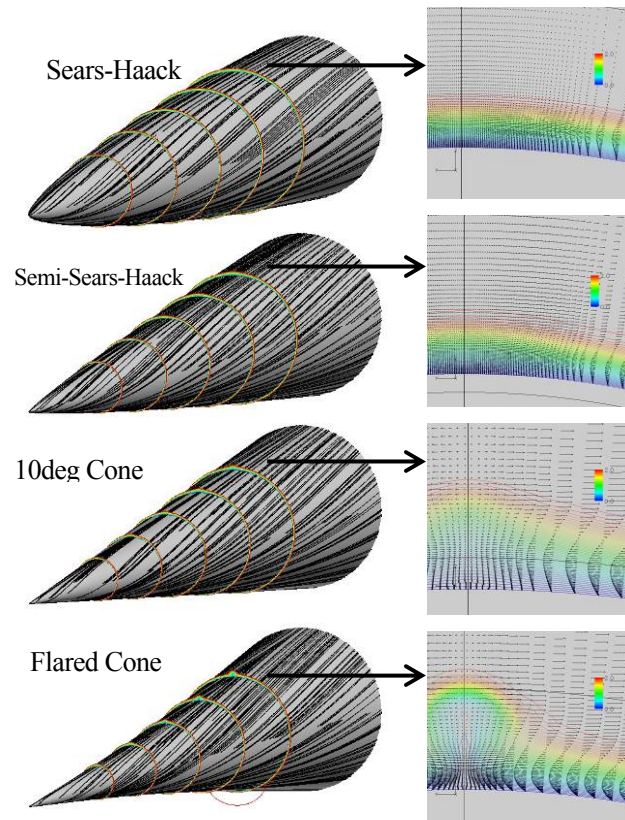


図1 各種軸対称物体のオイルフローおよびトップラインの速度ベクトル( $M=2, \alpha=2^\circ$ )

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

株式会社 IHI, 山上 舞(mai\_yamazaki@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メカニズムを調査する。

### ● 今年度の研究成果の概要

試験で観測されたフラッタとほぼ同様の条件でフラッタ発生が解析により再現できることが確認できた。

翼面上の非定常空力仕事の分布から、翼間に生じる衝撃波がフラッタ発生の大きな要因であることが確認された。

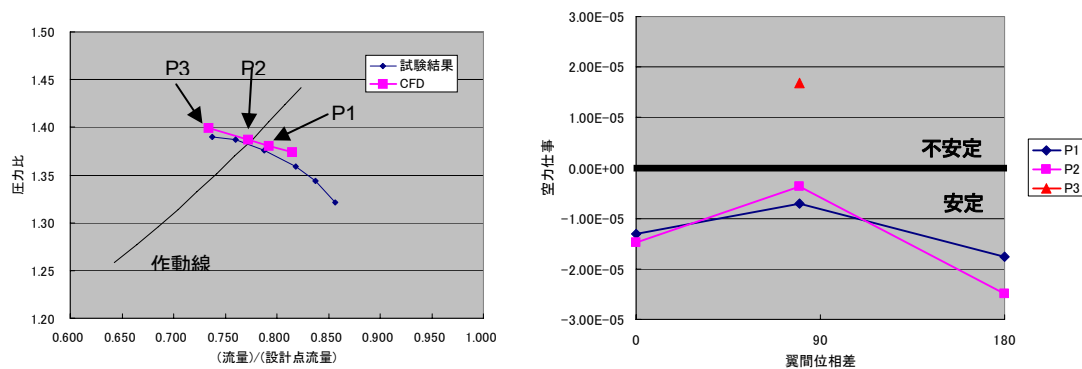


図1 定常解析結果(ファン特性曲線)および非定常解析結果 (翼間位相差—空力仕事)

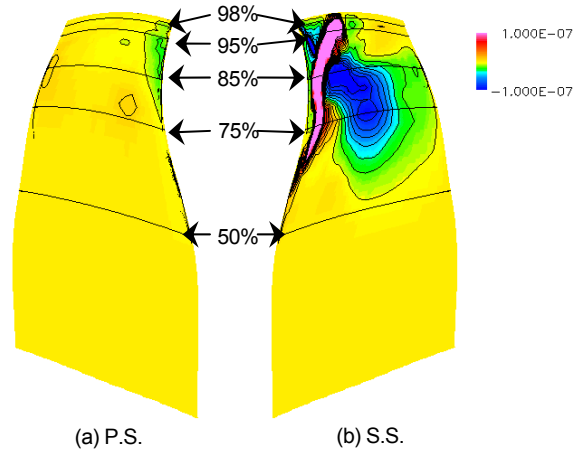


図2 翼面上空力仕事分布 (フラッタ発生時)

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 青塚瑞穂, 浜辺正昭, 土屋直木, 児玉秀和, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎 理, “3次元非定常NSコードによる振動翼列の数値解析”, 第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007, 平成19年6月, 口頭発表
- 2) 青塚瑞穂, 土屋直木, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎 理, “3次元非定常NSコードを用いたファンフラッタの数値解析”, 第35回ガスタービン学会定期講演会, 平成19年9月, 口頭発表
- 3) 青塚瑞穂, 土屋直木, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎 理, “遷音速ファンフラッタの非定常数値解析”, 第20回翼列研究会, 平成20年3月, 口頭発表

## パイロン付ナセルの流れ解析

Flow Simulation of Nacelle mounted on Pylon

### ● 研究グループ

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

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

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

株式会社IHI 航空宇宙事業本部，大庭芳則(yoshinori\_ooba@ihi.co.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

NEDO「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」で研究開発中のエンジン用ナセルを設計するうえで必要となる抵抗データや排気混合度をCFDで予測する。本研究は(株)IHIと共同で実施している。

### ● 今年度の研究成果の概要

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

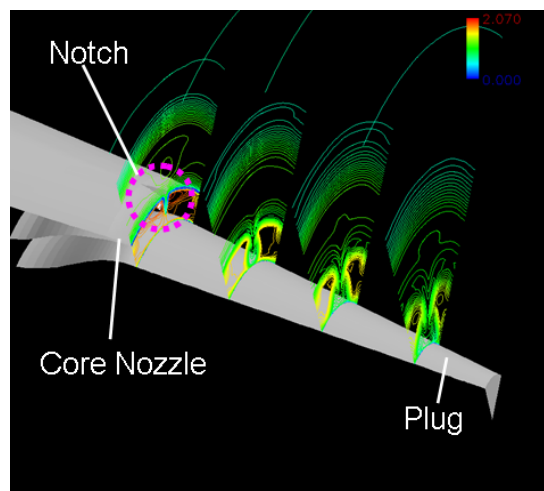


図1 デバイスのある場合の解析例（速度分布）

### ● 研究成果の公表状況

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

## ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション

Numerical Simulations on Helicopter Noise Reduction Technologies

### ● 研究グループ

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

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

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

菱友システムズ（請負），山田貴一(tyamada@chofu.jaxa.jp)

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

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

### ● 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，その効果进行评估する必要がある。本研究では，特にロータ・ブレードの先端から放出される翼端渦がブレードと干渉する際に生じる複雑な干渉流れについて，流れ場の様子とブレード面上での圧力分布変化の把握を行い，ブレードの弾性変形振動も連成して解析し，それに基づいて騒音を予測し，騒音低減技術を適用したときの効果进行评估できるようにすることを数値シミュレーションの目的としている。

また，ドクターヘリの運航安全を図る上で，社会からの要請を受け，ヘリコプタに誘起されたダウンウォッシュについて，数値シミュレーションを行った。

### ● 研究の概要

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

ブレードの弾性変形はCFDで求めた空気力を元に，構造解析を行い，連成計算により求められている。

目標となるロータ推力やモーメントと一致するように，CFDの計算で得られた空力の平均値を求め，ロータブレードの制御入力を変更し，トリムを取りながら，計算を行っていく。より現実の飛行条件を再現できるようにした。



## ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 弾性変形のあるブレードについて、CFD/CSD連成解析をひとつのコードに統合し、既存の実験例の条件に合わせて、コードの検証を行った。
- 2) 社会からの要請を受け、地面効果内において、ヘリコプタのロータが誘起するダウンウォッシュの詳細な構造について解析を行い、その特徴や、地上走行車両への風速影響について、データベースを提供した。
- 3) ONERAとの共同研究のTASK IIについて、比較計算を行った。

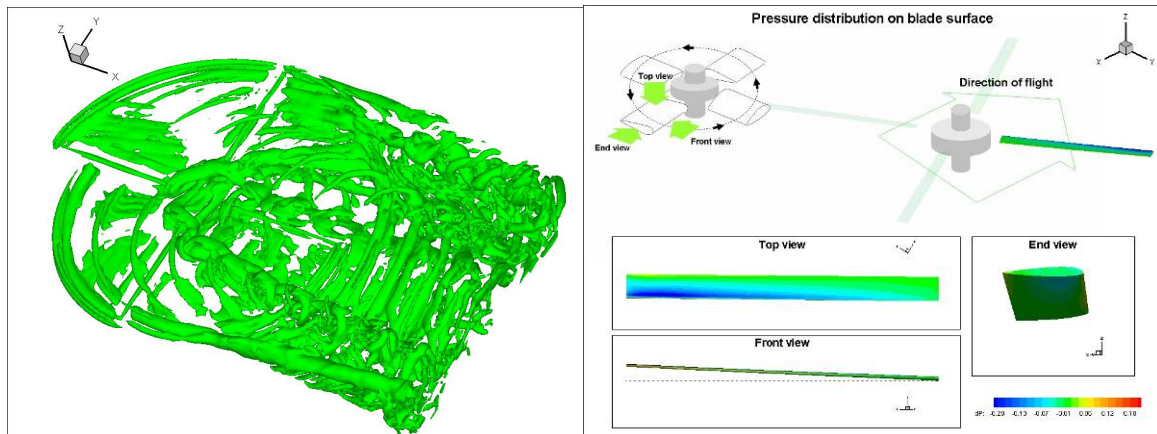
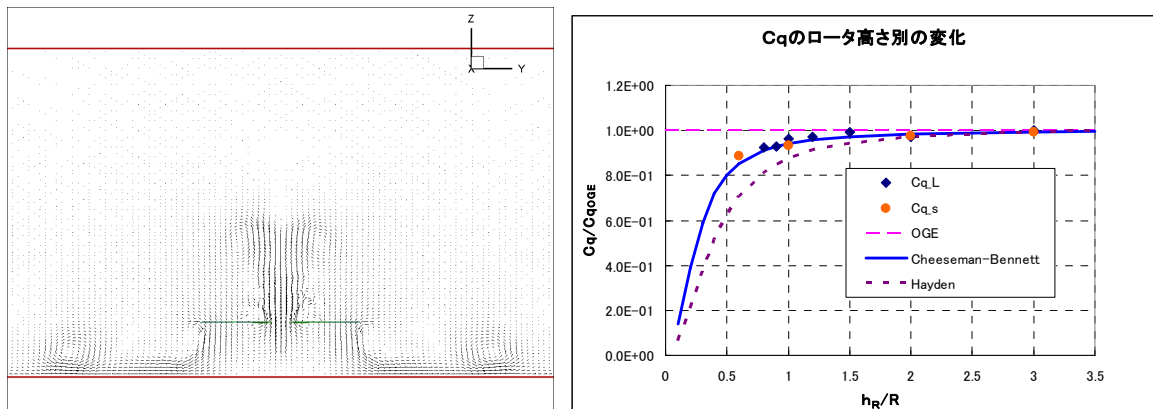


図1 弾性変形を伴うロータブレードに関するCFD/CSD連成解析結果例



(a)速度ベクトルの様子

(b)ロータの高さによる必要パワーの変化

図2 地面効果内におけるロータ周りの流れ場の解析結果例

## ● 研究成果の公表状況

### 査読論文

- 1) S. Peron, C. Benoit, T. Renaud, J. Sides Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Choongmo Yang, Takashi Aoyama : JAXA/ONERA研究協力による2次元パラレルBVIの非粘性数値シミュレーション, 研究開発報告 (RR), JAXA-RR-06-042E, 2007年3月.

### 国外口頭発表

- 2) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Keisuke Takasaki, Hazime Fujita : A parametric study on parallel Blade-Vortex-Interaction Noise, InterNoise2006, August 29th 2007.
- 3) S. Peron, C. Benoit, T. Renaud, J. Sides Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Choongmo Yang, Takashi

Aoyama : ONERA/JAXA common investigations on CFD tools for an accurate prediction of BVI, American Helicopter Society, Korea Chapter AHS Specialists ' Meeting, October 15th, 2007.

- 4) Keisuke Takasaki, Hajime Fujita, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito : A Parametric Study on Parallel Blade-Vortex Interaction for Helicopter Rotor, American Helicopter Society, Korea Chapter, October 15th 2007.
- 5) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito : A Simple CFD/CSD Loose Coupling Approach For Rotor Blade Aeroelasticity, 33rd European Rotorcraft Forum, September 12th, 2007.
- 6) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito : An Integrated Analysis Code with CFD/Rotor Dynamics Coupling Developed in JAXA, AHS Specialists ' Conference on Aeromechanics, January 23rd, 2008.

#### 国内口頭発表

- 7) 田辺安忠, 齊藤茂 : ヘリコプタ・ロータに関するCFD/CSD連成解析ツールの開発, 第45回飛行機シンポジウム, 福岡, 10月10日, 2007年.
- 8) 高崎啓介, 藤田肇, 田辺安忠, 齊藤茂 : パラレルBVIにおけるミスディスタンスと迎角の影響について, 第45回飛行機シンポジウム, 福岡, 10月10日, 2007年.
- 9) 大山菜穂子, 平岡克己, 田辺安忠, 齊藤茂 : 回転翼の地面効果内における吹き下ろしの数値解析, 第45回飛行機シンポジウム, 福岡, 10月10日, 2007年.
- 10) 田辺安忠, 齊藤茂 : 低騒音ブレード開発における CFD の役割, JAXA 平成 19 年総合技術研究本部 / 航空プログラムグループ 公開研究発表会, 東京, 11 月 8 日, 2007 年.

## 超音速機高揚力装置の最適化設計

Optimization of High Lift Device of Supersonic Transport 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，雷 忠(lei@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

設計変数のパラメトリック・スタディーを実施し，必要なデータベースを獲得する。

### ● 研究の概要

超音速旅客機の実現に向けて，設計技術の研究開発が必要となる。離着陸時における機体の空力性能を改善するため，高揚力装置が不可欠である。従来，高揚力装置の設計が風洞試験の繰り返しと線形手法の併用より行なわれてきた。しかし，これらの手法はコストが高い，開発期間も長い。近年，計算機性能の飛躍的な進捗によりCFD解析と最適化手法の組み合わせた設計法を用いて最適設計することが実用的になりつつあり，より高いレベルの設計が期待されている。本研究の目的は，超音速機高揚力装置の設計システムを構築することである。

### ● 今年度の研究成果の概要

全20形態の高揚力装置，合計60ケースのCFD解析を実施して，基本的なデータベースを完成した。今後，引き続き，このデータベースに基づいて，最適化設計を行なう予定です。

## CFDを用いた最適設計システム開発

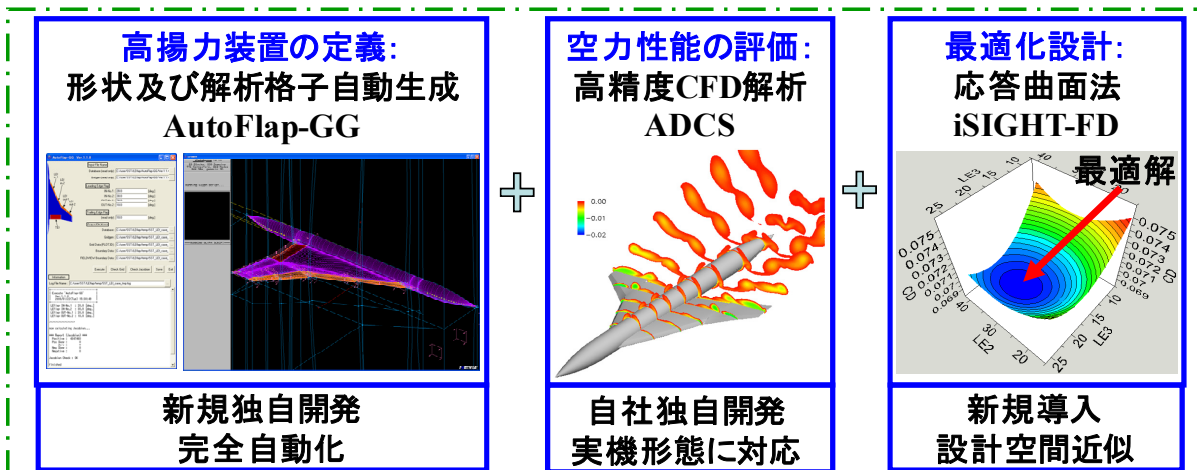


図 1

## 静粛超音速研究機の空力性能解析

Numerical Simulation of Flow around the S3TD 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，雷 忠(lei@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，永田靖典(ynagata@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

低速，遷音速，超音速における機体について数値解析を実施し，空力性能及び流れ場の詳細なデータを取得する。

### ● 研究の概要

静粛超音速研究機の設計において，機体性能を検討するために研究を行なっている．TASコードを用いて解析を実施し，機体の空力特性データを取得。

### ● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の設計に必要な空力性能データをCFD解析により取得した。

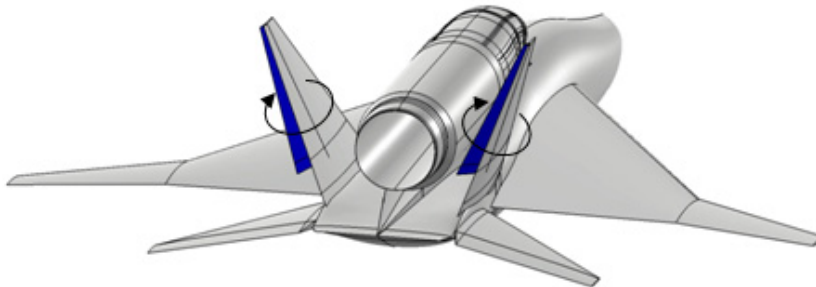


図 1

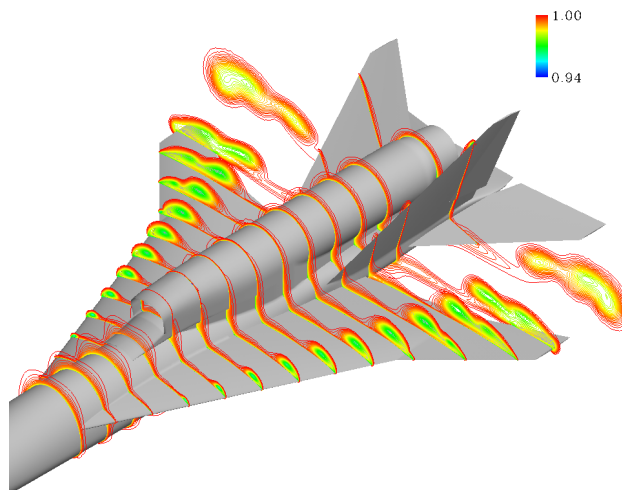


図 2

## HART II 実験データを用いた BVI 騒音予測に関する数値解析

Numerical Study on BVI Noise Prediction Using HART II Motion

### ● 研究グループ

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

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

ヘリコプタ全機周りの流れ場を解析する 3 次元非定常オイラー・コードをベースに，ブレード／渦干渉（Blade-Vortex Interaction: BVI）騒音予測精度を高める研究を行った。ロータブレードの弾性変形を考慮するために，国際共同で行われた HARTII のデータから実測されたロータブレードの動きを用いて移動重合格子法の CFD と FW-H 法の音響解析コードを組み合わせることで，従来より制度の高いブレード圧力変動や騒音結果がとられた。また，計算解に影響を与える原因として，移動重合格子の外側背景格子の格子幅，胴体などを変えながら解析を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度はブレードのオペレーションを変えた場合の BVI 騒音への影響を評価した。HART II テストで用いられたオペレーションを参考とし，基本モード(BL)と騒音最小モード(MN)，振動最小モード(MV)の 3 つのモードにおけるブレード周りの空力解析，および騒音解析を行った。その結果，BL では計測結果と計算結果の間に良好な一致が見られたものの，MN，MV では計算結果に過大予測が見られた。計算解に影響を与える原因に関しては，動重合格子の外側背景格子の格子幅を細かくすればするほど，実験データにより近づくことがわかった。また，胴体いれの計算の方が実験データにより近づくことがわかった。

coarse	medium	fine
$290 \times 230 \times 50 = 3,335,000$	$450 \times 400 \times 80 = 14,400,000$	$750 \times 580 \times 140 = 60,900,000$
0.17c (=0.0105R)	0.099c (=0.006R)	0.066c (=0.004R)

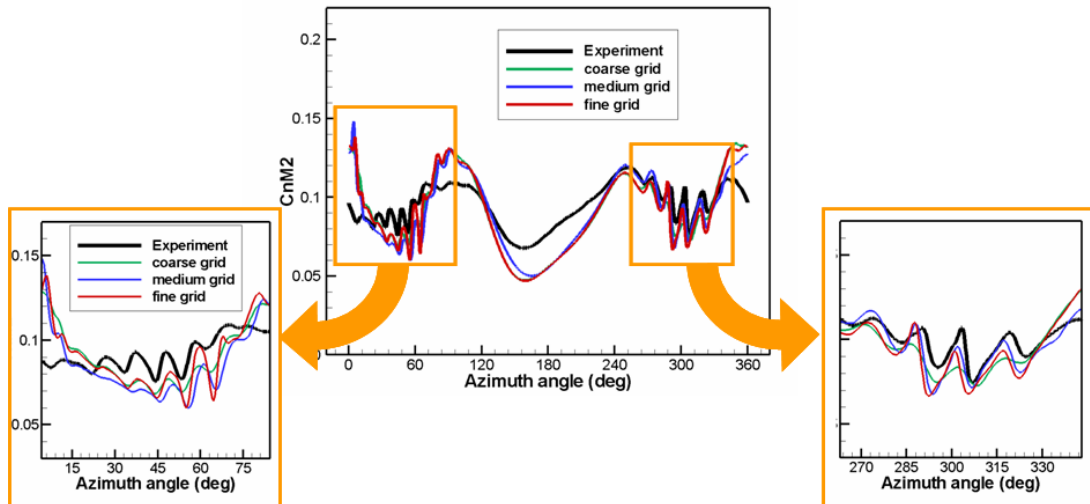


図1 格子幅によるブレード上面の圧力変動の比較

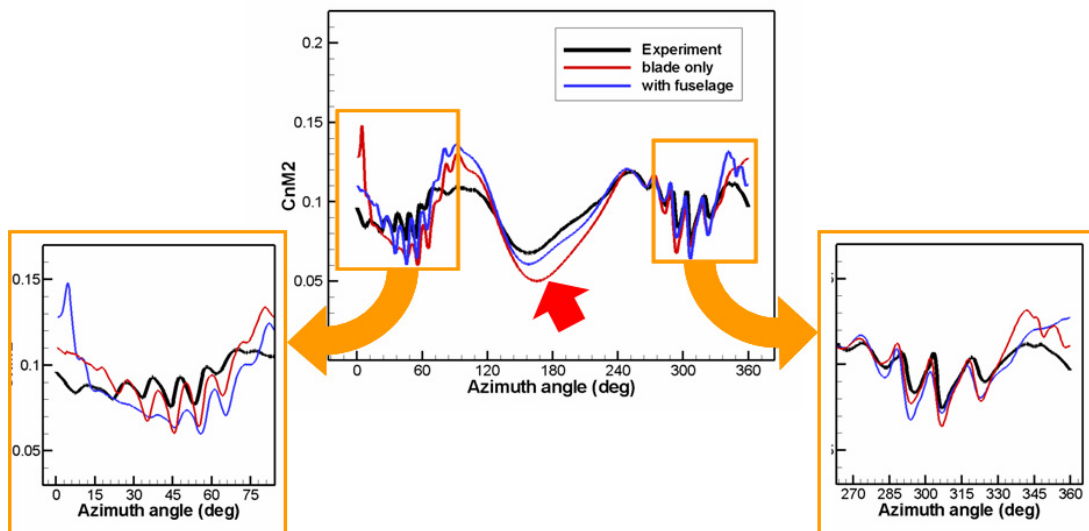


図2 BVIにおける胴体の影響

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Yang, C., Inada, Y., and Aoyama, T., BVI Noise Prediction Using HART II Motion Data, AHS Specialists' Meeting, International Forum on Rotorcraft Multi-Disciplinary Technology, Seoul, Korea, October 15-18, 2007.
- 2) Peron, S., Benoit, C., Renaud, T., Sides, J., Tanabe, Y., Saito, S., Yang, C., Aoyama, T., ONERA/JAXA common investigations on CFD tools for an accurate prediction of BVI, AHS Specialists' Meeting, Korea, October 15-18, 2007.

## 単段ファンの非定常数値解析

An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

### ● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，西澤敏雄(nishizawa.toshio@jaxa.jp)  
研究分担者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，菊地一雄(kikuchi@chofu.jaxa.jp)  
株式会社エイ・エス・アイ総研，白川敏彦(a41raka8@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

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

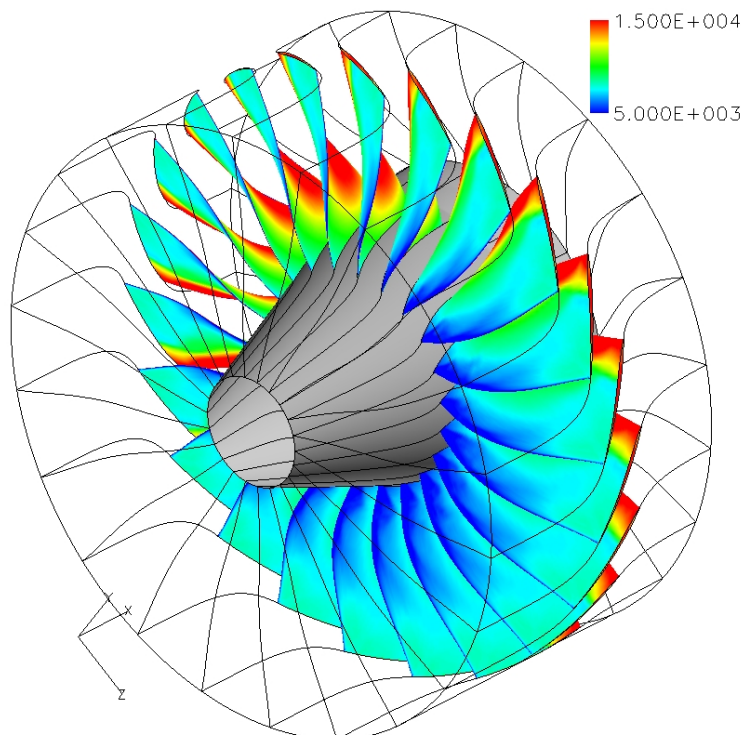


図1 単段ファン動翼面モーメント分布

## LES によるジェット騒音の数値予測

Numerical prediction of Jet Noise using Large-Eddy Simulation

### ● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)  
 研究分担者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)  
 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム 空力技術セクション，  
 今村太郎(imamura@chofu.jaxa.jp)  
 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム 空力技術セクション，  
 山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

ジェット騒音をLESにより予測する技術を確立すること。

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、まず高次精度コンパクトスキームを領域分割法によるマルチブロックコードで用いた場合に問題となる、ブロック境界での微小なノイズの発生を抑える方法を開発した。さらに、ジェットノズル内壁の境界層を模擬し、乱れのある出来る限り薄い境界層をジェットの流入条件として与えることにより、遠方場騒音の予測精度を改善できることを確認した。

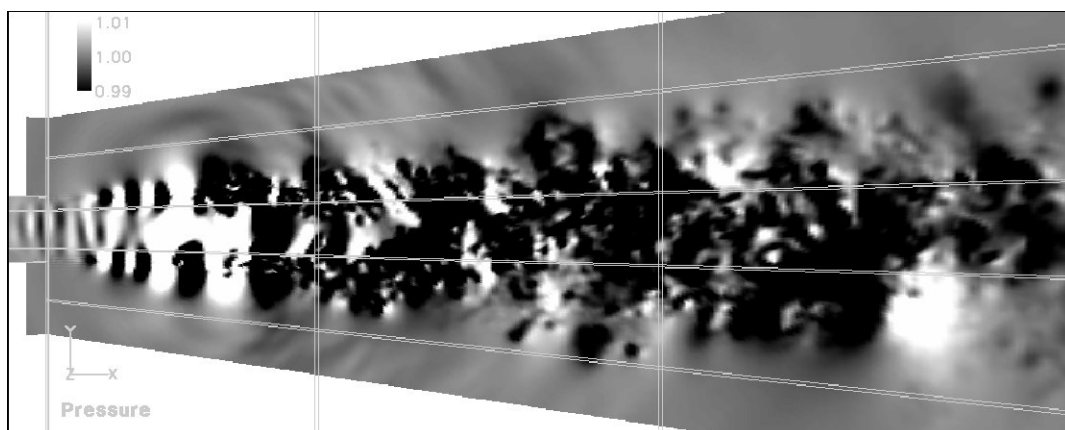


図1 圧力分布・ブロック境界でのノイズの発生を抑えた計算方法



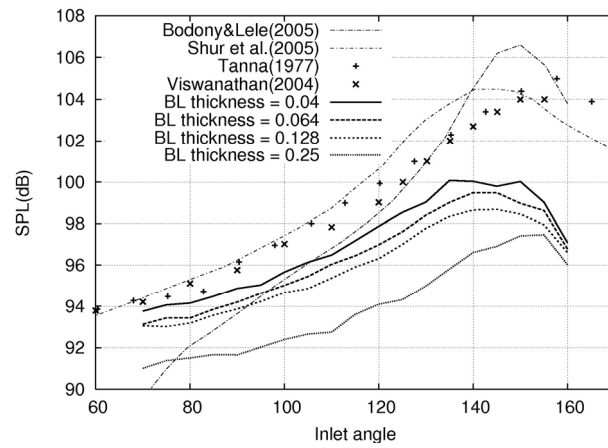


図1 流入境界層厚さと遠方場騒音

## ● 研究成果の公表状況

- 1) 「LESによる円形ジェットの流れ混合騒音の数値予測」第21回数値流体力学シンポジウム 2007.12.19

## ジェット騒音数値予測を目的としたローブミキサーノズル流れの LES 解析

LES of a Lobed Mixer Nozzle for Computational Prediction of Jet Noise

### ● 研究グループ

研究代表者：株式会社 IHI, 大庭芳則吾(yoshinori\_ooba@ihi.co.jp)

研究分担者：株式会社 IHI, 大石 勉(tsutomu\_oishi@ihi.co.jp)

株式会社 IHI, 桑畑恵太郎

ヴァイナス, 澤 芳幸(sawa@vinas.com)

ヴァイナス, 鈴木洋之(hiro.suzuki@vinas.com)

### ● 計算の目的

ローブミキサーなど低騒音化デバイスによるジェット騒音の低騒音化効果を数値的に予測するには、騒音源となるジェット流れの混合層内部で発生する渦構造や渦発生を詳細に予測する必要がある。混合メカニズムの予測と渦から放出される音波を解像するために高精度 LES 解析をローブミキサー流れ場に適用して、渦挙動に伴うジェット騒音源を捉えた上で、Kirchhoff 法により遠方場でのジェット騒音レベルを評価可能なデータを得る。

### ● 研究の概要

出口マッハ数1.2のローブミキサー流れ場に対して以下に示すLES解析を行い、ジェット流れ場混合層で発生する渦挙動および圧力変動を捉えることができた。更に、ジェット周りに配置したKirchhoff面上で騒音解析用の圧力変動データを抽出して、遠方場でのジェット騒音レベルを予測可能なデータを得た。

- ・ 計算コード名：UPACS-LES
- ・ 対象方程式：空間平均ナビエ：ストークス（ラージエディシミュレーション）
- ・ 空間離散化法：有限体積法コンパクトスキーム(6次精度)
- ・ 時間積分法：MFGS陰解法
- ・ 乱流モデル：Vreman SGSモデル
- ・ 並列化手法：MPI

### ● 今年度の研究成果の概要

1 ローブ計算領域の高精度 LES 解析を行い、混合層の渦構造から発生する音波の解像および遠方場でのジェット騒音レベルの予測が可能となるデータを得た。

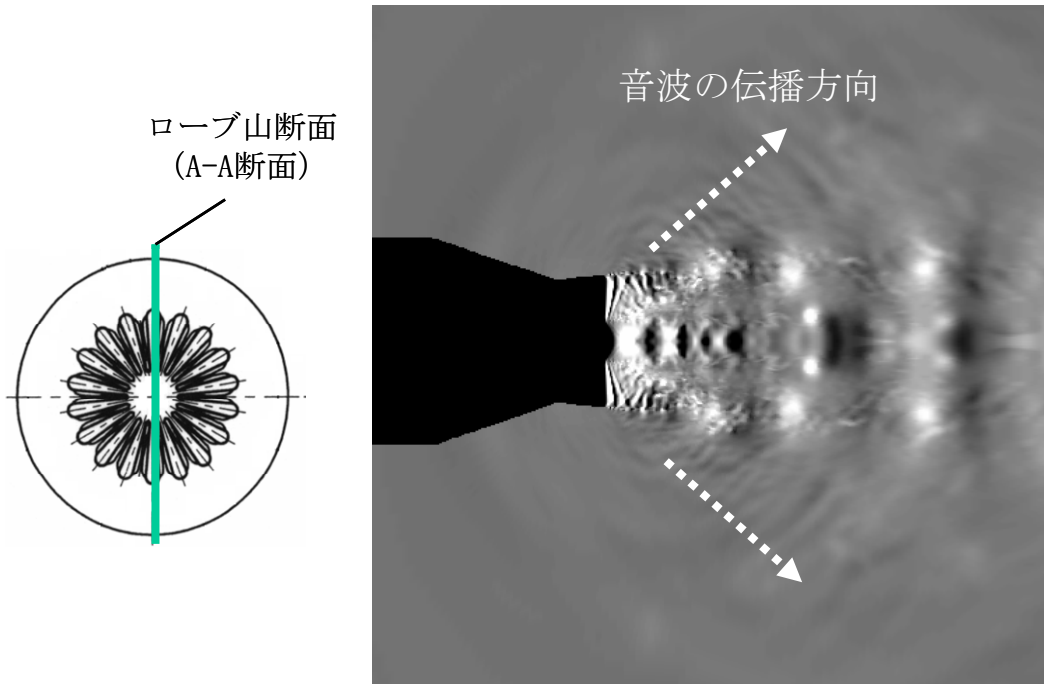


図1 ローブミキサー出口での瞬時静圧分布 (A-A断面)

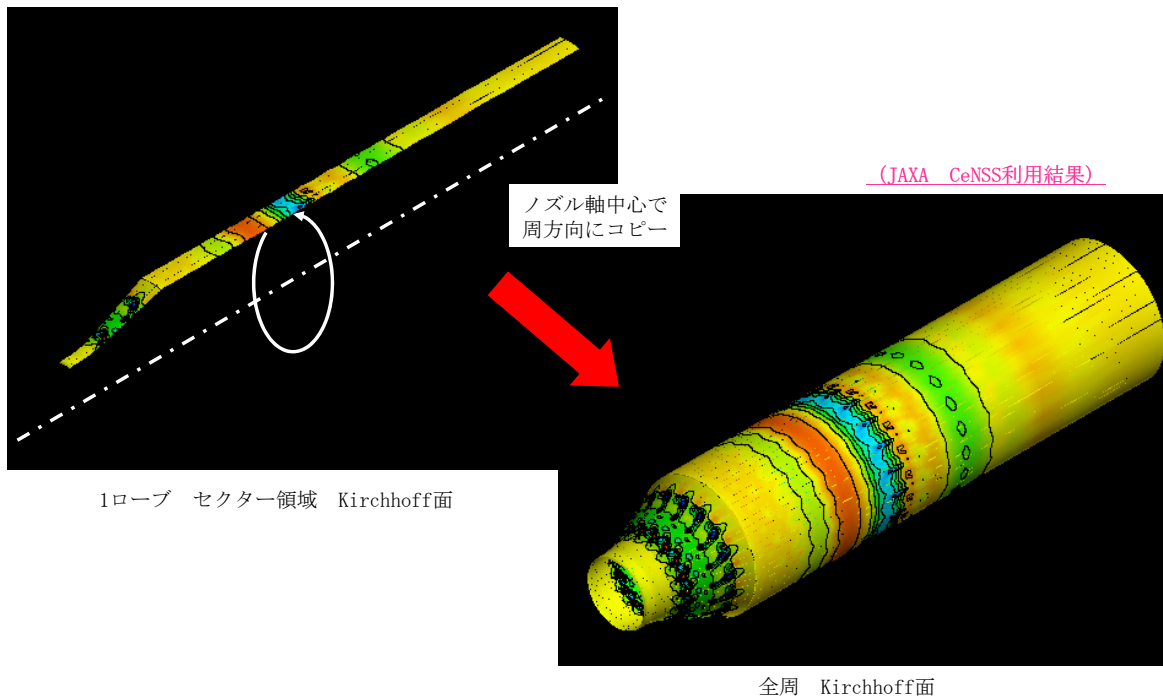


図2 Kirchhoff面でのジェット騒音評価用の圧力変動分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 機械システム振興協会 「航空機ジェット騒音低減に関わる革新技术の開発に関するフェージビリティスタディ」

## 静粛超音速研究機インテークの設計解析

Design and analysis of a supersonic inlet for 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：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，小島孝之(kojima@chofu.jaxa.jp)

総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，水野拓哉(tmizuno@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

静粛超音速研究機の設計作業において，設計されたインテークの性能取得を行い，設計形状を評価するとともに，その結果を設計形状へ反映することを目的とする。

### ● 研究の概要

静粛超音速研究機の設計作業として，空力性能の取得・評価を行い，設計形状へ反映する。最終的にマッハ数，機体姿勢角およびエンジン作動状態による性能マップを作成する。

### ● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機のシステム検討作業の一環として 2 次形状インテークに対する性能評価を実施し，静粛超音速研究機の基本設計開始時に提示するインテーク形状設計に向けた設計方針を明確化した。また，その方針の下でパラメトリックスタディを実施し，インテークの形状設計パラメタを確定した。

## 静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析

Numerical analysis of the SuperSonic Silent Technology Demonstrator(S<sup>3</sup>TD)

### ● 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, 伊藤 健(ito@chofu.jaxa.jp)

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

三向ソフト, 石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ, 黒田文武(fkuroda@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト, 寛由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

現在進められている静粛超音速研究機の第2～2.5次設計形状における空力特性やソニック・ブーム特性を把握することを目的とした。特に巡航マッハ数=1.6においては、ジェットエンジンの作動状態を模擬してエンジン吸排気の影響も検討した。

### ● 研究の概要

本研究は静粛超音速研究機の第2～2.5次形状の機体成立性やソニック・ブーム低減効果を議論する上で必要なデータを早急に取得することが大きな目的であるため、非粘性のCFD解析(Euler方程式)を幅広いマッハ数領域(M=0.4～1.6)にて計算を行った。ここで、本研究機はエンジンが胴体上方に配置されていることからエンジンのジェット吸排気の影響は大きい。そこで、巡航マッハ数1.6においてはジェットエンジンの作動状態を模擬したCFD解析を行い、その空力特性やソニック・ブームへの影響を調べた。CFD解析ソルバはこれらの解析を行うことが可能である“UPACS”を用いた。

### ● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の2次形状についてMach=0.4～1.6, 2.5次形状ではMach=1.6における迎角=-2～10°の空力特性データ(C<sub>L</sub>, C<sub>Dp</sub>, C<sub>M</sub>)を非粘性のCFD解析(Euler方程式)より取得し、本研究機の空力特性が前年度の第1次形状に比べて改善されていることを確認するとともに、問題点を明確にした。また本研究機の重要な設計コンセプトの1つであるソニック・ブーム特性を取得するための近傍場の圧力データを取得し低ブーム設計に用いたツールとのクロスチェックを行った。また、エンジンは胴体上方に配置されていることの影響をジェットエンジンの作動状態を模擬した計算より把握し、その問題点を把握した。これらの計算結果から得られた知見は次期設計フェーズ(第3次形状)に反映されており、今後も設計が進んだ段階で同様のCFD解析を行う予定である。

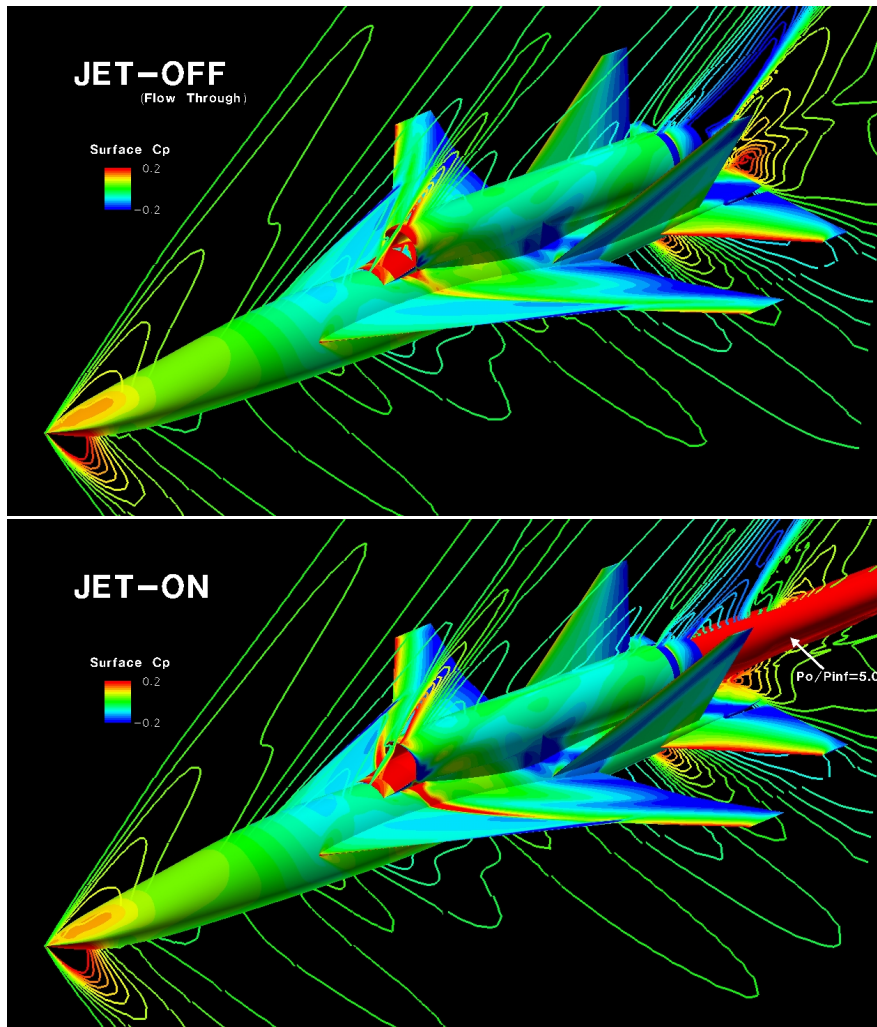


図1 ジェットエンジン吸排気の影響(Mach=1.6)

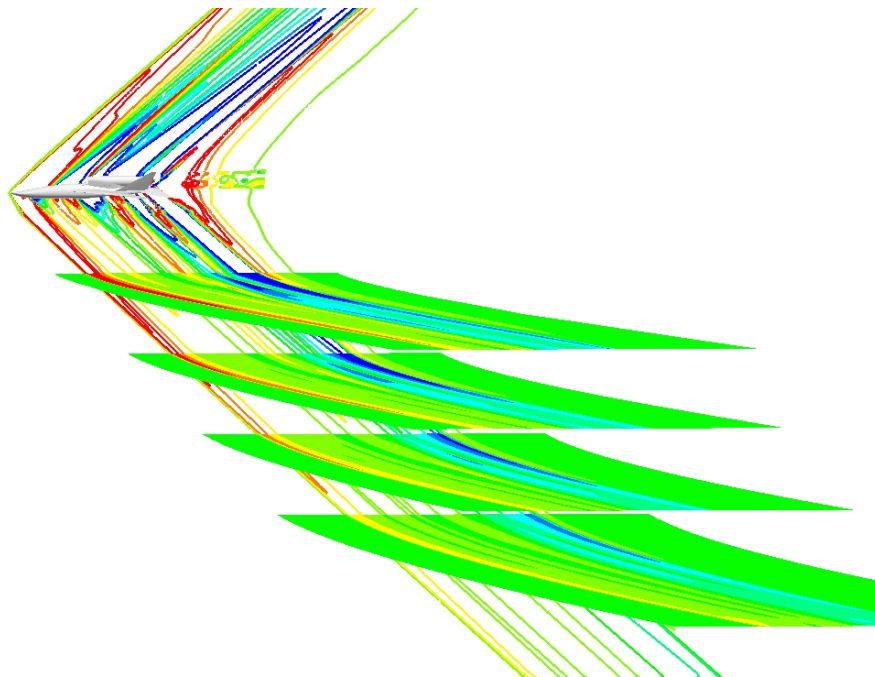


図2 ソニックブームの伝播(Mach=1.6)

## 小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析

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

### ● 研究グループ

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

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

菱友システムズ，黒田文武(fkuroda@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト，箕由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

飛行実験時のマッハ数，迎角， $Re$ 数よりCFD解析を行い飛行実験データとの比較を行った．マッハ数の範囲は巡航マッハ数2.0だけでなく，帰還・回収フェーズの $M=1.8\sim 0.6$ と広範囲の比較を行った．特に巡航マッハ数2.0付近では，CFDの精度を上げるために，空力弾性変形を考慮した形状を用いることや，遷移関連データから推測される遷移位置を模擬するなどの高精度化を測っている．これらのCFD解析は基本的に構造格子解析ソルバ“UPACS”を用いた．また，飛行実験機には各種計測センサーやモニタカメラなどの突起物を取り付けられているが，これら突起物を構造格子で再現することは困難なため，突起物の効果は別途，非構造格子解析ソルバ“TAS-code”により検証した．

### ● 今年度の研究成果の概要

飛行実験結果とCFD解析の比較により，概ね良い一致が見られた．空力弾性変形を考慮することにより， $C_L, C_D$ や $C_p$ 分布などの圧力に依存する値が改善され，飛行実験の遷移データを考慮することにより， $C_D$ の差に改善がみられた．また，設計点( $M=2.0, C_L=0.1$ )において，境界層遷移を模擬した結果では，全面乱流時に比べて約5.3ctsの抵抗軽減効果があることをCFD解析により確認した．突起物込みの計算結果からは抵抗値の変化量を推算し，また表面圧力分布への大きな影響はないことも確認できた．表面圧力分布などに若干の誤差が両者間で存在しており，今後この差の原因について明らかにしていく予定である．本CFD解析はNEXST-1プロジェクトの成果として，一般に公開する予定である．

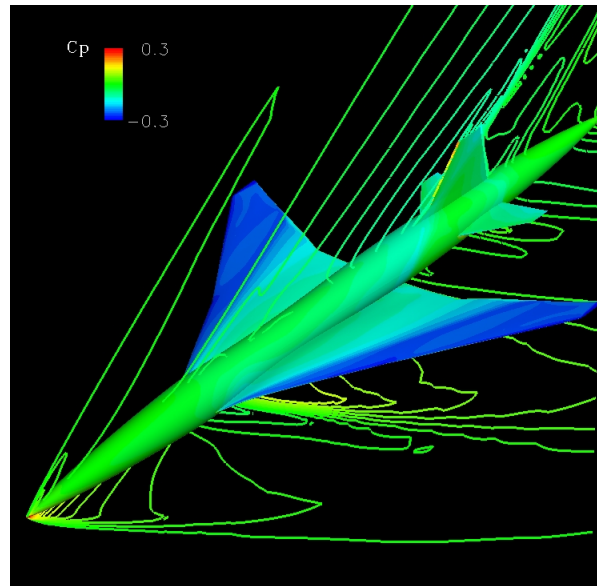


図1 NEXST-1 表面 Cp 分布

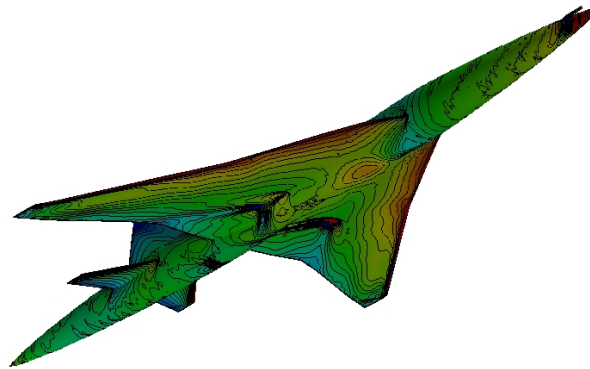


図2 突起物つき CFD 解析

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Ishikawa,H. et al., “CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1” AIAA Paper 2007-3925, 2007
- 2) 郭東潤, 黒田文武, 伊藤健, 吉田憲司, “小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)空力データベースについて”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A9, 2008
- 3) 郭東潤, 中島浩二, 石川敬掲, 野口正芳, “小型超音速ロケット実験機飛行実験データ解析-空気力, 表面静圧分布-”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A9, 2008
- 4) 徳川直子, 郭東潤, 吉田憲司, 上田良稲, “小型超音速ロケット実験機の遷移計測”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A11, 2008
- 5) 川上浩樹, 高戸谷健, 石川敬掲, “小型超音速実験機 NEXST-1 の全機静的空力弾性変形解析”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A12, 2008



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

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度はブレードのオペレーションを変えた場合のBVI騒音への影響を評価した．国際共同で行われたHART IIテストで用いられたオペレーションを参考とし，基本モード(BL)と騒音最小モード(MN)，振動最小モード(MV)の3つのモードにおけるブレード周りの空力解析，および騒音解析を行った．その結果，BLでは計測結果と計算結果の間に良好な一致が見られたものの，MN，MVでは計算結果に過大予測が見られた．これはBLに比べて複雑なブレードの制御を行うMNやMVでは，ロータディスク内の吹き下ろしの分布や推力の変動が，計算モデル内での設定値に比べて過大になるためと考えられ，新たにこの部分に修正を加えることで予測精度を向上できる見込みを得ることができた．

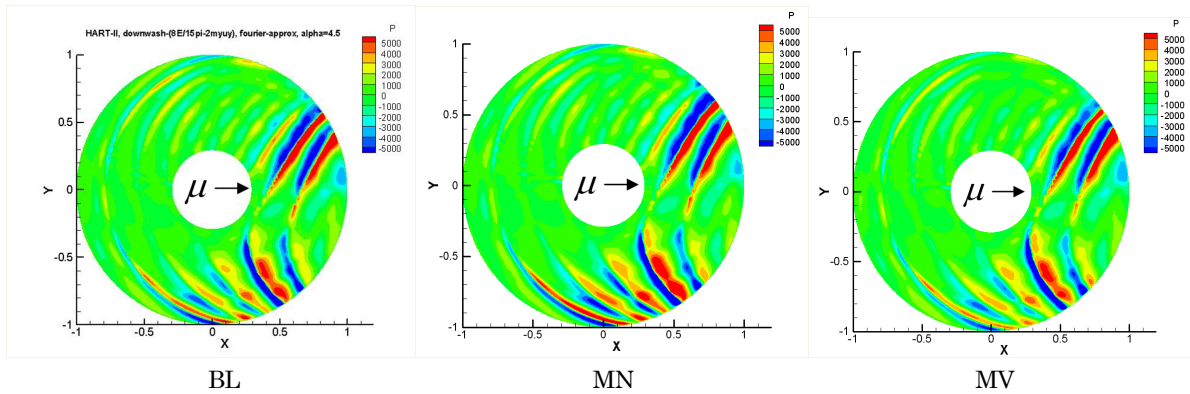


図1 ブレード上下面の圧力差

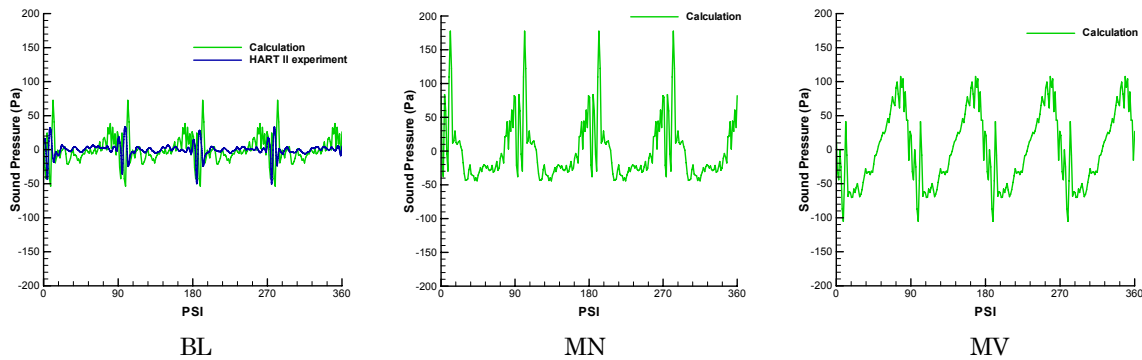


図2 BVI騒音の解析結果

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Inada, et.al., “Wake Capturing/Coupling Approaches for BVI Noise Prediction Using HART-II Baseline Condition”, AHS 63rd Annual Forum and Technology Display, HART II workshop (2007)
- 2) Y.Inada, et.al., “Efficient Prediction of BVI Noise Using Euler Solver with Wake Model”, AHS Specialists' Meeting in Korea (2007)
- 3) Y.Inada, et.al., “Prediction of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise using Motion Data from Experiment”, Japan Korea CFD Seminar 2007 (2007)

## 遷音速風洞静圧プローブ周りの流れの把握

### ● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 風洞技術開発センター 遷音速風洞セクション，  
上野 真(ueno.makoto@jaxa.jp)  
研究分担者：総合技術研究本部 風洞技術開発センター 遷音速風洞セクション，  
香西政孝(kohzai@chofu.jaxa.jp)  
総合技術研究本部 風洞技術開発センター 遷音速風洞セクション，  
須谷記和(sudani@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

遷音速風洞内で測定部の静圧を計測するためのプローブ周りの流れを把握し、プローブ形状の妥当性を確認する。

### ● 研究の概要

通風中における遷音速風洞測定部中心の実際のマッハ数を評価するために、形状を最適化した静圧計測用プローブを作成した。このプローブによって測定部マッハ数を校正し、遷音速風洞マッハ数測定のさらなる高精度化を目指す。

### ● 今年度の研究成果の概要

静圧計測用のプローブはプローブ自体の形状による干渉を受け、測定対象に対して計測誤差が発生する。CeNSSを利用したオイラー解析により、作成したプローブの誤差を評価して設計成果を確認することができた。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) M. Kohzai, M. Ueno, T. Shiohara and N. Sudani, "Calibration of the Test Section Mach Number in the JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel", AIAA-2008-848, 2008.

## 静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機システム検討（その 3）の契約に際して，JAXA から研究機第 2 次形状を提示するために研究機の低ソニックブーム設計を実施した。多目的 GA 最適設計ツールを用いて研究機第 1 次形状の低ソニックブーム特性を維持しつつ，課題であったピッチアップ特性やトリム特性の改善，装備性の向上を図った。

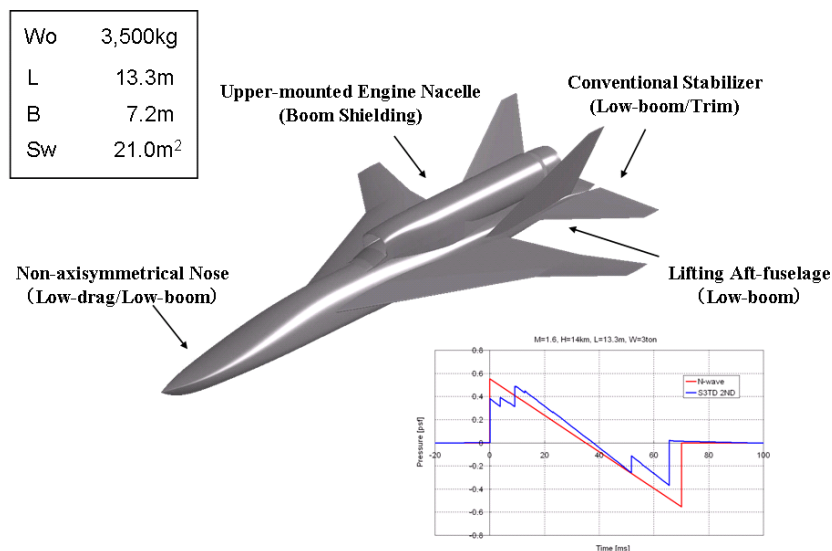


図 1 静粛超音速研究機第 2 次形状

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Makino and Y.Naka, 'Sonic-boom Research and Low-boom Demonstrator Project in JAXA', NLA-08-002-IP, 19th International Congress on Acoustics, Madrid, September 2007.

## 静粛超音速研究機の多分野統合最適設計探査

Multi-Disciplinary Design Exploration of Silent Supersonic Technology Demonstrator (S3TD)

### ● 研究グループ

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

研究分担者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，千葉一永

研究開発本部 構造・機構グループ，高戸谷健(takatoya@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

航空プログラムグループで進めている「静粛超音速研究機プロジェクト」において研究機の設計に多分野統合最適設計技術を適用し，空力特性／構造／ソニックブームの要求を満足する研究機形状を設計することを目的とする。

### ● 研究の概要

静粛超音速研究機概念設計段階において，主翼の設計に多分野統合最適設計技術を適用することにより空力性能と構造要求とのトレードオフを図り，研究機としてシステム成立性の高い機体形状を選定する。昨年度は主翼平面形に適用して広い設計空間での探索を実施したが，本年度は平面形を固定し翼型設計に絞って探索を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機第 2.5 次形状に対して主翼断面形を 3 断面 42 個の設計変数で表現し，TAS による空力性能評価，NASTRAN による静強度及びフラッタ要求評価，CAPAS によるソニックブーム強度評価を行い 4 目的関数の多目的最適設計探査を行った。今回は翼胴だけではなく胴上エンジンナセルや双垂直尾翼／水平尾翼を加えた完全形状で解析を行うとともに，水平尾翼舵角を設計変数に加えることによりトリム特性も評価している。

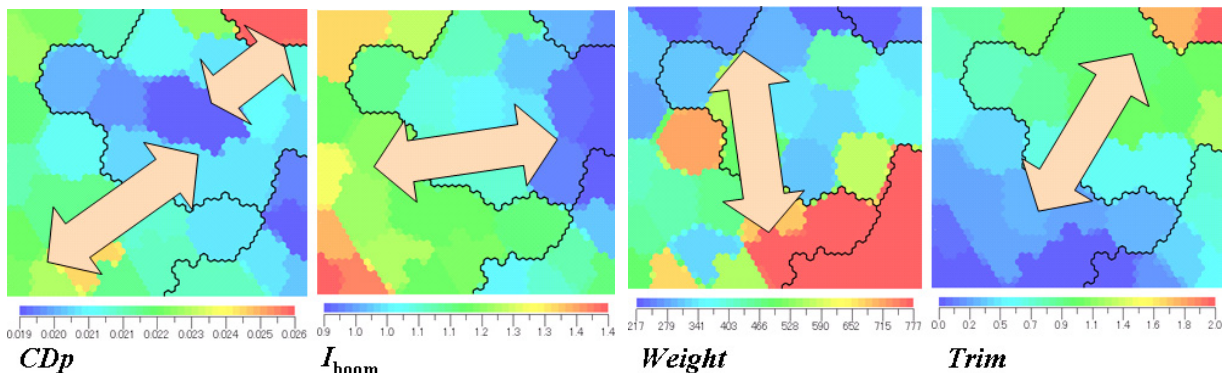


図1 4目的関数の自己組織化マップ

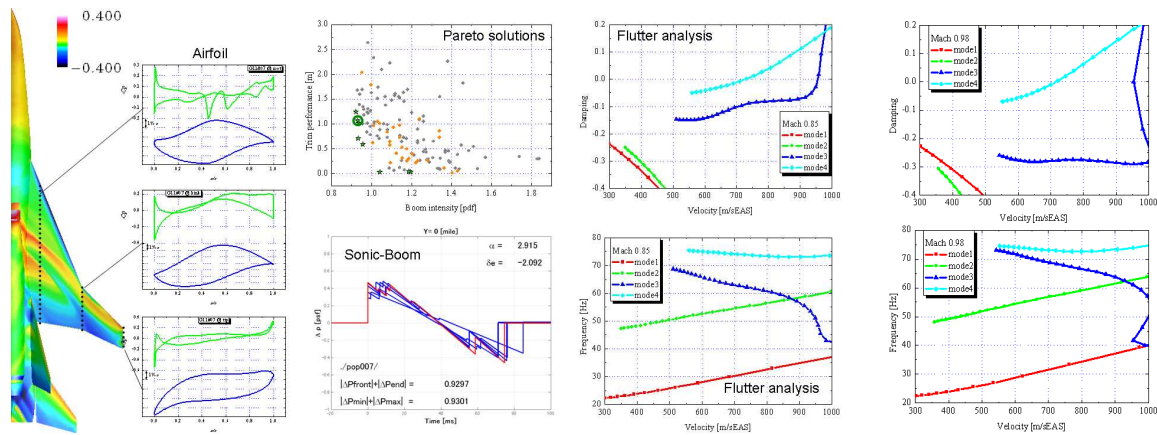


図2 多分野統合最適設計例（低ブーム候補形状）

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 千葉一永, 牧野好和, 高戸谷健, “進化計算法による静粛超音速研究機主翼の多分野融合最適設計,” MSC. Software Virtual Product Development Conference, 東京, October 2007.
- 2) 千葉一永, 牧野好和, 高戸谷健, “静粛超音速研究機主翼に対する多分野融合多目的最適設計の適用,” 第45回飛行機シンポジウム, 北九州, October 2007.
- 3) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent Supersonic Technology Demonstrator,” AIAA Paper 2007-4167, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Miami, FL, USA, June 2007.
- 4) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Multidisciplinary Design Exploration for Silent-Supersonic-Technology-Demonstrator Wing Using CFD/CSD,” EUROGEN 2007, Jyvaskyla, Finland, June 2007.

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

Aerodynamic Simulation for LIFLEX (Lifting body FLight EXperiment)

### ● 研究グループ

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

研究分担者：東京ビジネスサービス，金田 誠  
東京ビジネスサービス，中澤敦子

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

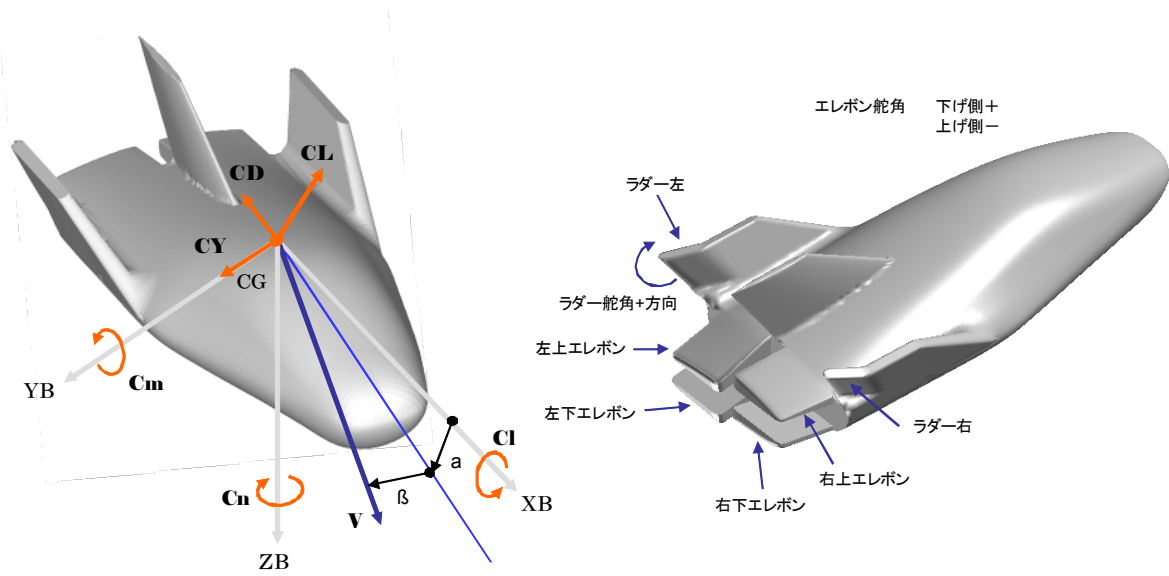
LIFLEX着陸実験機の亜音速空力特性をマッハ数0.3，迎角 $-5^{\circ}$  から $30^{\circ}$ ，横すべり角 $-5^{\circ}$ ， $0^{\circ}$ ， $5^{\circ}$ の条件で解析し，空力制御のための上下エレボン，エルロン，方向舵の組み合わせによる複合操舵特性を詳細に調べた．格子点数は220万点，総計算ケース数は，およそ1000ケースである．

### ● 今年度の研究成果の概要

2008年度に実施される予定のLIFLEX着陸実験機の舵面操舵空力特性をCFD解析により実施した．総計算ケース数は，およそ1000ケースで，地面効果解析も含め飛行制御設計のための空力データ・ベースの構築に役立てることができた．

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

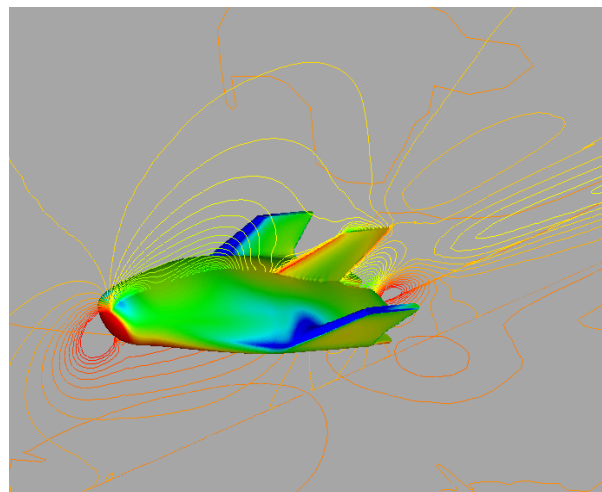
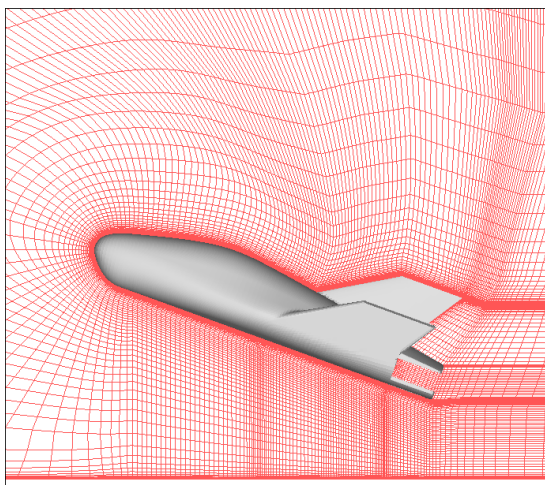
なお，格子依存性については表面格子数を倍とした880万点の計算を基本形態，及び代表的な操舵形態について実施し，その影響は大仰角 $\alpha = 30^{\circ}$ のケースのみ発生することを確認した．これは格子解像度による剥離渦の再現性が異なってくるためで，880万点の格子による計算結果では渦はほぼ改良され，空力特性は実験と一致する再現性が得られた．



空力係数の定義図

舵面及び舵角定義

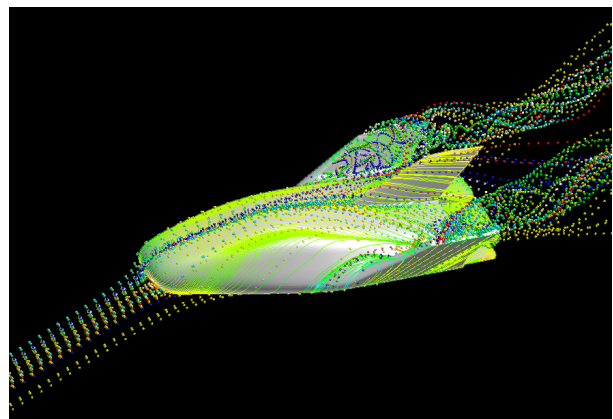
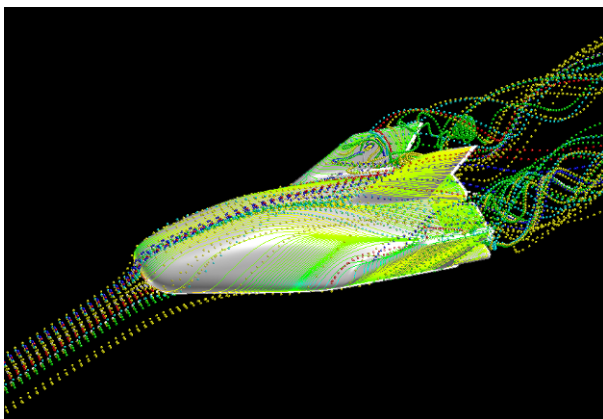
図1 LIFLEX 形態と複合操舵面定義図



a) 地面効果解析格子図

b) 圧力線図

図2 LIFLEX 地面効果解析格子及び圧力線図 ( $M_\infty=0.3, \alpha=30^\circ$ )



a) 標準格子 (220 万点)

b) 4倍格子 (880 万点)

図3 LIFLEX 格子解像度による剥離渦の再現性の違い ( $M_\infty=0.3, \alpha=30^\circ$ )



**● 研究成果の公表状況**

- 1) Y.Yamamoto and T.Tsukamoto “CFD Construction of Aerodynamic Data Base (ADDB) for Lifting Body Flight Experiment(LIFLEX)” 26th ISTS Sympo, June, 2008, to be appeared.
- 2) 山本行光, 塚本太郎 “LIFLEX 飛行試験における CFD の役割と成果” 第 51 回 宇宙科学技術連合講演会
- 3) 将来宇宙輸送系 LIFLEX 技術資料

## 宇宙機-プラズマ環境シミュレーションの要素技術研究

Basic study on plasma interaction between spacecrafts and space plasmas

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部，篠原 育(iku@isas.jaxa.jp)

研究分担者：情報・計算工学センター，村中崇信(muranaka@isas.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

### ● 今年度の研究成果の概要

本年度中の利用は、若干のコードのテストのみにしか使用しませんでした。

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

研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)

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

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

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

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

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度の主な成果は，モデル化したH-IIAロケット第1射点に点音源を仮定した場合に，音源の周波数によって軌道上の音圧特性が異なることを明らかにした（図1参照）。また，第1射点に設けられている煙道の入口に異なるジェット流入条件を与えて，軌道上で観測される音圧の時間履歴を解析し，その周波数特性と煙道入口ジェット条件の関係を調べた（図2参照）。

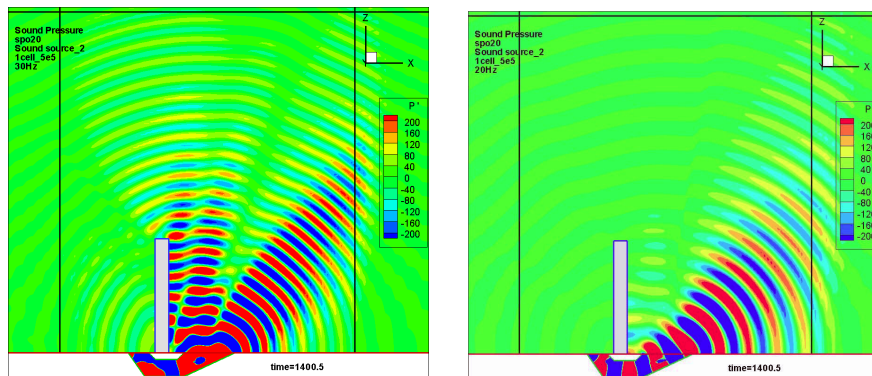


図1 LEE コードによる点音源からの音響伝播解析（左：音源 30Hz，右：音源 20Hz）

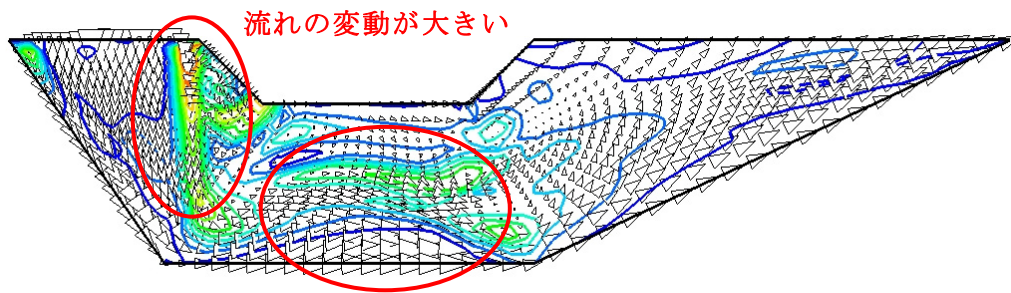


図2 煙道中央断面内の速度ベクトルと渦度分布（メインエンジン+SRB×4，正方形ジェット）

## ● 研究成果の公表状況

### 査読論文

- 1) Keiichi Murakami, Keiichi Kitamura, Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama and Yoshiaki Nakamura, "Research on Acoustic Environment during Rocket Launch," Theoretical and Applied Mechanics Japan, Vol. 56, pp.463-469

### 口頭発表

- 2) 村上桂一，北村圭一，橋本 敦，青山剛史，中村佳朗，「ロケット煙道の音響特性に関する研究」，第39回流体力学講演会／ANSS2007
- 3) 高橋 孝，村上桂一，青山剛史，相曾秀昭，「搭載宇宙機の音響構造連成解析手法に関する研究」，第39回流体力学講演会／ANSS2007
- 4) 岩永則城，金田英和，北村圭一，橋本 敦，村上桂一，青山剛史，中村佳朗，「LEEによるロケットの音響効果予測」，第39回流体力学講演会／ANSS2007
- 5) 平石雅之，蔦原道久，田尻慎介，青山剛史，村上桂一，「液滴による空力騒音低減に関する研究」，第39回流体力学講演会／ANSS2007
- 6) K. Kitamura, A. Hashimoto, K. Murakami, T. Aoyama and Y. Nakamura, "High Resolution CFD/CAA Hybrid Analysis of Supersonic Jet Interacting with Walls," 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit
- 7) 村上桂一，高橋 孝，北村圭一，橋本 敦，青山剛史，中村佳朗，「数値解析によるロケット打上げ時の音響振動に関する研究」，可視化情報学会全国大会2007
- 8) Masayuki Hiraishi, Michihisa Tsutahara, Shinsuke Tajiri, Keiichi Murakami and Takashi Aoyama, "Numerical simulation of noise reduction by water droplets," APCOM'07 in conjunction with EPMESC XI
- 9) 岩永則城，金田英和，橋本 敦，村上桂一，青山剛史，中村佳朗，「ロケット音響荷重予測用LEEコードの開発」，第21回数値流体力学シンポジウム

### その他

- 10) 高橋 孝，村上桂一，青山剛史，相曾秀昭，「音響振動解析のための数値計算法に関する研究」，JAXA-RR-07-012
- 11) 金田英和，岩永則城，村上桂一，橋本 敦，北村圭一，青山剛史，中村佳朗，「ロケット打ち上げ時の音響環境を評価する Euler/LEE コード 第一報 Euler オプション」，JAXA-RM-07-015

## 超臨界圧力における $\text{LO}_x/\text{GH}_2$ 同軸噴流火炎の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Shear Coaxial  $\text{LO}_x/\text{GH}_2$  Jet Flame at Supercritical Pressure

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

Flamelet モデルにより，超臨界圧  $\text{LO}_x/\text{H}_2$  同軸噴流火炎の燃焼シミュレーションを実現することを目指す。さらに，従来行ってきた詳細化学反応モデルと同精度の解を低コスト・短時間で得られるような燃焼シミュレーションコードの構築を目指す。

### ● 研究の概要

$\text{H}_2/\text{O}_2$  拡散火炎を記述可能な Flamelet データベースを作成し，大気圧環境および超臨界圧環境での  $\text{H}_2/\text{O}_2(\text{LO}_x)$  拡散火炎の燃焼シミュレーションを実施した。詳細化学反応モデルを用いたシミュレーションとの比較により，Flamelet モデルの精度を検証，問題点を抽出し，モデルの精度向上を図った。

### ● 今年度の研究成果の概要

$\text{H}_2/\text{O}_2$  拡散火炎を記述可能な Flamelet データベースを構築し， $\text{H}_2/\text{O}_2(\text{LO}_x)$  拡散火炎の燃焼シミュレーションを実現した。詳細化学反応モデルを用いたシミュレーションとの比較により Flamelet モデルの精度を検証，問題点等を抽出し，モデルの予測精度の向上を行った。

図1に，大気圧環境における  $\text{H}_2/\text{O}_2$  対向流拡散火炎に対して行った Flamelet モデルの検証結果を示す。Flamelet モデルによる結果（実線）が，詳細反応モデルの結果（点線）をかなり精度良く再現できていることがわかる。

さらに，構築した Flamelet 燃焼コードにより，超臨界圧  $\text{LO}_x/\text{H}_2$  同軸噴流拡散火炎のシミュレーションを実現した。図2に，シミュレーション例を示す。Flamelet モデルにより（図2a），詳細化学反応モデル（図2b）と同精度の計算結果が得られていることがわかる。計算例では Flamelet モデルによって，計算時間を詳細化学反応モデルによる計算の 1/10 以下に短縮することに成功した。

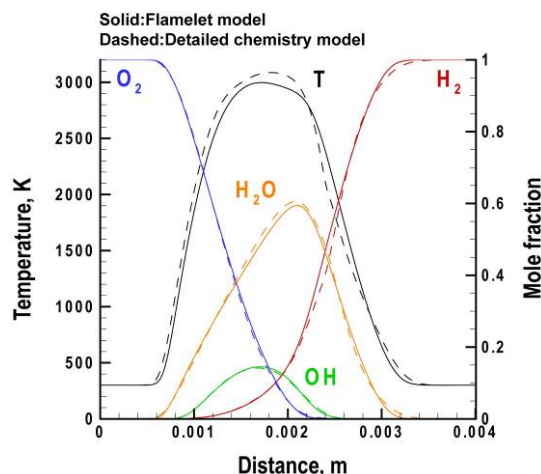
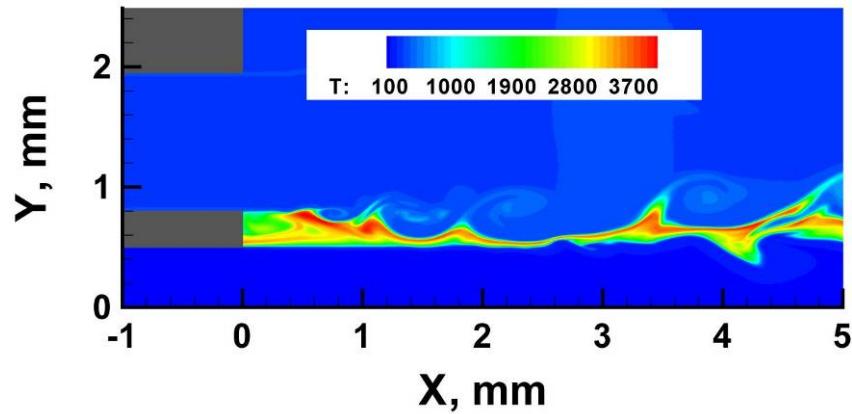
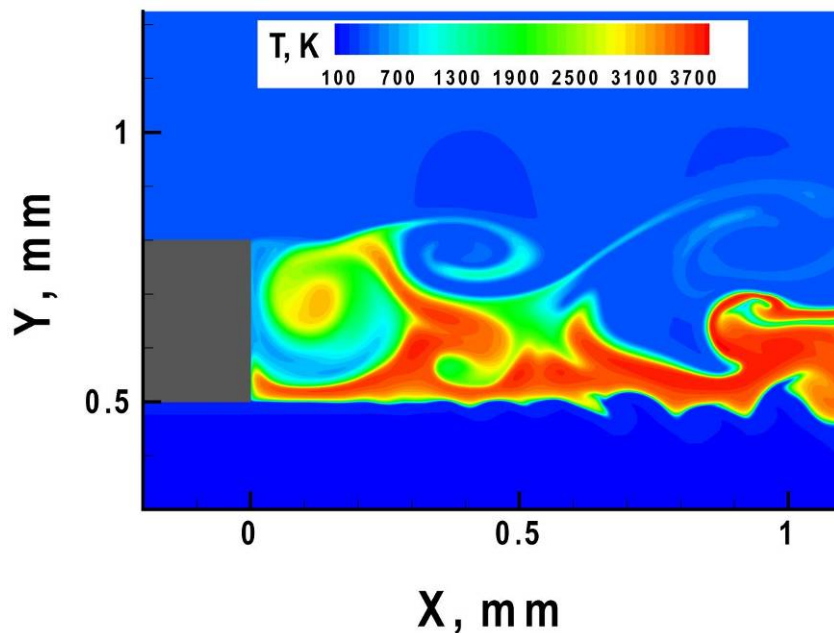


図1 軸対称対向流拡散火炎に対する Flamelet モデルの検証。Flamelet モデルによる結果（実線）は，詳細反応モデルの結果（点線）をかなり精度良く再現していることがわかる。



(a) Flameletモデル



(b) 詳細化学反応モデル

図2 LO<sub>x</sub>/H<sub>2</sub>同軸噴流火炎のシミュレーション. (a) Flameletモデル, (b) 詳細化学反応モデル, による結果. Flameletモデルにより, 詳細化学反応と同じ精度の計算結果を短時間で得ることが可能となった.

### ● 研究成果の公表状況

- 1) S. Matsuyama, et al., "Parallel Numerical Simulation of Shear-Coaxial LOX/GH<sub>2</sub> Jet Flame in Rocket Engine Combustor," Parallel Computational Fluid Dynamics – Parallel Computing and Its Applications, 2007, pp.91-98.
- 2) S. Matsuyama, et al., "Numerical Investigation on Flame Stabilization of LOX/GH<sub>2</sub> Shear-Coaxial Jet Flame in High Pressure Rocket Engine," 6th Asia-Pacific Conference on Combustion, 2007.
- 3) 松山新吾, 他, "高圧環境におけるH<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Edge flameの数値的研究," 第39回 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2007, 2007.
- 4) 松山新吾, 他, "Flameletモデルを用いたLO<sub>x</sub>/H<sub>2</sub>同軸噴流火炎の燃焼シミュレーション," 第45回 燃焼シンポジウム, 2007.
- 5) S. Matsuyama, et al., "A Numerical Study on Propagation Speed of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Edge Flame Under High Pressure Condition," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting an Exhibit, 2008.
- 6) S. Matsuyama, et al., "Flamelet-Based Large-Eddy-Simulation LO<sub>x</sub>/GH<sub>2</sub> Shear-Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure," 12th International Conference on Numerical Combustion, 2008.

## JAXA 衛星環境プラズマ数値シミュレータの基礎開発

Fundamental Development of Numerical Satellite-Environment Plasma Simulator

### ● 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@isas.jaxa.jp)

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

コードの開発に際して、衛星の電気機能のモデル化と、プラズマ粒子種ごとの物理モデルの構築が主たる開発項目である。プラズマと衛星の相互作用は電荷の移動のみで考慮される。衛星の電気機能は真空中での導体および絶縁体の帯電を静電現象として求める。一方、プラズマ種のモデル化は、宇宙環境プラズマのモデル化と、衛星から放出される光電子や二次電子のモデル化が主たる開発項目となる。一般に、放出系も含めたプラズマ種はオーダーの異なる温度と密度をそれぞれ持つため、それらの特性長、特性時間が大きく異なる。これらの運動を粒子的に衛星の特性スケールで同時に解析するために、数値的アルゴリズムや物理モデルの開発が必要となることが予想されている。

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度はコードの基本機能のうち、電気的基本機能の開発と、環境プラズマのモデル化、放出系荷電粒子として光電子のモデル化が終了し、各要素技術を統合する作業が終了した。統合したコードについては理論値あるいは実験値との比較によって検証作業も行った。開発したコードを使用して、プラズマ中での複数浮動導体の浮動電位と、衛星周辺のプラズマの空間分布、および、空間電位構造を求める事が可能となった。現在コードは3次元等幅矩形格子によって定義されているが、この仕様においても低軌道、極軌道、および静止軌道相当のプラズマパラメータでこれらの定常解を得る事が出来た。コードの基礎的検証を経て、現在は実機の観測データの検証作業を開始している。

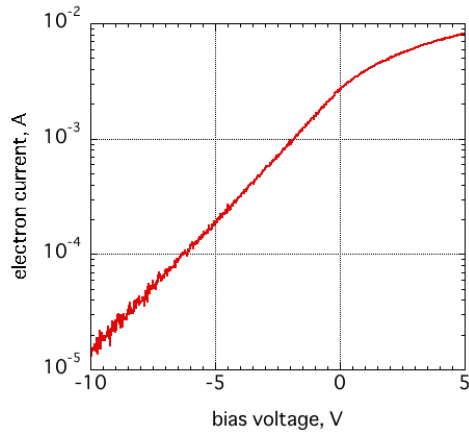


図1 開発したコードで取得した電流電圧特性曲線. 電子温度 $2.0\text{eV}$ , プラズマ密度 $3.0 \times 10^{12}\text{m}^{-3}$ の各設定値に対して, この曲線から求まる電子温度 $1.95\text{eV}$ , プラズマ密度 $3.0 \times 10^{12}\text{m}^{-3}$ となり, 計算空間中で設定値を良く再現していると言える.

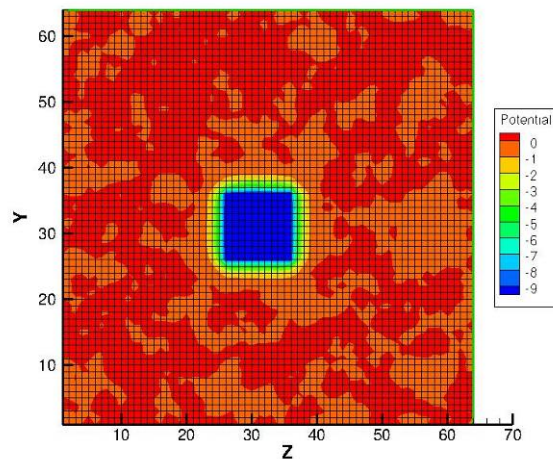


図2 YZ平面における電位の空間分布. 中央の矩形部分は導体衛星モデルを示す.

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 村中崇信, 上田裕子, 臼井英之, 篠原 育, 「宇宙機環境プラズマ解析コードの開発」, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007 年 10 月.
- 2) 村中崇信, 上田裕子, 臼井英之, 篠原 育, 「宇宙機環境プラズマ解析コードの開発状況」, 第 21 回数値流体力学シンポジウム, 東京, 2007 年 12 月.



## 飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェットエンジンの数値解析

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

### ● 研究グループ

研究代表者：総研本部事業推進部 プロジェクト研究協力室，高橋政浩(takahashi.masahiro@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

M12-03スクラムジェットエンジンの燃焼器形状の工夫による燃焼器性能の向上の燃焼試験研究を相互補完するため，CFD解析を行い，混合効率及び燃焼効率の向上に対する効果及び損失の評価を行い，改良型燃焼器形状の有効性を総合的に評価する。

### ● 今年度の研究成果の概要

CFD 解析結果の分析より，収縮－拡大型燃焼器の適用により混合効率及び燃焼効率が向上し燃焼学的性能の改善に有効であること，また，断面積一定型燃焼器に比べ，圧縮ランプによる圧力抗力増や，摩擦抗力や熱損失の増加を上回る性能向上が期待できる可能性が示された。また，断面積一定型燃焼器の場合，推力ベクトルとエンジン軸のズレによる推力損失が顕著であることが示され，ノズル形状変更によるエンジン推力のさらなる向上の可能性が示された。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) M.Takahashi, et. al., "Performance Characteristics of Scramjet Engine with Different Combustor Shapes at Hypervelocity Condition over Mach 10 Flight," AIAA-2007-5395, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH.

## キャビテーションの熱力学的効果に関する研究

Study of Thermodynamics Effect on Cavitation

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター，  
木村俊哉(kimura.toshiya@jaxa.jp)

研究分担者：東北大学流体科学研究所，伊賀由佳(iga@ifs.tohoku.ac.jp)  
東北大学流体科学研究所，小野澤万紀子 (onozawa@cfs.ifs.tohoku.ac.jp)

### ● 計算の目的

液体ロケットターボポンプインデューサでは、キャビテーションの流路閉塞に伴う吸い込み性能の低下、軸振動を伴う旋回キャビテーション現象（周方向不安定）、大規模流量変動を伴うキャビテーションサージ現象（軸方向不安定）といった、様々な非定常キャビテーション現象が問題となるため、それらの発生予測やメカニズムの解明を試みる。

### ● 研究の概要

独自のキャビテーション数値解析モデルに基づく三次元非構造格子系気液二相流計算コードを用いて、インデューサ内部のキャビテーション流れを解析し、インデューサケーシング径の拡大（旋回キャビテーション抑制効果）が、インデューサ内部に発生するキャビテーションの非定常三次元渦構造に与える影響を解析した。

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、以下のような成果が得られた。なお、以下では、従来型のケーシングを「段差なしケーシング」、旋回キャビテーション抑制効果のある改良型のケーシングを「段差ありケーシング」と呼ぶ。

キャビテーション未発生状態の解析により、段差ありケーシングにおいて、逆流速度と逆流域の厚みが増加し、それにより軸流速度が増加するため翼に対する迎角が小さくなるという実験的事実を数値的に再現した。また、翼端漏れ流れは段差ありケーシングのスロート付近で最も多いことがわかった。段差なしケーシングでは翼端渦のみ発生したが、段差ありケーシングでは翼端渦の他に逆流域先端渦が発生した。渦中心線の強さは、逆流域先端渦（段差あり）＜翼端渦（段差あり）＜翼端渦（段差なし）の順に強くなる。

キャビテーション発生状態の解析により、段差ありケーシングでは、段差なしケーシングに比べてキャビティの発達が抑制されるという実験的事実を数値的に再現した。段差なしケーシングでは、翼端渦の渦中心線は乱れが弱く、翼端渦キャビテーションが発生する。一方、段差ありケーシングでは、翼端渦の渦中心線は乱れが強いために環状には形成されず、翼端渦キャビテーションは発生しない。

キャビテーション発生状態において、段差なしケーシングでは翼端渦キャビテーションの発達に伴い逆流域先端渦が出現した。これは翼端渦キャビテーションのベンチュリー効果により翼端漏れ流れが加速し、逆流域がより上流まで発達したためであると考えられる。一方、段差ありケーシングの逆流域先端渦近傍のケーシング壁側に比較的強い速度変動領域が存在するという実験的事実を再現した。また、段差なし、ありともに、逆流域先端渦の渦中心ではキャビティが発生するほどの圧力低下は起こらなかった。

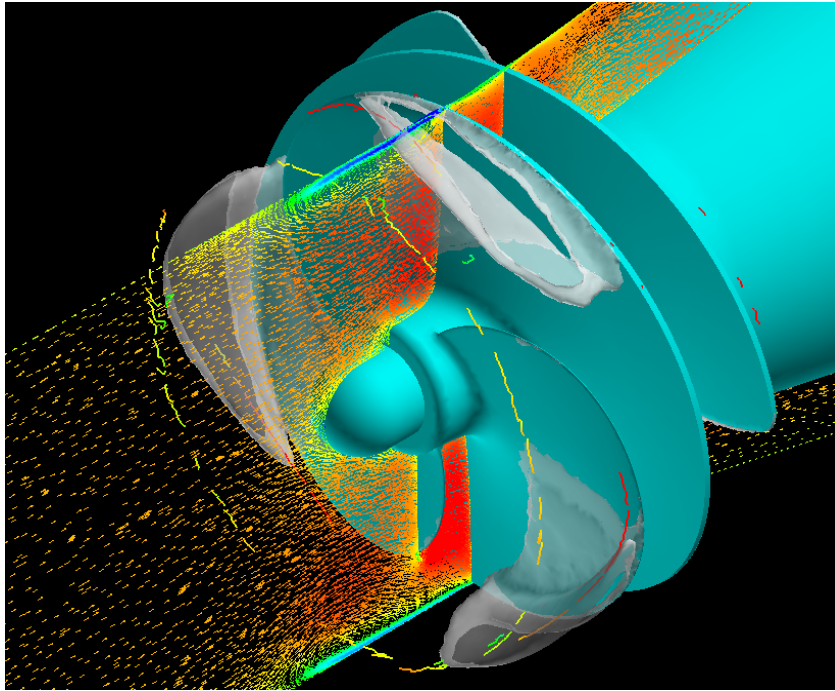


図1 段差なしケーシングにおけるキャビテーションの様相と渦構造および逆流領域の分布  
(ボイド率等値面 ( $\alpha=0.1$ ) , 渦中心線, 軸流速度ベクトル)

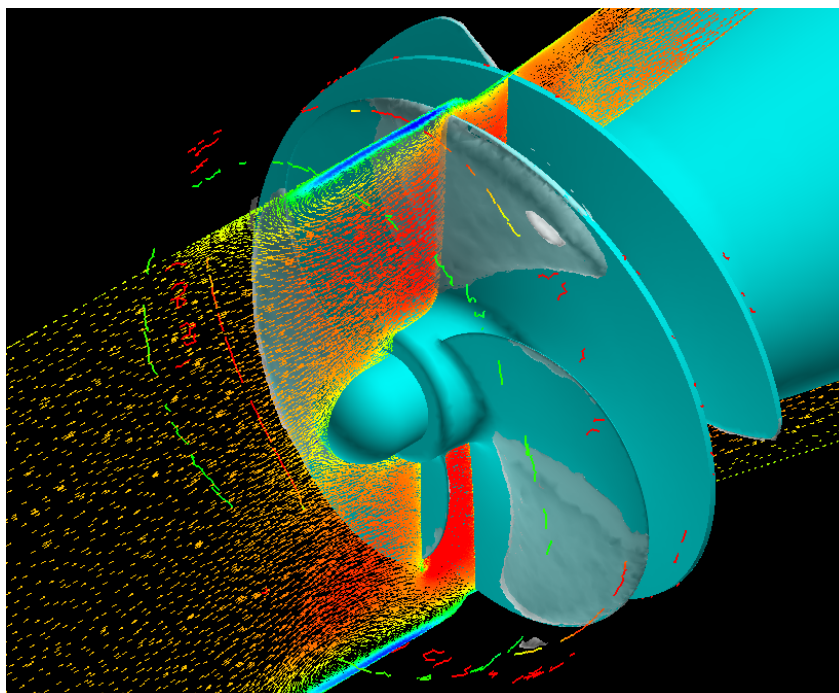


図2 段差ありケーシング (改良型) におけるキャビテーションの様相と渦構造および逆流領域の分布  
(ボイド率等値面 ( $\alpha=0.1$ ) , 渦中心線, 軸流速度ベクトル)

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Onozawa, M., Iga, Y., Kimura, T., Ikohagi, T., "Numerical Analysis of Internal Flow in Turbopump Inducer Using Gas-Liquid Homogeneous Model," Proc. 7th International Symposium on Advanced Fluid Information and 4th International Symposium on Transdisciplinary Fluid Integration (AFI/TFI 2007), Sendai, 2007, pp.260-263

## 高温衝撃風洞における鈍頭円錐模型の圧力分布測定

Measurement of Pressure Distribution on Blunt Cone Models in the High Enthalpy Shock Tunnel

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究グループ，  
佐藤和雄(satou.kazuo@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

高温衝撃風洞 Hiest 空力試験で使用した 3 種類の鈍頭円錐模型に対して CFD と試験結果を比較した。その結果，曲率半径の小さい供試模型において CFD と試験結果の圧力係数  $C_p$  の傾向は一致するが，曲率半径の比較的大きい供試模型では高エンタルピ領域で一致していない。今後，詳細に検討することが必要である。

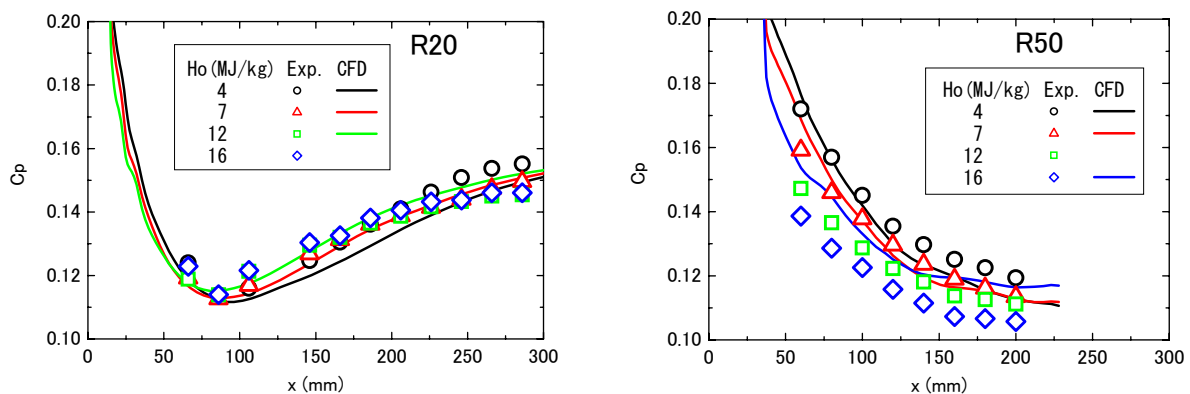


図1 曲率半径 R20 及び R50 における CFD と試験結果の圧力係数比較

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 小室智幸, 佐藤和雄, 高橋政浩, 丹野英幸, 伊藤勝宏, 高温衝撃風洞(Hiest)における鈍頭円錐模型の圧力分布測定, 平成 19 年度衝撃波シンポジウム, 2008 年 3 月 19 日

## ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究

### Numerical Simulation on Internal Flow of Rocket Nozzle

#### ● 研究グループ

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

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

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

基幹システム本部宇宙輸送系推進技術研究開発センター，伊藤 隆(ito.takashi@jaxa.jp)

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

#### ● 計算の目的

国産ロケットエンジン開発において，ノズル設計に関する評価を実施する。

#### ● 研究の概要

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

#### ● 今年度の研究成果の概要

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

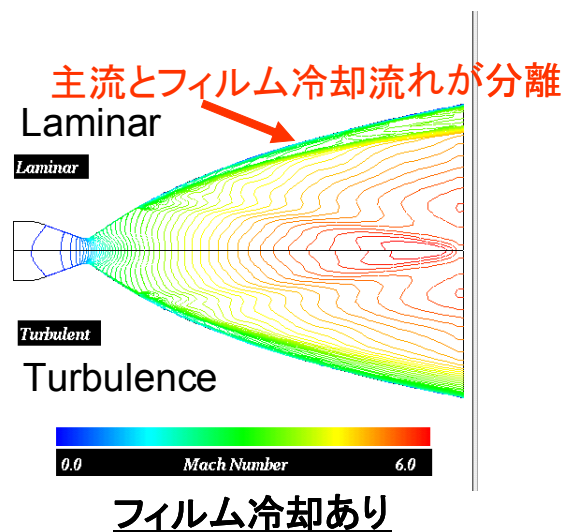


図1 フィルム冷却を含む層流及び乱流計算の流れ場の比較

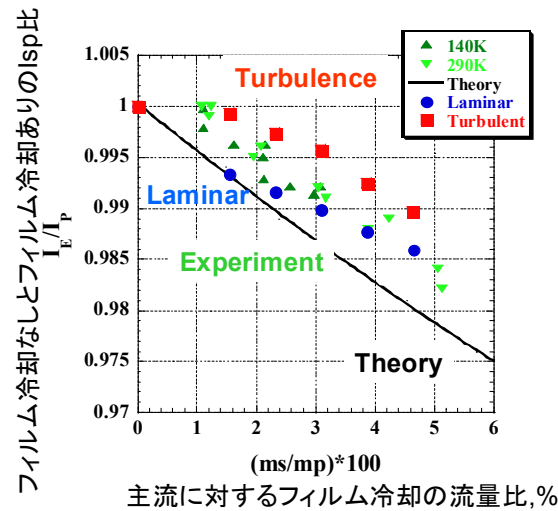


図2 フィルム冷却質量流量率が比推力に及ぼす影響 (壁面温度 800K)

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読論文

- 1) N. Tsuboi, T. Ito, H. Miyajima, Numerical Study and Performance Prediction for Gaseous Hydrogen / Oxygen Bell Nozzle, Transactions of JSASS, in Press, 2007.
- 2) T. Shimizu, M. Kodera, N. Tsuboi, Internal and External Flow of Rocket Nozzle

#### 学会発表論文

- 3) K. Shimizu, T. Shimizu, N. Tsuboi, Study on Development of Unified Simulation Method for Atomization and Combustion in a Coaxial Injector Flow, AIAA paper 2008-1021, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan., 2008.

## スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果

The aodynamic effect of scramjet engine configurationer

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究グループ，  
佐藤 茂(sato.shigeru@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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。その過程でエンジン内部形状の一部の違いがエンジン性能に大きな影響を与えることが判明している。同エンジン形状がエンジン性能に及ぼす影響を空力的観点から調べ体系付けるため、数値計算を行う。

### ● 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。その過程でエンジン内部形状の一部の違いがエンジン性能に大きな影響を与えることが判明している。エンジン主要素であるインレット、分離部、ストラット等の内部形状の違いがエンジン性能にどの様に影響するのか、当角田宇宙センターに蓄積されている豊富な実験データに基づき、各形状のシミュレーションを遂行すると共に、試験実施済みのエンジン形状の実験データを用い、試験未実施の形状についてもシミュレーションを行い、エンジン内部形状の空力的効果を追求し、試験データとの対比を元に体系化し、複合エンジンの設計指針に資する。

### ● 今年度の研究成果の概要

スクラムジェットエンジン形態に於いては、インレット、分離部、燃焼器、燃焼器拡大部、ノズル部より成り、内部に発生する斜め衝撃波と燃料噴射との空力的相互干渉により、着火、補炎、混合等に大きな影響を受け、エンジン内部の圧力発生状況に大きな変化が生ずる。これにより弱燃焼、強燃焼、不始動が惹起され、エンジンの性能も左右される。こうした干渉状況を空気力学的観点から追求し、着火、補炎、混合等を随意に加減出来る手法の獲得を究極の目的としている。

本報告では、M6S-40 と称する形状 (スクラムジェットエンジン長分離部 1/5 ストラット 100mm 後退モデル) の計算結果について述べる。計算を進める過程で乱流粘性の計算ブロック分割依存性を把握し同依存性が最小化される様に計算を行った。また、格子依存性も調査し格子点数の調整の結果、エンジン試験データに顕れていたノズル部にて特長の有る山成り圧力分布を把握出来、側板表面の圧力分布からも確認出来た。(図1, 及び図2)

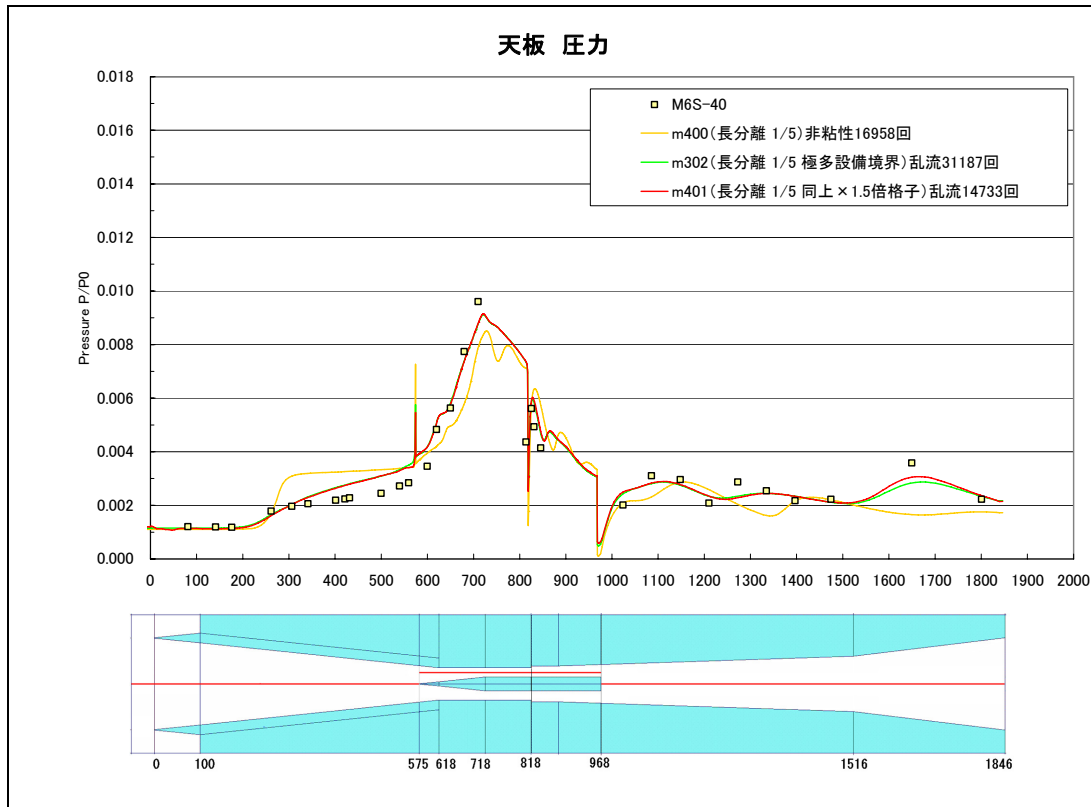


図1 スクラムジェットエンジン圧力分布（天板の例）

「境界層分割+設備境界層 1.5倍格子（赤）」:

「境界層分割+設備境界層 通常版格子（緑）」:

- ・全体的に実験値によく一致し、「非粘性（黄）」より優れる。
- ・圧力ピークが現れる位置・圧力値とも実験値に近い。
- ・格子規模二種の結果はほとんど一致したが、1.5倍格子（赤）が1650mm付近でやや良好。

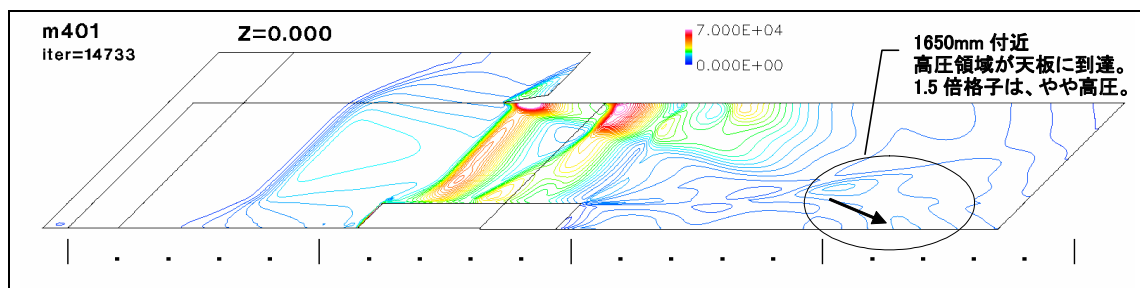


図2 スクラムジェットエンジン圧力分布（側板の例）

1.5倍規模格子 等圧線1本=2000pascal  
 圧力分布の様相は、ほとんど通常規模格子と同じである。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 平成20年度内に発表予定。
- 2) 平成18年度JAXAスーパーコンピュータシステム利用成果報告
- 3) 平成17年度JAXAスーパーコンピュータシステム利用成果報告



## 再使用ロケット実験機の着陸時逆噴射ジェットの数値解析

Numerical Simulation of Unsteady Flowfield around Reusable Vehicle Testing with Jet Election

### ● 研究グループ

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

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)

宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系，稲谷芳文(nonaka.satoshi@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

将来型宇宙輸送システムの一つとして再使用可能な単段式の垂直離着陸型ロケットの提案が行われており，実現に向けて小型実験機による飛行試験や地上試験が計画されている．本研究では逆噴射ジェットが機体空力特性へ与える影響を解明することを目的として，ジェット噴射を伴うロケット周りの非定常流れ場の数値解析を行う．

### ● 研究の概要

ジェット噴射の有無，迎え角をパラメータとしてロケット周りの流れ場の数値解析を実施する．得られた空力特性を用いて飛行軌道に沿った運動解析を実施し，(1)ノーズエントリ後弾道飛行，(2)機体引き起し，(3)エンジン着火による減速等を行うために必要な機体の空力特性について検討する．

### ● 今年度の研究成果の概要

ジェット噴射を伴う／伴わない場合についてそれぞれ迎角 $5^\circ$ ， $10^\circ$ の解析を実施し，合計4ケースの空力特性を取得した．今後は風洞試験を実施し，本解析結果の検証を行う．

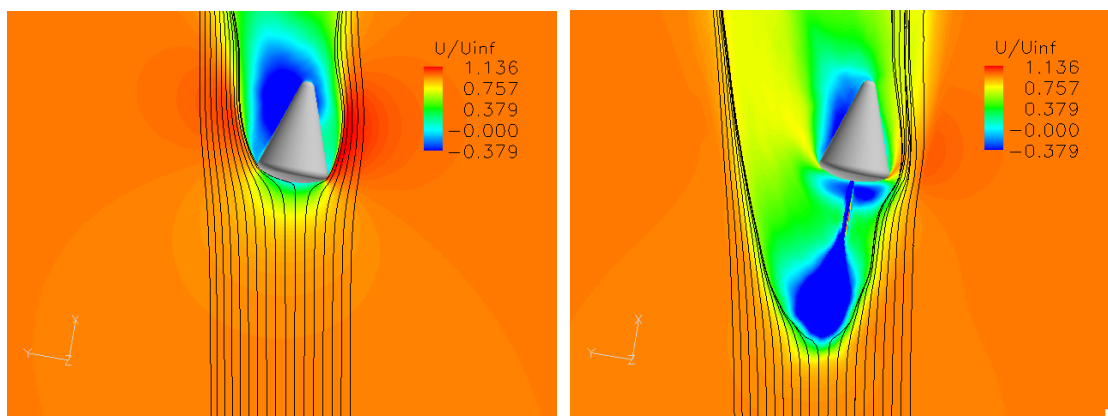


図1 時間平均流れ場における速度ベクトル主流方向成分等高線と流線  
(迎角 $10^\circ$ ，左：ジェット噴射なし，右：ジェット噴射あり)

### ● 研究成果の公表状況

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

## H-II A/B ロケットプルームの音響解析

Numerical Simulation on Acoustics Noise from H-II A/B Launch Vehicle

### ● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)  
研究分担者：情報・計算工学センター，堤 誠司(tsutsumi.seiji@jaxa.jp)  
情報・計算工学センター，福田紘大(fukuda.kota@jaxa.jp)  
情報・計算工学センター，加藤 進(kato.susumu@jaxa.jp)  
情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

ロケットの開発時において，音響環境を把握し改善することは，非常に重要となる．本解析では，まず，H-II A ロケット204形態を対象とし，CFD技術による音響解析を実施し，圧力波の発生・伝播のメカニズムを明らかとした．

また，現在開発が進んでいるH-II B の LP2 射点においては，H-II A の LP1 射点とは煙道形状が変更しており，ロケットの形態も変化していることから，H-II B を対象とした解析を行い，すり鉢型煙道形状や空気取り入れ口等の影響，またエンジンの数や配置といった違いによる影響を明らかとするため解析を行っている．

### ● 今年度の研究成果の概要

H-II A ロケット 204 形態における煙道排気騒音の発生原因は，ML 開口部に流入するプルームの変動と，変動したプルームがディフレクタに衝突することによって発生することが分かった．さらに，リフト量の影響を調べた結果，ML 開口部から地上にせん断層不安定領域が頭を出すにつれて U/R での音圧は上昇するが，同時に距離減衰の効果も大きくなるため，機体高度によって音圧は極大値を持つということが分かった．H-II B ロケット LP2 射点を対象とした解析も現在行なっており，すり鉢型煙道形状や空気取り入れ口等の影響などが明らかになってきている．

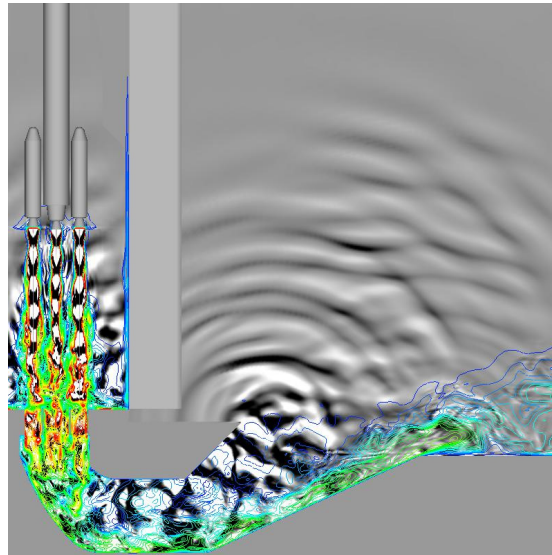


Fig.1 Pressure wave ejected from flame duct of H-IIA launcher.

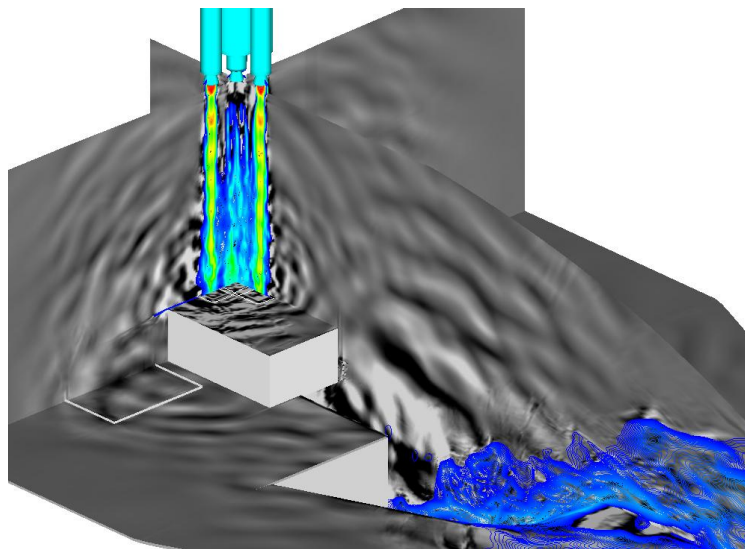


Fig.2 Acoustic Field around H-IIB Launch Vehicle

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 堤 誠司, 河合宗司, 高木亮治, 藤井孝藏, 有田 誠, H-IIAロケット打上げ時に排気プルームから生じる圧力波の発生/伝播に関する研究, 第39回 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, Paper pp.363-366.
- 2) 堤 誠司, 高木 亮治, 嶋 英志, 藤井孝藏, 有田 誠, H-IIAロケット打上げ時に排気プルームから発生する圧力波の数値解析, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 1C01.
- 3) 福田紘大, 堤 誠司, 河合宗司, 高木亮治, 嶋 英志, 藤井孝藏, 有田 誠, 中村卓史, ロケット排気プルームから発生する圧力波の数値解析とH-IIAロケットへの応用, 日本流体力学会, 第21回数値流体力学シンポジウム, B1-5.
- 4) Seiji Tsutsumi, Ryoji Takaki, Eiji Shima, Kozo Fujii, Makoto Arita, Generation and Propagation of Pressure Waves from H-IIA Launch Vehicle at Lift-off, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (Reno, NV), AIAA-2009-0390.
- 5) Seiji Tsutsumi, Taro Shimizu, Ryoji Takaki, Eiji Shima, Kozo Fujii, Makoto Arita, Numerical Study of Pressure Waves Generated by H-IIA Launch Vehicle at Lift-off, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2008 (Gyeongju, Korea), B2-3.

## 直交格子ベースの高 Re 数流れソルバーの検証問題適用

Validation cases for body-fitted Cartesian grid-based high Reynolds number flows

### ● 研究グループ

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

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

### ● 計算の目的

宇宙輸送システムの概念空力設計での利用を念頭に、ボトルネックとなっている空力解析の評価時間を軽減するため直交格子をベースとした次世代流体解析手法の開発を行っている。本年度は特に完成した格子生成手法と流れ解析ソルバーの検証のために、三次元大規模剥離問題、縦渦流れなどの宇宙輸送システム機体周り流れに代表的な検証問題への適用を行う。

### ● 研究の概要

本研究では、複雑形状に対する形状適合性や、流れ場構造が未知な場合の計算に適した解適合格子法を用いることができる利点をもつ境界適合直交格子法をベースとした格子ジェネレータと、次世代スパコンでの大規模並列計算を意識した完全非構造格子ベースの高Re数圧縮性流れソルバを用いている。本研究では、代表的な問題へ適用し実験値との比較からコードの検証を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

大規模剥離や衝撃波を含むApolloカプセル周り流れ(図1)や、局所衝撃波を含んだ翼型周り流れ(図2)、強い離脱衝撃波を含んだ超音速鈍頭物体周り流れへ本手法を適用し、空力特性データや圧力分布の計算値と実験値とはよく一致していることを確認した。また、形状定義から格子生成、流れ解析実施までの前処理時間が従来法に比べて格段に早くなったことも確認できた。

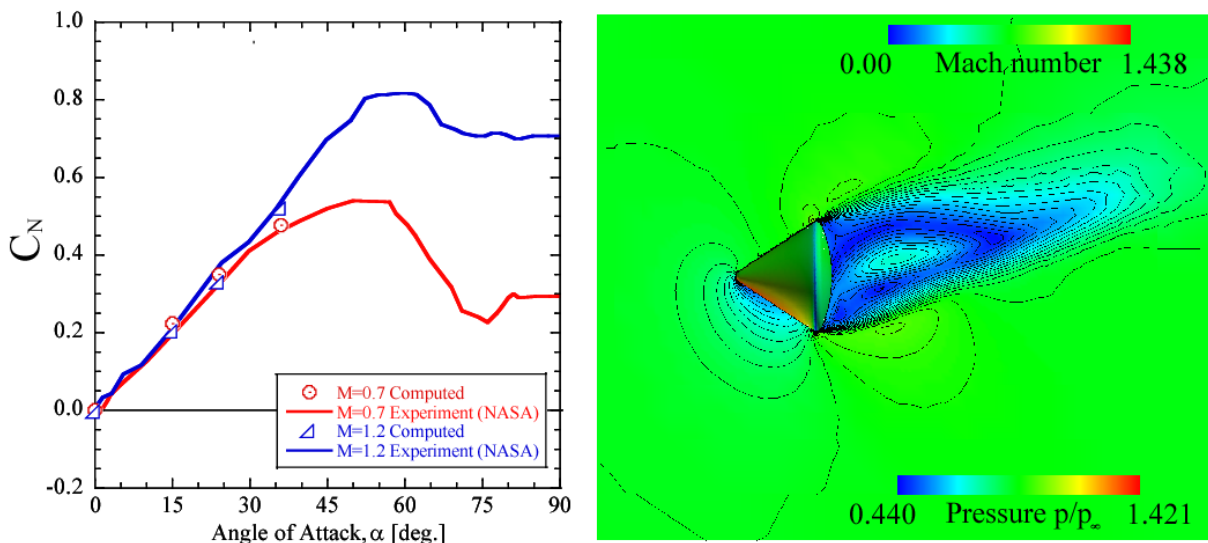


図1 Apollo カプセル周り流れへの適用と実験値との比較

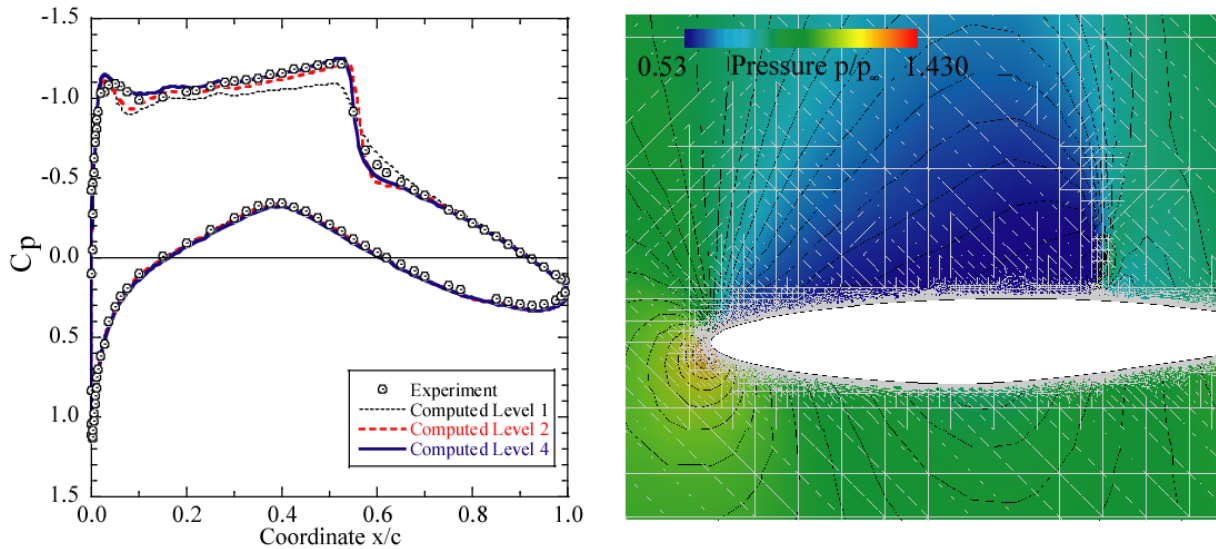


図2 遷音速 RAE2822 翼型周り流れへの適用と実験値との比較

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 藤本圭一郎, 藤井孝藏, “部分境界適合直交格子を用いた高Re数粘性流れ解析,” 第12回計算工学講演会講演論文集, 第12巻 第2号 pp.545-548, 2007.5.
- 2) Keiichiro Fujimoto and Kozo Fujii, “Study on the Automated CFD Analysis Tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles,” 5th ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference Paper FEDSM2007-37218, San Diego, California., 2007.7.
- 3) Keiichiro Fujimoto and Kozo Fujii, “Optimization-based Robust Feature Preserving Technique for Body-fitted Cartesian Grid Method,” Technical Proceedings of 10th ISGG Conference on Numerical Grid Generation (CD-ROM), FORTH, Crete, Greece, 2007.9.

## H-IIB クラスタノズル流れの解析

Numerical Study on the flow of H-IIB Cluster Nozzle

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

昨年度に引き続き，ノズル起動時に燃焼室圧力が変化する過程を準定常的に解析した。その際にクラスタノズルの起動タイミングのずれを模擬するために異なる燃焼室圧を設定したノズル間の干渉解析を実施した。今年度は特にノズルにキャント角を設定した場合の横力の変化について解析した。

### ● 今年度の研究成果の概要

ノズルキャント角をつけることで横力が增大することが判明した。これはプルーム間でのエジェクタ効果の他に，プルームと ML 煙道などの射場設備との干渉が原因であることが判明した。

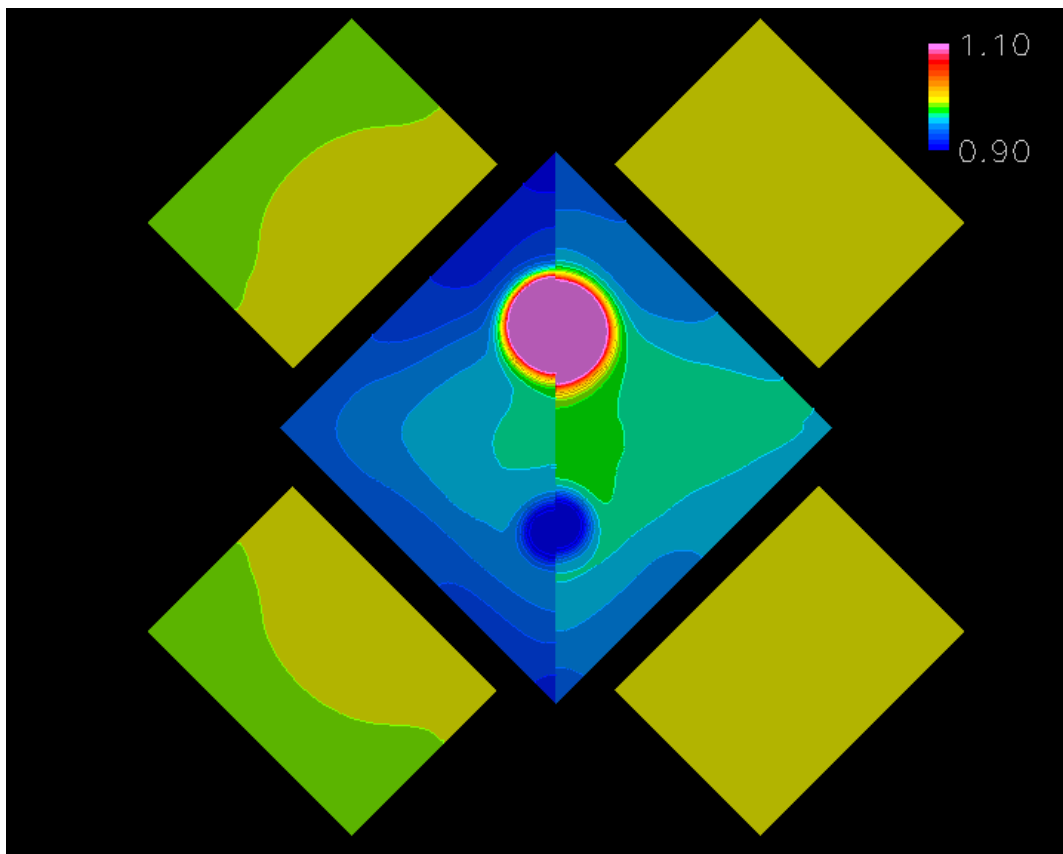


図1 水平断面での圧力分布 (左がキャント角有, 右がキャント角無)

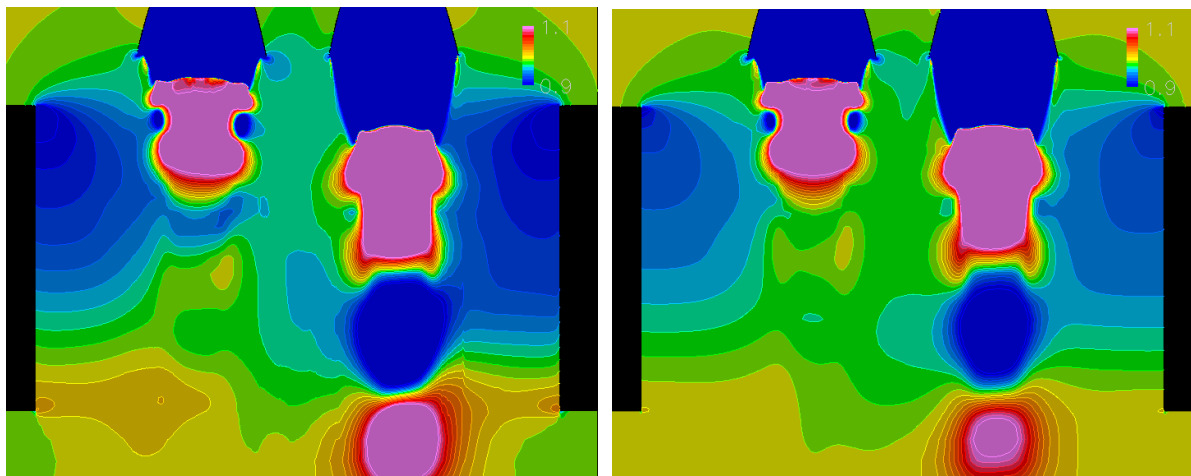


図2 対称断面での圧力分布 (左がキヤント角有, 右がキヤント角無)

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) JAXA 技術資料 (PED6005) としてプロジェクトに報告

## 新型固体ロケットの射点設計に向けたロケットプルームの音響解析

Numerical Simulation on Acoustics Noise from Rocket Plume toward Design of an Advanced Solid Rocket

### ● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)  
研究分担者：情報・計算工学センター，堤 誠司(tsutsumi.seiji@jaxa.jp)  
情報・計算工学センター，加藤 進(kato.susumu@jaxa.jp)  
情報・計算工学センター，福田紘大(fukuda.kota@jaxa.jp)  
情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

M-V ロケットの後継機として研究が進められている新型固体ロケットは，ロケット本体に加えて地上の設備と運用の革新を目指している．その中で，打上げ射点は設備・運用のいずれにも深く関わることから，簡素で運用性の高い射点が求められている．本研究では，M-V ロケット打ち上げ時のエンジン排気プルームから発生する圧力波の発生および伝播の過程を解析し把握することで，新型固体ロケットの射場設計に資する知見を得ることを目的とする．

### ● 研究の概要

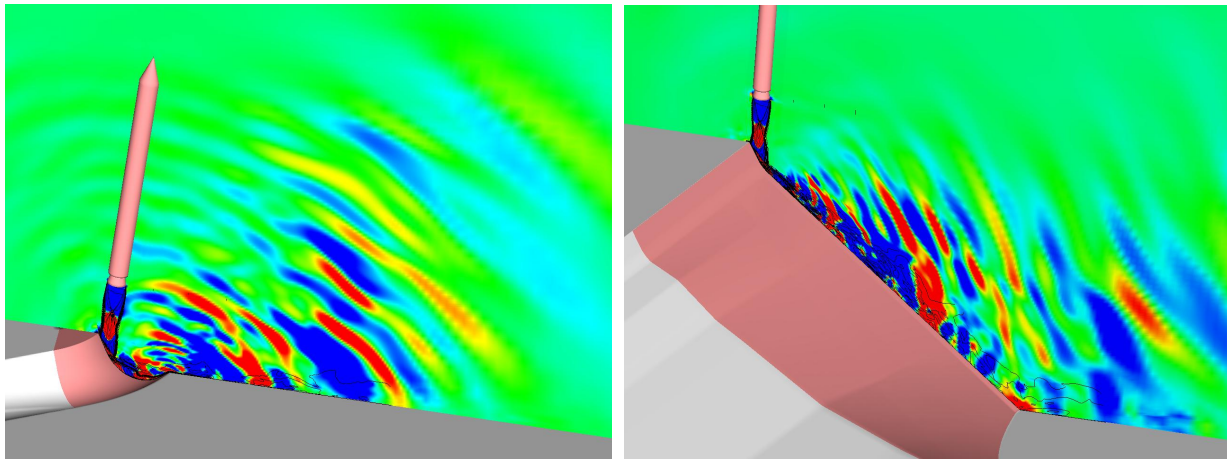
本研究では，まず，M-V ロケットを対象とし，既存の射点について解析を行い，これまで未解明であった圧力波の発生，伝播のメカニズムを解明した．また，現在，新型固体ロケットの射点として検討されている内之浦の地形を利用した傾斜煙道について解析を行い，その効果を調べた．これらの知見を基に，新型固体ロケットを対象に，傾斜煙道における圧力波の発生・伝播メカニズムを明らかとし，傾斜角，掘削する領域等を変化させた数ケースの解析を行なうことで，最適な射点形状を検討した．

### ● 今年度の研究成果の概要

M-Vロケットを対象とした音響解析により，M-V用既存射点では，フレームデフレクター(FD)のお椀型形状，およびお椀型FD端部の吹き上げに起因したせん断層のばたつきが圧力波の発生源であることが明らかとなった．新型固体ロケットの射点を想定した傾斜煙道に関しては，圧力波の主要な発生源は境界層剥離に起因したせん断層のばたつきであり，発生した圧力波は機体から遠ざかる方向に指向性を持ち伝播していくことが明らかとなった．このことから，お椀型FDの廃止，傾斜煙道の採用で，音響環境を大きく改善できることを確認した．

さらに，上記の知見を基に，新型固体ロケットにおける傾斜煙道の角度，傾斜部の領域等を検討した結果，最適な射点形状が明らかとなってきている．





(a) Concave deflector for M-V rocket

(b) Sloping deflector

Fig.1 Effect of deflector around M-V launcher.

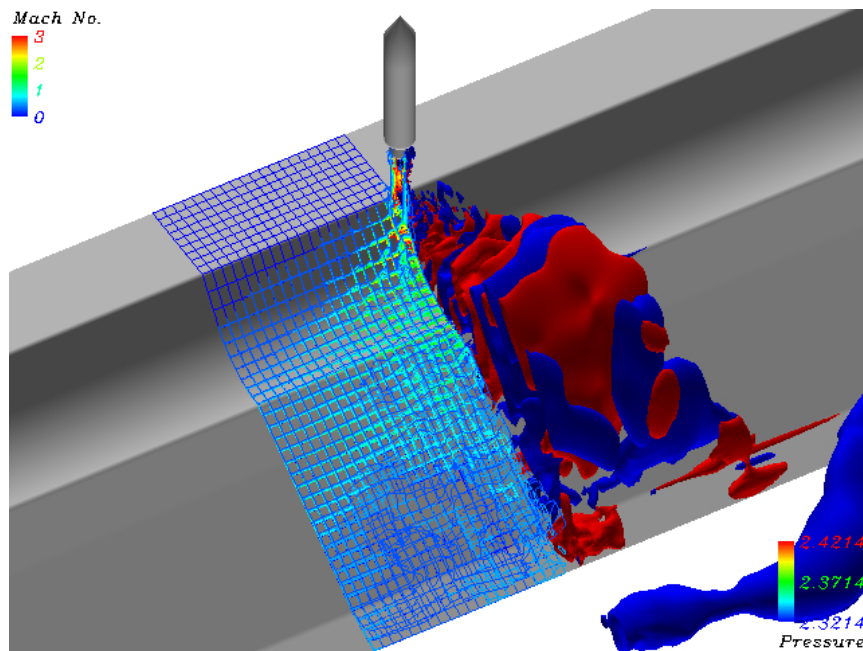


Fig.2 Design of deflector shape.

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 堤 誠司, 福田紘大, 高木亮治, 嶋 英志, 藤井孝藏, 宇井恭一, 新型固体ロケットの射点設計に向けたプルーム音響解析, 第21回数値流体力学シンポジウム, B1-6.

## 液体ロケットエンジンの内部流れ解析

Numerical Analysis of Internal Flows in Liquid Rocket Engines

### ● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，谷 直樹(tani.naoki@jaxa.jp)

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

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

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

アドバンスソフト株式会社，西村香純(kazumi@fsis.iis.u-tokyo.ac.jp)

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

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

株式会社アライドエンジニアリング，猪野正輝(ino@alde.co.jp)

株式会社アライドエンジニアリング，大山知信(t.ohyama@alde.co.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

#### ①LE-7A の FTP ポンプの流体振動問題の評価解析

LE-7A の FTP ポンプで発生する  $10\omega$  振動のメカニズム解明のための流体構造連成解析において，圧力データのマッピング計算および構造動解析を実施した。

#### ②エンジン燃焼室寿命解析

次期ブースタエンジン LE-X の成立性検討において，燃焼室の寿命評価解析を実施した。

### ● 今年度の研究成果の概要

5 項に示した実施項目ごとに以下に示す。

#### ①LE-7A の FTP ポンプの流体振動問題の評価解析

インペラ翼間の位相差およびインペラとディフューザ間の距離に着目し，これらのパラメータを種々変えた場合の解析を実施した。本解析で用いた手法は，流体に起因するターボポンプの振動問題に対する解析手法として，適用可能であることが示せた。

#### ②エンジン燃焼室寿命評価解析

燃焼室 3次元全周モデルにおける寿命評価解析を分散メモリ型並列構造解析システム ADVC を用いて実施し，大規模非線形(弾塑性クリープ)解析の実現性の確認および寿命評価解析の ADVC における課題抽出ができた。

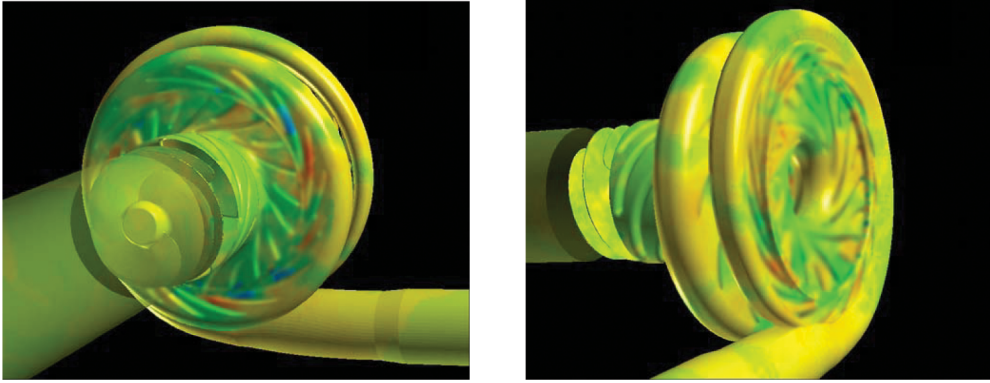


図1 LE-7A FTP ポンプの解析結果(流体解析;圧力分布)

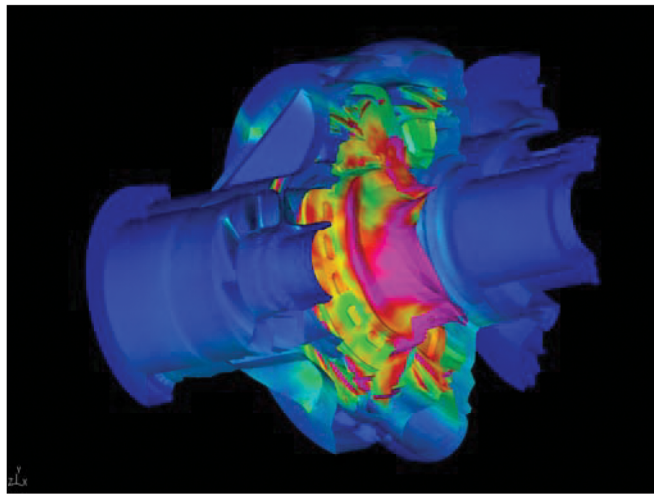


図2 LE-7A FTP ポンプの解析結果(構造解析;相当応力分布)

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) LE-7AFTP 振動問題関連 ; ・ AIAA 43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 8-11, 2007.  
AIAA Paper 2007-5515, 5539
- 2) 日経ものづくり 2008 年 3 月号
- 3) エンジン燃焼室寿命評価解析関連 ; ・ 成果報告書 AL-SPC-271002-1

## 固体ロケットモータと関連現象の研究

### Numerical Study on Fluid Dynamic Phenomena in Solid Rocket Motors

#### ● 研究グループ

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

研究分担者：(株) アイ・エイチ・アイ・エアロスペース，関野展弘(n-sekino@iac.ihl.co.jp)

(株) アイ・エイチ・アイ・エアロスペース，福永美保子(m-fukunaga@iac.ihl.co.jp)

宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系 研修生 東海大学学生，

本江幹朗(4aea1207@keyaki.cc.u-tokai.ac.jp)

#### ● 計算の目的

- 1) 固体ロケット内部旋回流とロールトルクの発生メカニズムについて，3次元ナビエーストークス方程式の数値解析を用いて調べる。
- 2) CFDによる固体ロケットの振動燃焼予測解析（準1次元ツールの作成）

#### ● 研究の概要

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

#### ● 今年度の研究成果の概要

- 1) M-Vロケット全7機の打ち上げにおいて，点火後数秒の間，大きなロールトルク外乱が発生していたことが分かっている。その原因の理解は今後の固体ロケットの信頼性を高める上で重要と考えられる。これまでこの原因は不明であったが，本研究によってロケットの内部流が関与している可能性が高いことが分かってきた。本年度の研究では，（まだ不十分であるが）空間3次精度程度の準定常流解析を全周3次元の内部流解析をいくつかの燃焼秒時に対応したグレイン形状に対して行った。その結果，初期グレイン形状に対しては，対称渦の流れは不安定であり，旋回流がキャビティ部に発達し，安定状態となることが分かった。また，1.6秒以降のグレイン形状に対しては対称性が安定に維持されることが分かった。このことは，M-Vのフライト結果が示すロールトルク履歴を裏付けるものであることが分かった。
- 2) 準1次元解析結果を線形理論解と比較し計算の妥当性を確認した。成果はAIAAで発表し，AIAA Journalに掲載される。

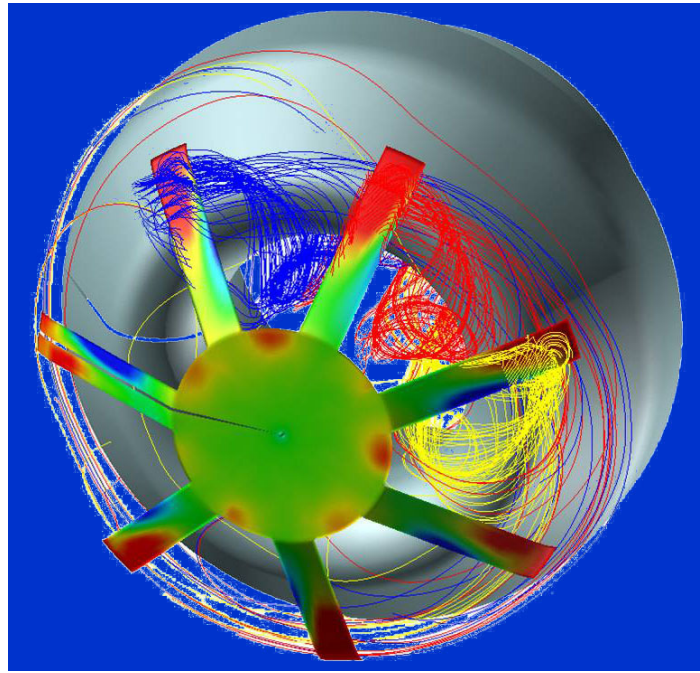


図1 キャビティ部の旋回流の発生確認：初期グレイン形状の場合（計算1）

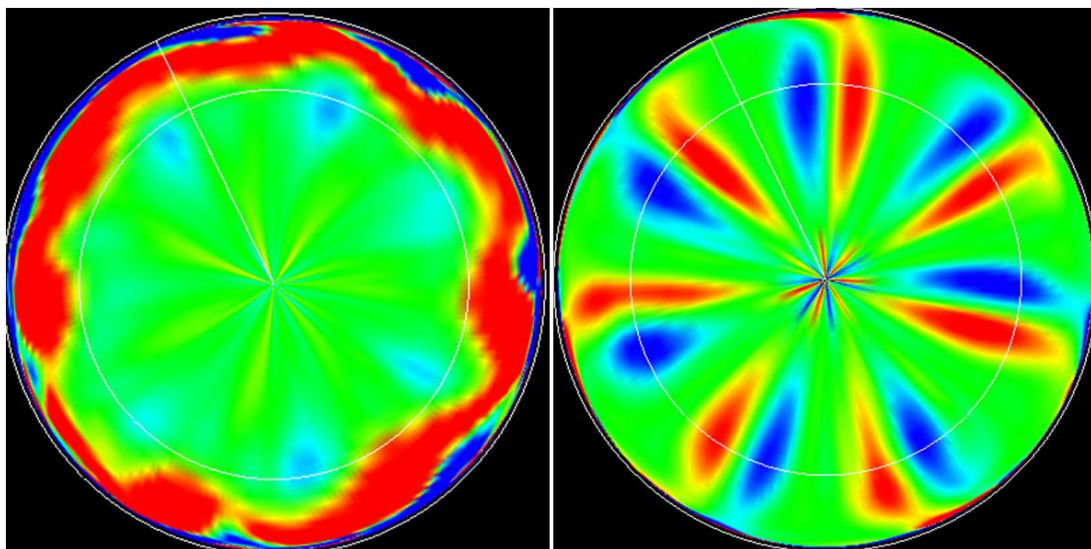


図2 ノズル出口面内の渦度分布（軸方向成分）の比較。（左） $t=0$  秒のケースで旋回流が確認される。（右） $t=5$  秒のケースで対称渦対が確認される。（計算1）

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Shimada, T., "Roll Torque Induced by Star-Perforated Motor Internal Flow," IAC-07-C4.2.07, International Astronautical Congress, Hyderabad, Sept. 2007
- 2) Shimada, T., Hanzawa, M., Morita, T., Kato, T., Yoshikawa, T., and Wada Y., "Stability Analysis of Solid Rocket Motor Combustion by Computational Fluid Dynamics," AIAA Paper 2007-3427, 13<sup>th</sup> AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Rome, May 2007; also AIAA Journal, Volume 46, Number 4, April 2008 (in press).
- 3) 嶋田 徹, 関野展弘, 福永美保子, "固体ロケット内部旋回流と発生トルクの数値解析," 平成19年度宇宙輸送シンポジウム, ISAS/JAXA, Jan. 2008.

## 超高速域スクラムジェットの着火遷移現象に関する数値解析

Numerical Analysis of Ignition Transient Phenomena in a Scramjet at Hypervelocity Flight Conditions

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先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、マッハ 12 飛行条件下における M12-02 エンジンと称する JAXA スクラムジェットエンジン内で起こる着火遷移過程について、非定常 RANS 法を用いて数値解析を行い、着火から火炎が安定しかつ拡大するまでの一連の遷移現象について解明することを目的としている。

### ● 研究の概要

角田宇宙センター高温衝撃風洞ではマッハ 10 以上の超高速飛行条件下で作動可能なスクラムジェットエンジンの研究を行っている。この条件下では燃焼器内の流れも高速であり、その中で着火し火炎を安定させることは明らかに難しい。この問題に対して効果的と思われる対処法はすでいくつか存在するものの、着火から保炎までの遷移過程に関する物理メカニズムは十分に理解されていないのが現状である。そこで数値計算を用いた現象の解明を試みる。

### ● 今年度の研究成果の概要

数値計算結果より、初期の着火は、燃料噴流先端の **flame front** 及び燃焼器壁面付近の **radical pool** の形成に特徴づけられていることがわかった。その後、流路中央で主たる燃焼が安定に現れるようになるが、これは燃焼器両側壁から発生する一対の **flame front** の合体、衝撃波の交差による高温高圧状態、及び **radical pool** からの **radical** の供給などによるものであった。さらに時間の経過とともに火炎が流路全体に広がっていくが、燃料/空気の混合によるものだけでなく、**flame front** の形成と火炎の安定化に伴って生じた圧力上昇によりさらに拡大していく様子が見られた。本考察結果は燃料等量比 0.5, 1, 1.5 の三条件で同様に見られた。

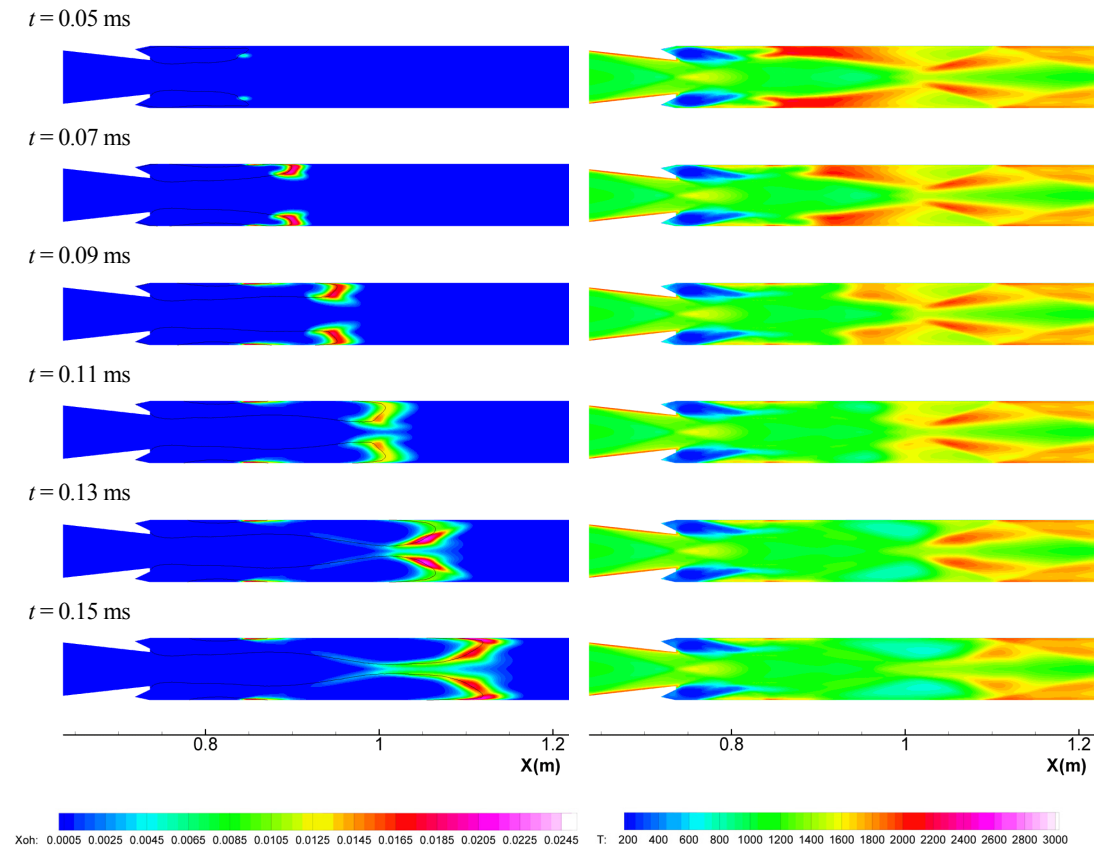


Fig.1 Contours of OH mole fractions (left) and temperatures (right) on x-y plane from 0.05 to 0.15 ms after fuel injection.

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Kodera, M., Yang, V., Takahashi, M. and Itoh K., "Ignition Transient Phenomena in a Scramjet Engine at Mach 12 Flight Condition," Oral, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, OH, July 8-11, 2007, AIAA Paper 2007-5407.
- 2) 小寺, Yang, 高橋, 伊藤, 「超高速域スクラムジェットの着火遷移現象に関する数値解析」, 口頭発表, 平成 19 年度衝撃波シンポジウム, 東工大, 平成 20 年 3 月.

## MPD スラスタ内プラズマ流れの数値計算

Numerical Calculation of Plasma Flow in an MPD Thruster

### ● 研究グループ

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

研究分担者：東京工業大学 大学院総合理工学研究科 創造エネルギー専攻，

窪田健一(d06kubota@es.titech.ac.jp)

静岡大学大学院 工学研究科 機械工学専攻 航空宇宙分野，

藤本智也(t-fujimoto@isas.jaxa.jp)

筑波大学大学院 システム情報工学研究科 構造エネルギー工学専攻，

佐藤博紀(sato@fmm.kz.tsukuba.ac.jp)

東海大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻，綾部友洋

東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻，

杵淵紀世志(kinefuchi.kiyoshi@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

本計算は電磁加速型の電気推進機であるMPDスラスタ内のプラズマ挙動の理解，性能評価を目的とする。MPDスラスタ内部の観測は困難であり，流れ場を理解する上で数値解析は強力なツールとなる。本年度は2次元MPDスラスタの性能の電極形状依存性に関する研究をはじめ，パルス作動MPDスラスタ内のプラズマ過渡現象の理解と性能評価，磁場印加型MPDスラスタ内プラズマ流れの解析等を行った。

### ● 研究の概要

MPD スラスタは電磁加速型の電気推進機であり，他のスラスタと比較して推力密度が高く，次世代型宇宙航行用スラスタとして有望視されている。大電力作動を可能とするが，推進効率の向上が課題とされ未だ実用化には至っていない。本研究では2次元数値計算によってスラスタ内部のプラズマ挙動を把握し，性能評価を行うことで推進効率の向上を目指す。本年度は過去に宇宙科学研究本部にて実験された2次元 MPD スラスタ内部のプラズマ流れを計算結果と比較し，性能向上への指針を示した。また，自己誘起磁場を積極的に用いる Self-field MPD スラスタでは数 100kW の大電力を必要とし，実際に宇宙で定常的に作動させることは困難である。そこで本研究では MPD スラスタの低電力化に着目し，パルス作動 MPD スラスタ，および磁場印加型 MPD スラスタ内プラズマについても解析を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

2次元MPDスラスタに関する過去の実験では，陰極長さが短いほど性能が向上することが示唆されていた。そこで陰極を入口の壁に埋め込むことで，最も短い陰極の状態での流れ場を調べた。従来の陰極では陰極先端から出る圧縮波によってプラズマが減速していたが，陰極を埋め込むことでその減速が緩和され，推進効率が向上することがわかった。図1には短陰極の場合と埋め込んだ陰極のそれぞれの場合のMach数分布を示す。

図2には磁場印加型 MPD スラスタ内部の周方向速度分布を示す。陰極回りでは半径方向電流と軸方向外部磁場が他の領域と比較して高いため，周方向ローレンツ力が最も高く，4km/s 程度のスワール流が誘起されることがわかった。この周方向の運動量は磁気ノズル効果により軸方向運動量へと変換される。



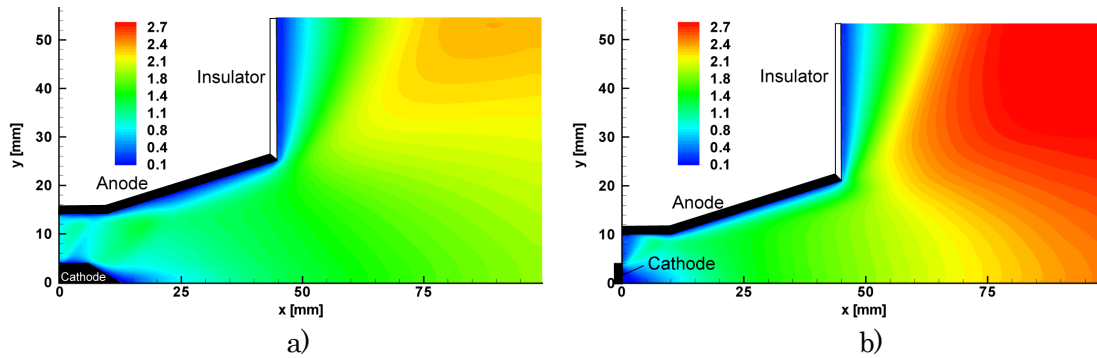


図1 2次元MPDスラスタ内Mach数分布, Ar, 1.25 g/s,  $J = 12$  kA,  
a)Short Cathode, b)Embedded Cathode

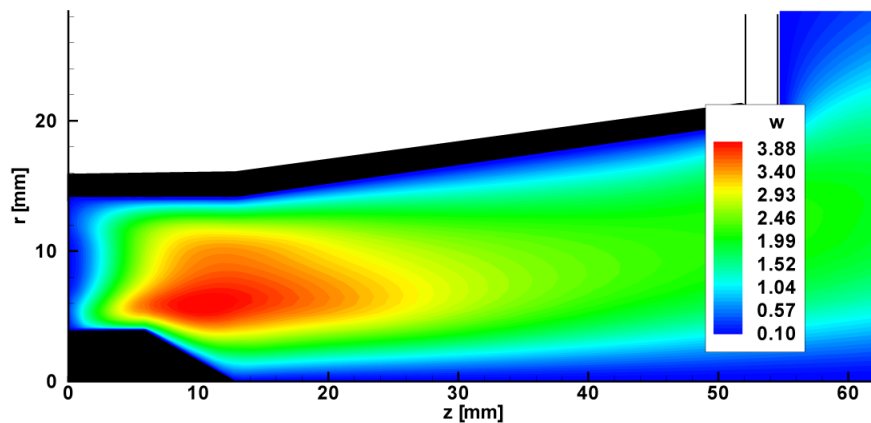


図2 磁場印加型MPDスラスタ内の周方向流速分布, km/s, Ar, 0.1 g/s,  
 $J = 1$  kA,  $B = 0.1$  T(at cathode tip)

## ● 研究成果の公表状況

- 1) Kubota, K., Funaki, I., and Okuno, Y., “Hall Effect on the Magnetoplasmadynamic Thruster Flowfields”, Proceedings of 16<sup>th</sup> International Conference on MHD Energy Conversion, AIAA-2007-4385, 2007.6
- 2) Kubota, K., Funaki, I., and Okuno, Y., “Numerical Study of Electrode Geometry Effects on Flowfield in Two-dimensional MPD Thruster”, Proceedings of 30<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, IEPC-2007-87, 2007.9
- 3) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, “Applied-Field MPDスラスタ性能評価のための電磁流体コードの研究開発”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2008.1
- 4) 佐藤博紀, 藤野貴康, 船木一幸, 窪田健一, “磁気プラズマセイル搭載用プラズマ源の検討と数値解析”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2008.1
- 5) 船木一幸, 窪田健一, 奥野喜裕, 佐藤博紀, 藤野貴康, “磁場印加型電磁プラズマアークジェットのための電磁流体コードの開発”, KDK シンポジウム, 2008.3
- 6) Funaki, K. Kubota, Y. Okuno, and H. Sato, “Numerical Study of Low-power MPD Arcjet,” Asian Joint Conference on Propulsion and Power, C5-3, 2008.3
- 7) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, “外部磁場印加型 MPD スラスタの電磁流体挙動に関する数値計算”, 第3回新エネルギー技術シンポジウム, 2008.3

## ロケットプルームからの空力音響に関する基礎的研究

### Fundamental Research on Aero-Acoustics Waves from Rocket Plume

#### ● 研究グループ

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

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

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

#### ● 計算の目的

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

#### ● 研究の概要

本年度は，様々なパラメータを変化させた超音速フリージェットの解析を行い，実現象で問題となるマッハ波に関してその発生の様子を調べた。超音速ジェットの流れ場は **Implicit Large Eddy Simulation** を用いて求めた。流体場には7次精度WCNS，音響場には10次精度コンパクト差分法を用いた。時間発展にはTVD-RK法を用いている。計算格子サイズは約1000万点である。

#### ● 今年度の研究成果の概要

まず，過去の研究から知られている適性膨張マッハ数を用いた無次元化がロケットプルーム程度のこうマッハ数のジェットに対しても妥当であるかを確かめた。次に温度，マッハ数が上がった場合にそれぞれジェットの乱れの伝わっていない部分（ポテンシャルコア）がどのように変化するか，音響波の特性がどのように変わるかを明らかにした。最後にこれらの解析結果から，マッハ波の音源位置が雰囲気から見た超音速領域内にあることや，せん断層厚さと中心軸上の速度で音源各点の周波数特性を正規化できることを示した。これらの情報はロケット音響解析に対して有効な知見となると考えられる。

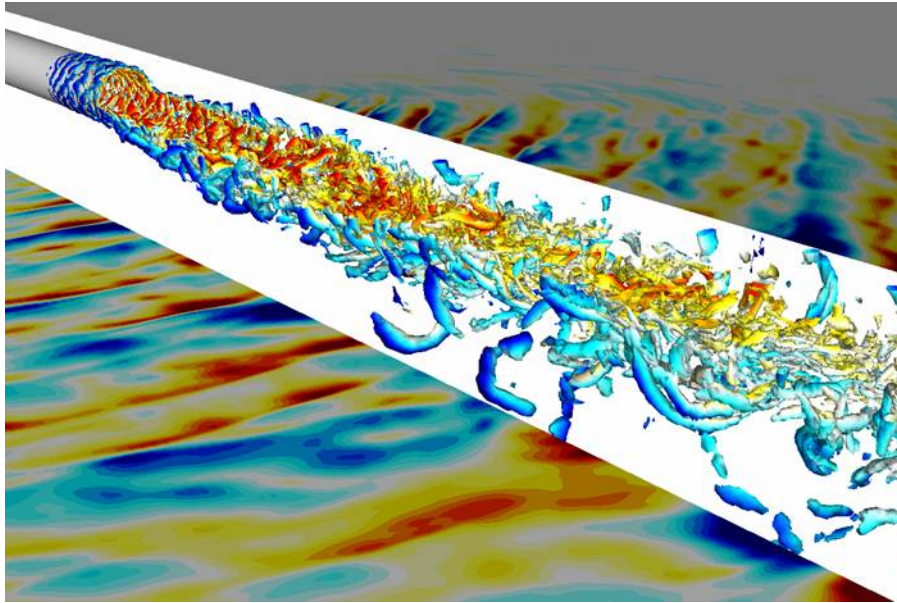


図1 超音速ジェットから発生する音響波と渦構造  
(外側:音圧, 内側, 速度勾配テンソル第2不変量の等値面を速度で色づけたもの)

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) T. Nonomura and K. Fujii, “Computational Analysis of characteristics and Mach Number Effects on Noise Emission from Ideally Expanded Highly Supersonic Free-jet,” JSME/ASME Fluid Engineering Conference, San-Diego , July 30-August 2, 2007.
- 2) T. Nonomura, and K. Fujii, “Over-expansion Effects on Mach 3.0 Supersonic Jet Acoustics,” 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 5 - 7 May, 2008.
- 3) T. Nonomura and K. Fujii, “Over-expansion Effects on Mach 3.0 Supersonic Jet Acoustics,” 8th. World Congress on Computational Mechanics (WCCM8) and 5th. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2008), 30 June - 4 July 2008 (予定) .
- 4) 野々村拓, 藤井孝藏, “ロケット音響予測に向けた超音速ジェットからの音響特性の解析I～検証および周波数特性～”, 第21回数値流体力学シンポジウム, 2007年12月19日～21日.
- 5) 野々村拓, 藤井孝藏, “ロケット音響予測に向けた超音速ジェットからの音響特性の解析 II～マッハ数効果～”, 航空宇宙学会第 39 期年会講演会, 2008 年 4 月 3 日～4 日(予定).

## 羽ばたき型火星航空機の空気力学に関する研究

Research on aerodynamics of flapping wing for Mars exploration airplane

### ● 研究グループ

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

研究分担者：東邦大学大学院 技術研修生，宮崎斐子(miyazaki@flab.isas.jaxa.jp)

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

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

### ● 計算の目的

次世代の火星探査のアプローチの一つとして，羽ばたき型の航空機による探査が考えられる．火星航空機は少ない消費エネルギーで大きな揚力と推力を発生させなければならないが，最適な羽ばたき方法についてはまだよく知られていない．我々のグループでは，これまで数値流体力学と多目的設計探査手法を用いて 2 次元のはばたきについて揚力最大化，推力最大化，必要パワー最小化のための空気力学的考察を行ってきた．本年度は 3 次元の羽ばたき運動解析ツールを開発し，3 次元羽ばたき運動特有の現象について考察を行う．

### ● 研究の概要

3 次元翼の羽ばたき運動は打ち上げ・打ち下ろし運動とピッチング運動の組み合わせを仮定し，それぞれの運動をサイン曲線で定義した．流れ場の支配方程式は非圧縮 Navier-Stokes 方程式を仮定し，擬似圧縮性解法を用いて解いた．

### ● 今年度の研究成果の概要

3 次元羽ばたき運動特有の現象であるスパン方向流れや翼端渦が確認され，それらの影響が無視できないことを示した．また，これまでの研究により 2 次元の羽ばたき運動では打ち上げ・打ち下ろし運動とピッチング運動の位相差は  $90^\circ$  程度がよいということがわかっているが，3 次元羽ばたき運動においては打ち下ろし時の翼下面の圧力上昇など 3 次元はばたき運動特有の現象があるため， $90$  度の位相差が必ずしも適切ではないことを示した．

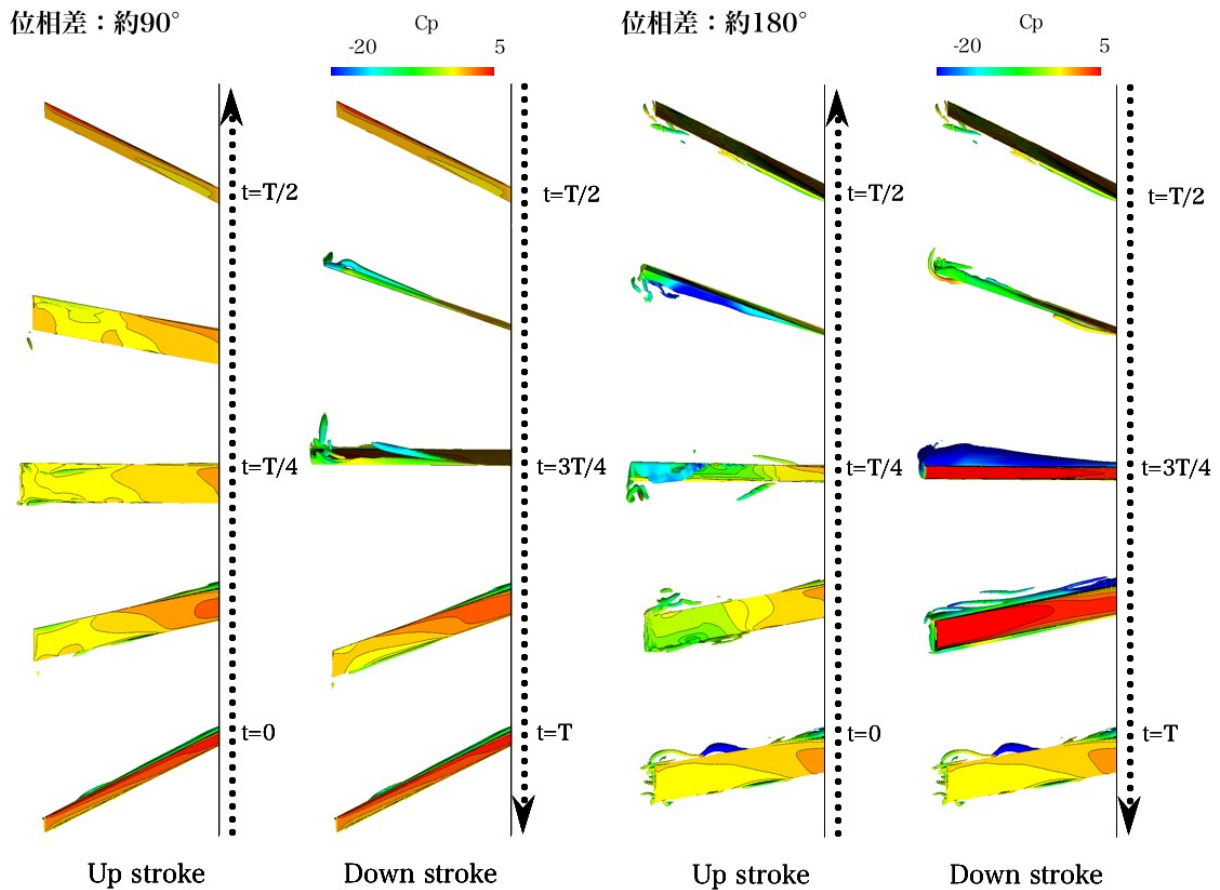


図1 位相差90度と180度の羽ばたき運動の空力特性の比較  
(翼下面圧力分布及び速度勾配テンソルの第二不変量. 翼前縁方向からの視点).

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) A. Oyama, Y. Okabe, K. Fujii, and K. Shimoyama, "A Study on Flapping Motion for MAV Design Using Design Exploration," AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit, AIAA-2007-2878, 2007.
- 2) 大山 聖, 谷 直樹, 山西伸宏, 藤井孝藏, 宇宙工学分野における多目的最適化, 第45回飛行機シンポジウム, 2007.

## 複合サイクルエンジン・モデルのエジェクタ・モード流れの数値計算

Numerical Simulation of the Ejector-Mode RBCC Engine Model

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

さらに、RJTF で用いる次期エンジンモデルの燃焼計算を行い性能解析を行っている。

### ● 今年度の研究成果の概要

エジェクタモードでのエンジンの吸い込み性能が、ロケット総圧、温度、噴射ガスを変化させた場合の影響を明らかにした。(参照 図1, 図2)

さらに、RJTF試験で用いる次期エンジンモデルの性能が、現モデルと比べて吸い込み性能が向上しているのを数値計算で確認した。

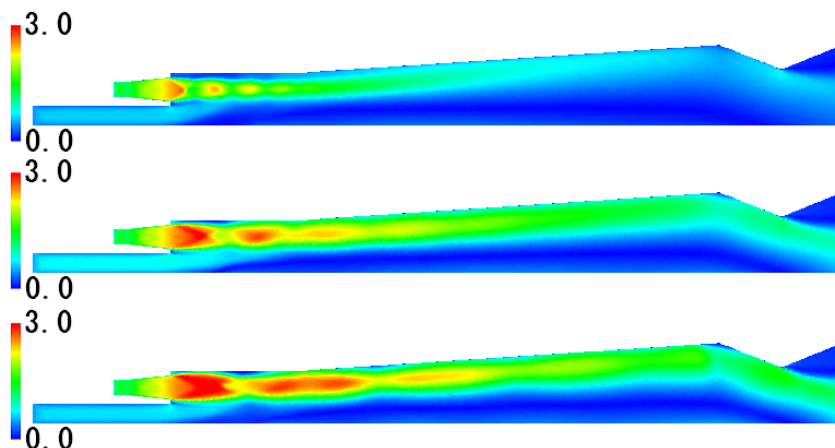


図1 RBCCエンジン燃焼器モデルのマッハ数分布（ロケット総圧は上から、0.6, 1.1, 1.6 MPa）

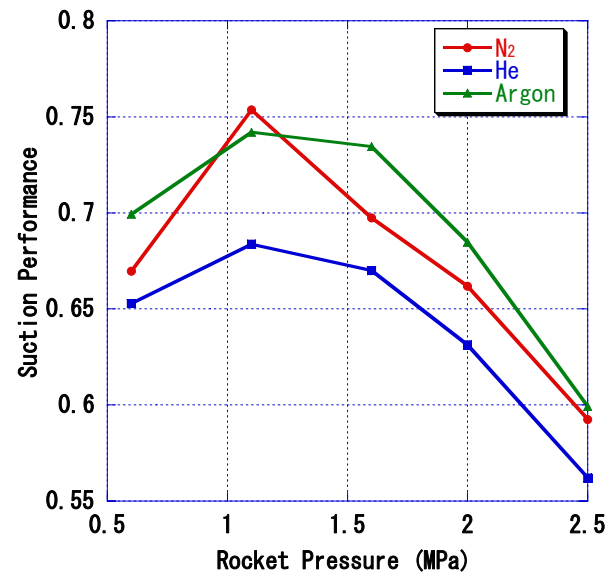


図2 噴射する気体を変化させた場合の吸い込み性能（窒素，ヘリウム，アルゴン）

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2008, 3/6-8, 2008, South Korea

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

Study on atomization and combustion flow analysis in a coaxial injector flow

### ● 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, 高木 周(takagi@mech.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 インテリジェント・モデリング・ラボラトリー,

清水和弥(kshimizu@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学大学院工学系研究科, 加藤光章(kato@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

### ● 計算の目的

液体ロケットエンジン燃焼は、流体力学的・熱力学的に複雑な現象を伴う。本研究では、そのような流れに対し、実在流体効果、燃焼反応などを考慮した解析モデルを構築し、その計算モデルの妥当性を検証することを今年度の主な目的とした。

### ● 研究の概要

本研究は、将来的に亜臨界圧力燃焼・超臨界圧力燃焼の違いを区別することなくロケットエンジン燃焼流れ解析を可能とすることを目指したものである。今年度の取り組みとして、セミラグランジュ手法を基にした気液二相流解析手法を応用することで、超臨界圧力条件下での水素・酸素燃焼流れ解析を可能とするべく取り組んだ。

### ● 今年度の研究成果の概要

実在流体効果、8化学種19反応を考慮した燃焼反応モデルを組み込み可能な解析手法の開発に取り組み、酸素液滴の蒸発・混合に関する解析、噴射器燃焼流れに関する解析を通して解析手法の妥当性を確認した。図1、図2 に超臨界圧力条件下で、高温水素流れ中に置かれた低温酸素液滴の変形の様子、およびそのときの流線の様子を示す。水素の流速が大きいときには、酸素液滴の変形も激しく、また液滴背後に大きな剥離領域が見られる。一方、水素の流速が低い場合には、計算初期に現れる剥離領域は消滅し、また液滴の変形についても、特に流れと垂直方向への伸び方に大きな差が見られる。また、噴射器流れに関するテスト解析からは、特徴的な渦構造や再循環領域などを得ることができており、セミラグランジュ手法に基づいた本解析モデルの妥当性が確認された。



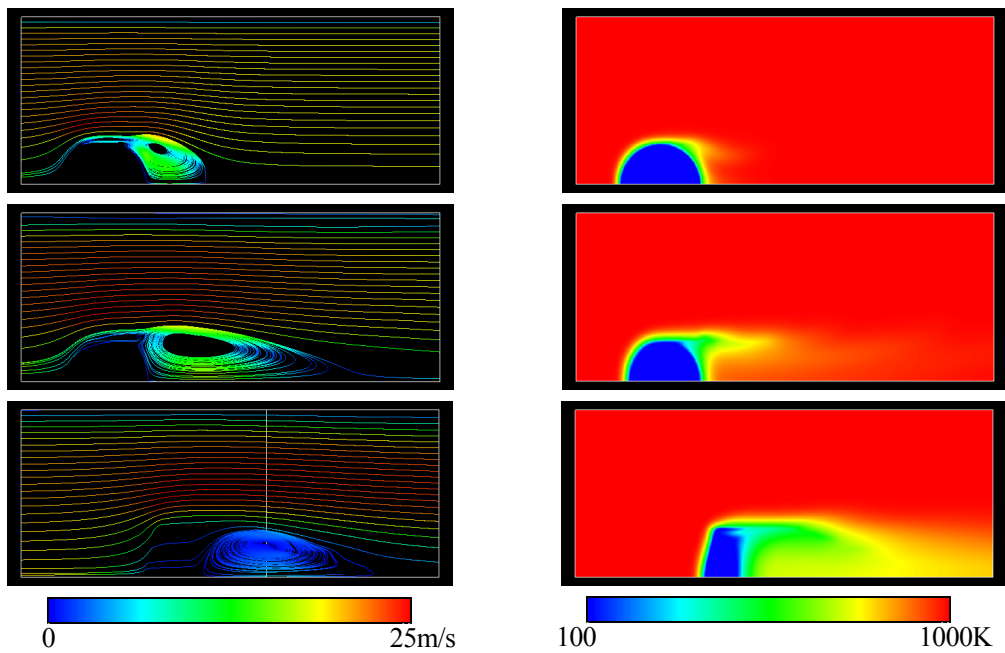


図1 高温水素流れ中に置かれた酸素液滴の変形の様子（水素流速が高い場合）．  
時刻は上から4 $\mu$ s, 20 $\mu$ s, 90 $\mu$ s.

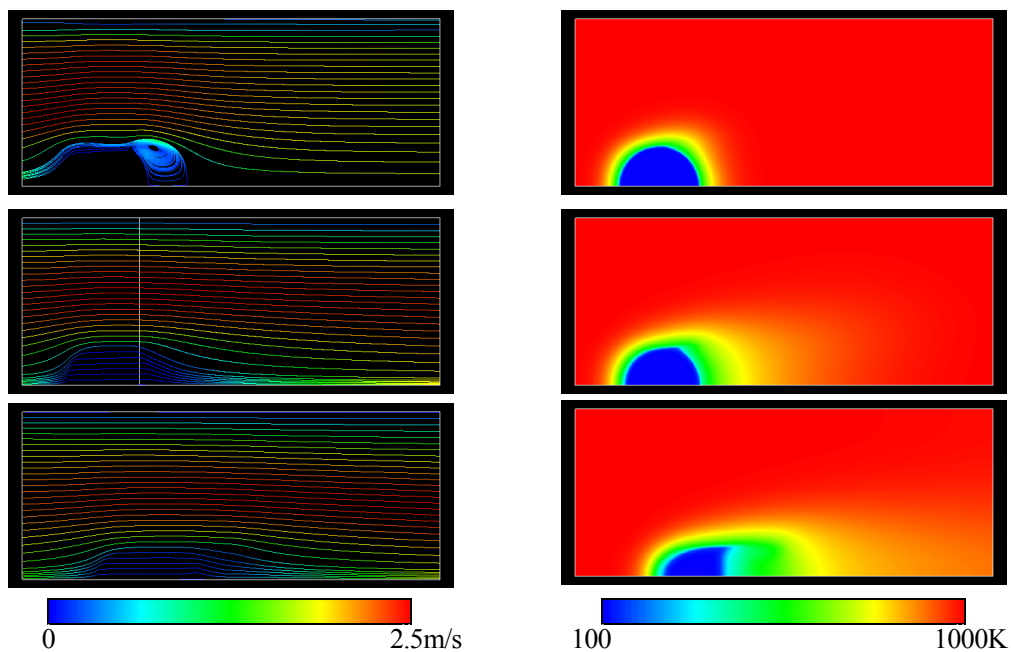


図1 高温水素流れ中に置かれた酸素液滴の変形の様子（水素流速が低い場合）．  
時刻は上から20 $\mu$ s, 100 $\mu$ s, 400 $\mu$ s.

## ● 研究成果の公表状況

- 1) K. Shimizu, T. Shimizu, N. Tsuboi, “Study on Development of Unified Simulation Method for Atomization and Combustion in a Coaxial Injector Flow”, AIAA-2008-1021.

## 革新的直接数値計算法を用いた乱流シミュレーションコードの計算精度検証

### ● 研究グループ

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

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

### ● 今年度の研究成果の概要

本年度は全体計画の中で，コード開発及びそれを用いた基本流場のシミュレートに重点を置き，これまでに平板境界層の流れ場の再現に成功した．特にこの高精度コードを数値風洞向けに並列化し，高い解像度を持つ大規模計算にも対応可能とした．

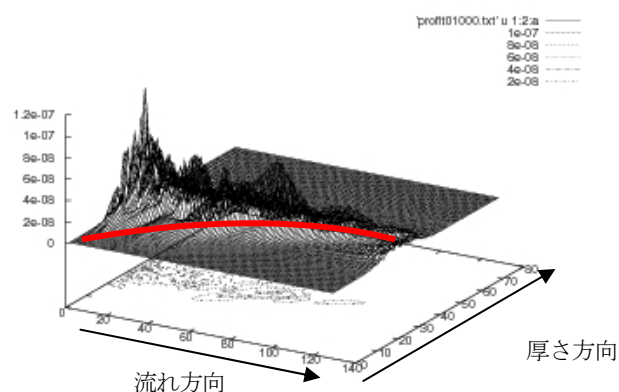


図1 境界層厚さが空間方向に成長する状況を DNS で再現.

## 液系からの液滴生成機構における伝播性表面張力波の果たす役割についての数値解析

Numerical study on the role of propagative capillary waves in droplet breakup from a ligament

### ● 研究グループ

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

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

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

### ● 計算の目的

乱流微粒化で重要になる液系からの液滴生成機構について，これまでの理論では見落とされてきた伝播性表面張力波の果たす役割に注目して解析を実行し，伝播性表面張力波が外部からの入力なしに自発的に分断を引き起こしていることを実証し，従来理論を修正する。

### ● 研究の概要

気液2相流コードを構築し表面張力の効果を組み込む。対応する微小重力実験に準拠して，高圧窒素中にSF6液を低速で噴射することで非定常の液滴生成を追跡する。外部からの擾乱がない状態で自発的に分断が起こるかを観察し，起こるならその機構を伝播性表面張力波に注目して解明する。

### ● 今年度の研究成果の概要

実験でも観察された分断の2つのモード（短波長モードと長波長モード）が計算でも再現され，その時系列の動きを詳細に追跡することで，各モードを励起する上でキーとなる波数域の伝播性表面張力波が確かに現象を駆動していることがわかった。また，流れ条件の違いにより卓越するモードが違うことも示し，これらは伝播性表面張力波の作用で統一的に説明できることが示された。

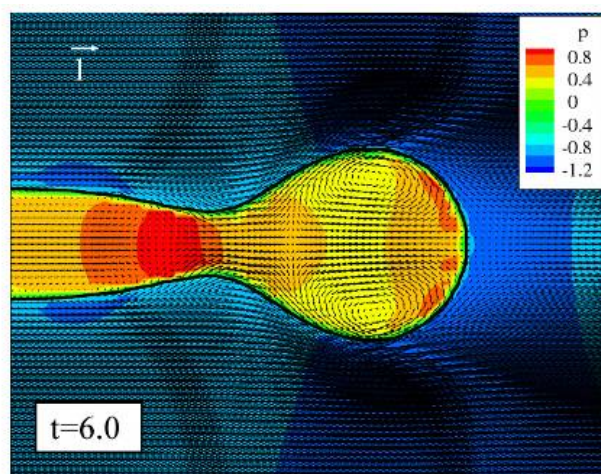


図1 短波長モードにおいて先端からの表面張力波の伝播により括れ部が形成され括れが連続的に進行していく様子。色は雰囲気圧からの無次元差圧であり，速度場は先端速度との相対速度場を表す。

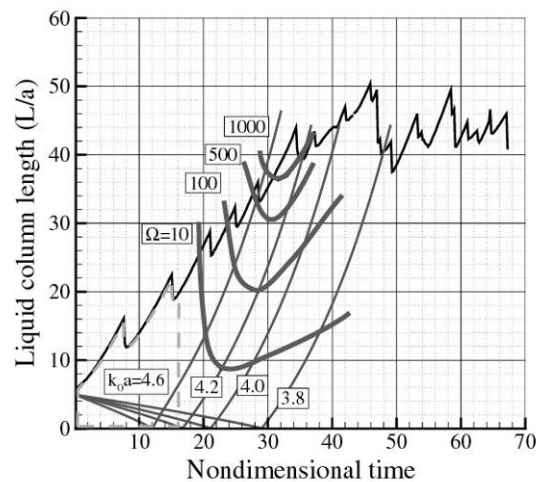


図2 長波長モードの励起. 細線は先端からの高波数の伝播性表面張力波が伝播し、ノズルで反射後不安定化する軌跡を示す. 太線は表面張力波の振幅の増幅率を示す. 長波長モードの励起にはある程度の時間（液柱長さ）が必要だということが分かる. 鋸歯状の線は数値解析で得られた液柱長さの履歴であり、 $t=30$ 付近で短波長モードに長波長モードが加わりそれまで単調増加だったのが以後増加しなくなる. この時刻は先端からの伝播性表面張力波が不安定化して帰ってきた時刻と一致している.

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 「液膜端の収縮により発生する表面張力波の特性」, 新城淳史, 小川 哲, 梅村 章, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55 No.641, pp.273-281, 2007
- 2) 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, 2007 (印刷中)
- 3) “A numerical study on droplet pinch-off by destabilization of capillary waves from ligament tip”, J. Shinjo, S. Matsuyama, Y. Mizobuchi, S. Ogawa, A. Umemura (submitted)

## 高レイノルズ数における平行平板間乱流の DNS

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

平行平板間乱流のDNSにおいて，世界最高のレイノルズ数となる大規模な計算を実施し，高レイノルズ数乱流現象の解析を，各種乱流統計量及び乱流構造のレイノルズ数依存性やスケージング則の検討を通じ行うことを目的とする．同時に，乱流モデル開発に資する高レイノルズ数DNSデータベースを構築することを目的とする．

### ● 研究の概要

平行平板間乱流の DNS において，世界最高のレイノルズ数となる大規模な計算を実施し，高レイノルズ数乱流現象の解析を，各種乱流統計量及び乱流構造のレイノルズ数依存性やスケージング則の検討を通じ行うことを目的とする．同時に，乱流モデル開発に資する高レイノルズ数 DNS データベースを構築することを目的とする．

### ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 高レイノルズ数平行平板間乱流の DNS において，高レイノルズ数域の大規模せん断層が捉えられない場合は，乱流統計量が正確に評価できないことを明らかにした
- 2) 乱流モデル開発に資する高レイノルズ数 DNS データベース及び公開 WEB サイトの構築を行った：  
[http://www.iat.jaxa.jp/db/database\\_root.html](http://www.iat.jaxa.jp/db/database_root.html)

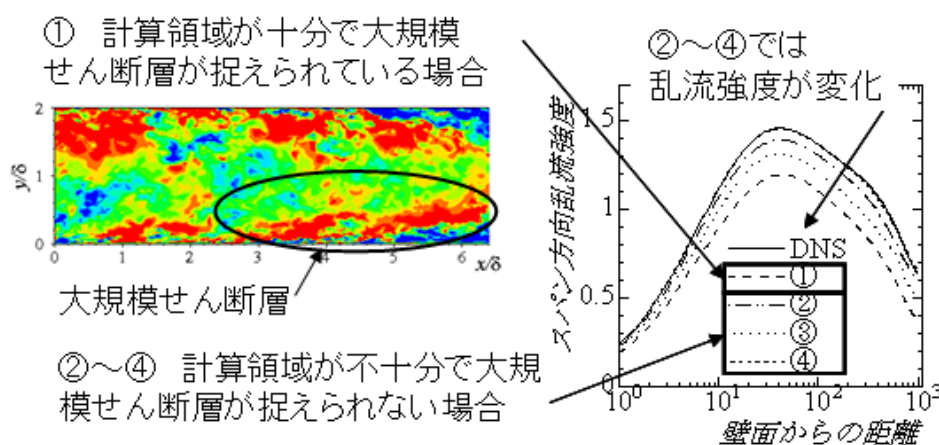
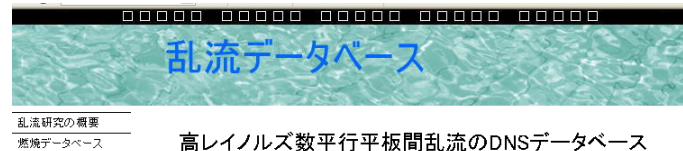


図1 大規模せん断層（壁面に対して傾いた大規模構造）の解析結果



#### 計算対象及び計算条件

本研究では、十分発達した無限に長い平行平板間乱流を想定している。計算対象を図1に示す。流れは、平均圧力勾配により駆動し、温度は、両壁面からの等熱流束加熱 ( $q_w = \text{const.}$ ) により与えている。

本DNSデータベースで公開するデータのレイノルズ数は、壁面摩擦速度( $u_\tau$ )及びチャンネル半幅( $\delta$ )に基づくレイノルズ数で  $Re_\tau = u_\tau \delta / \nu = 180, 395, 640, 1020$  ( $\nu$ : 動粘性係数)の4種類である。この4つのレイノルズ数に対し、速度場、温度場の基本的な乱流統計量を公開する。なお、温度場のプラントル数( $Pr$ )は、各レイノルズ数に対して、 $Pr=0.025$  (水銀)、 $0.71$  (空気)に設定している。

DNSの計算領域( $L_x \times L_y \times L_z$ )、所要格子数( $N_x \times N_y \times N_z$ )、空間解像度( $\Delta x^*$ ,  $\Delta y^*$ ,  $\Delta z^*$ ) (上付き\*)は、壁面量による無次元化)等の計算パラメータを表1に示す。最も大きな  $Re_\tau=1020$ の計算には、約  $1.4 \times 10^9$  の格子点数を要した。

DNSの計算手法の詳細は、Abe et al. [1]で、代表的な結果は、Abe et al. [1-3]で報告している。

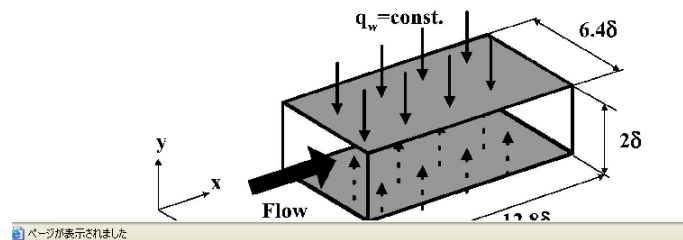


図2 DNS データベース公開 WEB サイト: [http://www.iaf.jaxa.jp/db/database\\_root.html](http://www.iaf.jaxa.jp/db/database_root.html)

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 阿部浩幸, 河村 洋, “大規模シミュレーションによる平行平板間乱流のDNSデータベースの構築,” 第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007 講演集, pp. 169-172 (2007).
- 2) Hiroyuki Abe, Hiroshi Kawamura, Sadayoshi Toh and Tomoaki Itano, “Effects of the Streamwise Computational Domain Size on DNS of a Turbulent Channel Flow at High Reynolds Number,” Advances In Turbulence XI, Proc. of the 11th EUROMECH European Turbulence Conference (eds. J.M.L.M. Palma and A.S. Lopes), Porto, Portugal, June 25-28, 2007, pp. 233-235, Springer.
- 3) 阿部浩幸, 河村 洋, “ $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流における階層的乱流構造,” 日本流体力学会年会2007 講演論文集, p. 178, (2007) (AM06-22-001).
- 4) Hiroyuki Abe, Hiroshi Kawamura, “Establishment of DNS database in a turbulent channel flow with passive scalar transport up to  $Re_\tau=1020$ ,” Proc. of Asian Symposium on Computational Heat Transfer and Fluid Flow (eds. W.-Q. Tao and Y.-L. He), Xi'an, China, October 18-21, 2007, CD-ROM.

## 一般化最小残差(GMRES)法の安定性検証

The Stability Experiment of the Generalized Minimal Residual(GMRES) Method

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

3次元ハイブリッド非構造格子有限体積法 Euler/Navier-Stokes ソルバ JTAS (JAXA Tohoku university Aerodynamic Simulation code) において，より最適な連立方程式の解法を適用することにより，高速化及び安定性の向上を図る。

### ● 研究の概要

LU-SGS 法より高速で安定な解法であると考えられている GMRES 法を実際に JTAS に適用して，高速化および安定性の向上が図れるかについて検討を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

GMRES 法のライブラリを作成し，簡単な行列を係数行列に持つ連立方程式を解くことにより，その安定性の検証を行った。その結果，Symmetric Gauss-Seidel 法と比較して，より安定な計算が行えることが確認できた。また，前処理の有効性も確認できた。一方で，係数行列の条件が悪い場合には，GMRES 法も不安定になる場合のあることがわかった。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 宇宙航空研究開発機構研究開発報告JAXA-RR-07-008  
「一般化最小残差(GMRES)法の安定性検証」(印刷中)

## 爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析

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

### ● 研究グループ

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

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

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

埼玉大学大学院理工学研究科生産科学専攻，

Sentanuha Jayan (jayan@mech.saitama-u.ac.jp)

北海道大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻，

浅田隆利(asada@mech-me.eng.hokudai.ac.jp)

青山学院大学大学院理工学研究科機械創造工学専攻，

木村勇一郎(c5607068@cc.aoyama.ac.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

3次元デトネーションの解析については、主に水素/空気予混合気の圧力が非対称モード（スピンドトネーション）に変移する機構を明らかにする。また、PDEについては、超音速飛行時における連続運転(multi-cycle)のIspなどの性能を評価する。

### ● 今年度の研究成果の概要

3次元デトネーションの解析については、等量比が1及び2, 1atmの水素/空気予混合気について、円管内のスピンドトネーションへの遷移を調べた。図1に壁面における最大圧力履歴を示す。また、実験結果との比較も示している。実験ではtwo-headedから遷移状態を経てsingle spinへと変化しており、どちらの計算でも遷移の際に極めてよく似たパターンを経てsingle spinへと遷移していることが分かる。遷移そのものは、実験、計算共に非常に短い期間で起こっていることから、極めて不安定な状態であると考えられる。

PDEの解析については、高度9.3km, M3.5から6.09km, M0.8までの飛行条件を想定して行った。なお、外部流に速度は与えていない。評価したノズルは、超音速用と亜音速用の2種類である。超音速用ノズルの場合の瞬間的なマッハ数分布を図2に示す。飛行音速が増加するに従い、超音速で飛行する際、Ispは増加することが示され、その傾向は他の研究者らの計算結果と一致することが示された。



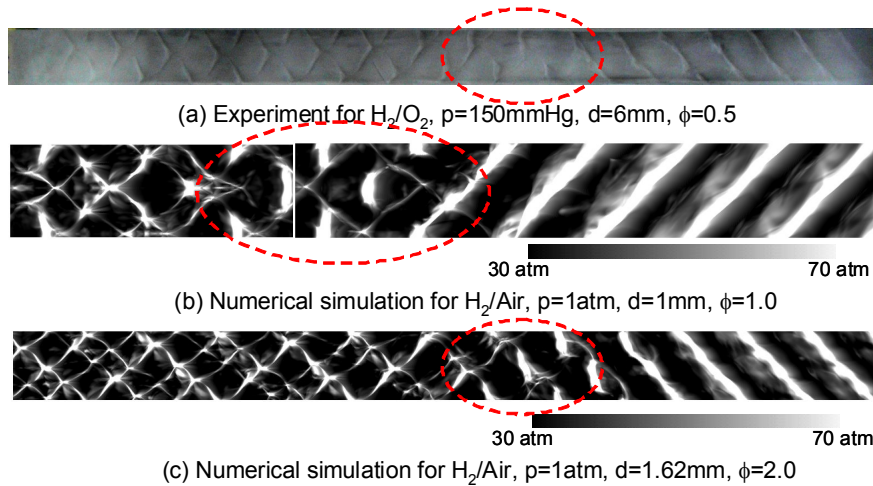


図1 円管壁面上の煤膜模様の比較

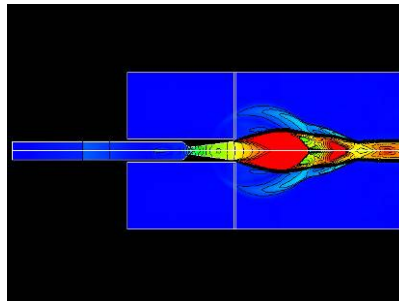


図2 超音速飛行用ノズルを用いたPDEの瞬間マッハ数分布

## ● 研究成果の公表状況

### 査読論文

- 1) 小室智幸, 佐藤和雄, 高橋政浩, 丹野英幸, 伊藤勝宏, 高温衝撃風洞(HIEST)における鈍頭円錐模型の圧力分布測定, 平成19年度衝撃波シンポジウム, 2008年3月19日

### 学会発表論文

- 2) N. Tsuboi, Y. Daimon, and A. K. Hayashi, Numerical Simulation of Single Spinning and Two-Headed Detonation in a Circular Tube, Seventh International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, pp. 134-135, Kyoto, Sep., 2007.
- 3) Venkat E. Tangirala, N. Tsuboi, A. K. Hayashi, Performance Estimations for Subsonic-to-Supersonic Flight Conditions of a Pulse Detonation Engine, AIAA paper 2008-113, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan., 2008.
- 4) Y. Kimura, A. K. Hayashi, E. Yamada, N. Tsuboi, Performance Evaluations of Exhaust Nozzles for Pulse Detonation Engines, AIAA paper 2008-984, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan., 2008.
- 5) Y. Kimura, S. Kitano, H. Sato, A. K. Hayashi, and N. Tsuboi, Experimental Study on Exhaust Nozzle Performance in H<sub>2</sub>/Air PDE, 21th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive, Poster 221, Poitiers-France, July, 2007
- 6) N. Tsuboi, Y. Daimon, and A. K. Hayashi, Shock Structure of Single Spinning and Two-headed Detonations in a Circular Tube, 21th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive, Oral-104, Poitiers-France, July, 2007

- 7) N. Tsuboi, M. Asahara, S. Kitano, and A. K. Hayashi, Numerical and Experimental Study on Single Spinning Detonation in a Square Tube, 21th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive, Oral-105, Poitiers-France, July, 2007
- 8) N. Tsuboi, M. Asahara, A. K. Hayashi, M. Koshi, Effects of Detailed Chemical Reaction Model on Detonation Simulations, 26<sup>th</sup> International Symposium on Shock Waves, No. 4150, pp. 139, Gottingen, July, 2007
- 9) Tangirala, N.Tsuboi, A.K.Hayashi, Performance Estimation for Subsonic-to-Supersonic Operating Conditions of a Pulse Detonation Engine, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit(2007), AIAA paper 2007-5076, 2007.
- 10) T. Kojima, H. Taguchi, T. Sato, H. Kobayashi, N. Tsuboi and Y. Daimon, Design Study of Turbine for Pulse Detonation Combustor, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA paper 2007-5076, 2007.
- 11) 坪井伸幸, 林 光一, 越 光男, 水素 / 空気デトネーションの数値解析における化学反応モデルの影響, 第39回流体力学講演会, pp. 279-282, 航技研, 2007. 6
- 12) 北野翔太, 朝原 誠, 山田英助, 林 光一, 坪井伸幸, デトネーション伝播の不安定性に関する研究, 第39回流体力学講演会, pp. 283-286, 航技研, 2007. 6
- 13) 坪井伸幸, 朝原 誠, 林 光一, 数値解析による3次元爆轟現象の可視化, 可視化情報全国講演会(岐阜2007), Vol. 27, No. 2, pp. 161-162, 岐阜大, 2007. 9
- 14) 北野翔太, 越 光男, 須佐秋生, 林 光一, 坪井伸幸, 円管内を伝播するスピンドトネーションの限界特性, 第45回燃焼シンポジウム, pp. 84-85, 仙台国際センター, 2007. 12
- 15) 朝原 誠, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 円管および正方形管を伝播するスピンドトネーションの数値解析, 第45回燃焼シンポジウム, pp. 86-87, 仙台国際センター, 2007. 12
- 16) 木村勇一朗, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, PDEにおける排気ノズルの実験および数値計算による推力性能比較, 第45回燃焼シンポジウム, pp. 94-95, 仙台国際センター, 2007. 12
- 17) 林 光一, 越 光男, 坪井伸幸, 北野翔太, 山田英助, スピンドトネーション, 平成19年度科研費空力班シンポジウム, pp. 86-89, 伊豆長岡千歳荘, 2008. 1
- 18) 北野翔太, 坪井伸幸, 山田英助, 林 光一, 須佐秋生, 越 光男, 水素を用いたスピンドトネーションの伝播構造について, 平成19年度衝撃波シンポジウム, 印刷中
- 19) 坪井伸幸, 林 光一, 越 光男, 円管内を伝播するデトネーションのSingle Spin への遷移について,
- 20) 阿達 聡, 林 光一, 坪井伸幸, 山田英助, 高圧下の酸水素デトネーション伝播機構に関する数値解析, 平成19年度衝撃波シンポジウム, 印刷中
- 21) 朝原 誠, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 詳細反応モデルを用いた酸水素球面デトネーションの数値解析, 平成19年度衝撃波シンポジウム, 印刷中

#### 招待講演論文

- 22) N.Tsuboi, Numerical Approach on Hydrogen Detonation : Fundamentals and Applications, The Second European Summer School on Hydrogen Safety, No.11, 2007.

#### その他

- 23) 坪井伸幸, 林 光一, 3次元爆轟現象の数値解析, 日本流体力学会誌「ながれ」, Vol. 26, No. 3. pp183-192, 2007

## 液滴間火炎伝播メカニズム研究

Research on Flame Spread Mechanism of Fuel Droplets

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト，依田眞一(kazawa.junichi@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト，菊池政雄(kikuchi.masao@jaxa.jp)

宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト，菅野互泰(sugano.nobuhiro@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

液滴群燃焼数値シミュレーションプログラムを用いて不等間隔に配置した液滴の干渉効果が火炎燃え広がりを与える影響および予蒸発が火炎燃え広がりを与える影響について検証を行った。

### ● 研究の概要

ISS 科学プロジェクト室では噴霧燃焼メカニズムの解明を目指した基礎研究を行っている。噴霧燃焼は多数の燃焼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、その基礎課程である燃焼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焼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 次元液滴マトリックス、さらに 3 次元空間に配置された液滴群における燃焼現象の解析を行なう。

### ● 今年度の研究成果の概要

液滴間の火炎の干渉により火炎径が広がり、火炎燃え広がり距離が伸びることを確認した。これは実験結果と同様の傾向を示している。また予蒸発の影響が不等間隔の火炎燃え広がりを与える影響を調べるために雰囲気温度を変えた不等間隔液滴列の火炎燃え広がり挙動を調べた。その結果、可燃混合気層の形成が火炎からの距離を短くし火炎燃え広がり距離に影響を与えることが示唆された。数値解析の結果から火炎燃え広がり距離は未燃液滴直前の火炎半径と周囲温度に影響されることが示唆された。

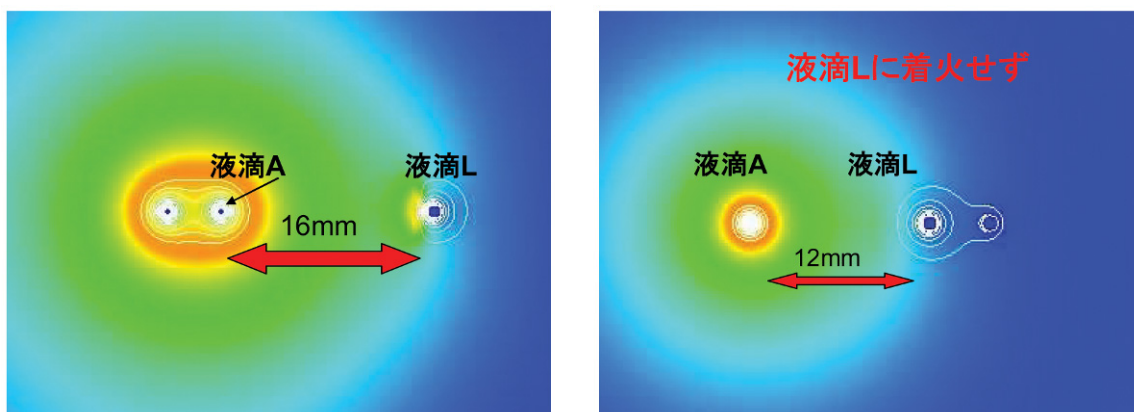


図1 液滴の干渉による火炎燃え広がり距離の拡大

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 菅野，菊池，依田，三上「不等間隔液滴列の火炎燃え広がりに関する数値解析」，第45回燃焼シンポジウム，2007年

## 高高度係留気球におけるテザーの挙動解析

### Tether Simulation of High Altitude Tethered Balloon

#### ● 研究グループ

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

#### ● 計算の目的

本計算の目的は、高高度係留気球の実現に向けて、高度や時間によって大きく変化する様々な気象条件下においてテザーや気球本体の健全性を確保するため、その挙動を予測するための解析モデルを構築し、基本的な特性を調べることである。

#### ● 研究の概要

係留気球では、テザーの長さが長くなる程、テザーに働く重力や風による空気力の影響が気球本体に働く力に比べて無視できなくなり、解析的な手法によってその挙動を予測することが困難になる。本解析では、テザーを仮想粒子のバネマス系でモデル化し、仮想粒子の運動方程式を時間発展的に解くことでテザーの挙動を解析する。テザーの伸縮という微視的な挙動を解像しつつ、テザーおよび気球の巨視的な振る舞いを解析することで、テザーの応力分布など係留気球のシステム設計に必要なデータを取得する。

#### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、係留気球の挙動を予測するための解析モデルを構築し、その挙動に関する基本的な特性について調べた。今後は、本解析モデルを発展させ、風の高度分布などに関するパラメトリックスタディを行い、係留気球のシステム設計に向けた基礎的データの取得を行う。

図1は、係留気球のテザー挙動解析結果の一例である。

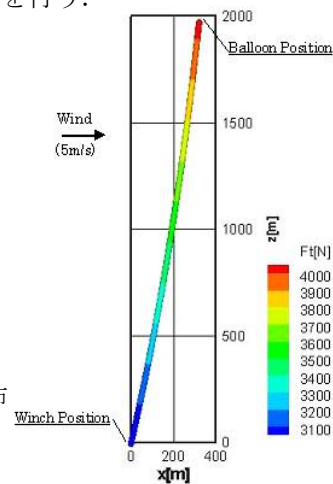


図1 係留気球におけるテザーの張力分布

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Daisuke AKITA, Kazuhiko YAMADA, Naoki IZUTSU, Hideyuki FUKU, Michihiko TORIUMI, Yukihiko MATSUZAKA, Shigeo OHTA, Motoharu SEO, Michiyoshi NAMIKI, Issei IJIMA, Naoki NONAKA, Jiro KAWADA, Eiichi MIZUTA, Yoshitaka SAITO, Tetsuya YOSHIDA, Takamasa YAMAGAMI, Shujiro SAWAI, Tatsuaki HASHIMOTO, Ikuo EGAMI, Ryojiro AKIBA, "ISAS Balloon-Drop Microgravity Experiment System", Journal of The Japan Society of Microgravity Application, vol.24, no.3, 2007, pp.301-306.

## 多目的設計探査に関する基礎研究

### Fundamental Research on Multiobjective Design Exploration

#### ● 研究グループ

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

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

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

#### ● 計算の目的

はばたき型火星航空機の設計やロケットエンジンの設計などの宇宙工学分野における設計には，多目的最適化手法とデータマイニング手法を組み合わせた多目的設計探査が有効であると考えられる．多目的設計探査は多目的最適化問題の目的関数同士の関係，設計変数と目的関数間の関係など，設計者や研究者にとって有益な情報を引き出すことが可能である．しかしながら，多目的最適化によりえられる多数の最適解群（非劣解群）から設計者に有用な情報を引き出す方法についてはまだ十分に研究されていない．よって本研究では多目的設計探査を宇宙工学分野における設計問題に適用し，その有効性を確認するとともにデータマイニング手法についての比較研究を行う．

#### ● 研究の概要

2次元のはばたき運動の空力多目的最適化およびターボポンプの空力多目的最適化により得られたパレート最適解群について，自己組織化マップ，Scatter plot matrix，ヒートマップ等のデータマイニング手法を適用してそれらの有効性を確認するとともに，比較検討を行った．

#### ● 今年度の研究成果の概要

本研究の結果，それぞれのデータマイニング手法の有効性を確認し，2次元のはばたき運動の空力多目的最適化およびターボポンプの空力多目的最適化に関する有益な知見を得るとともに，それぞれのデータマイニング手法の特徴を整理することができた．来年度はこれらの成果を元に，効果的な新しいデータマイニング手法を開発する予定である．

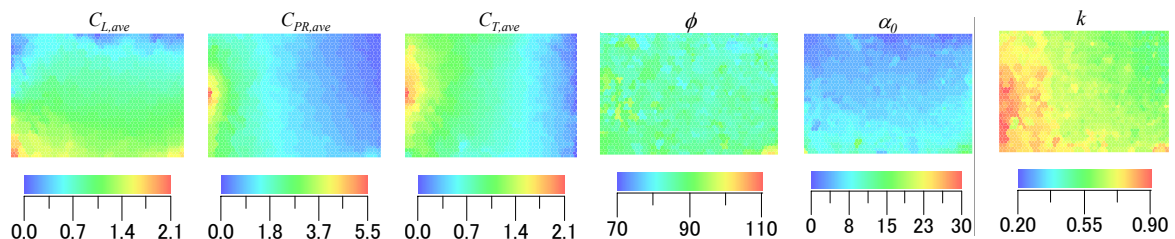


図1 自己組織化マップによる目的と設計変数との因果関係についての考察

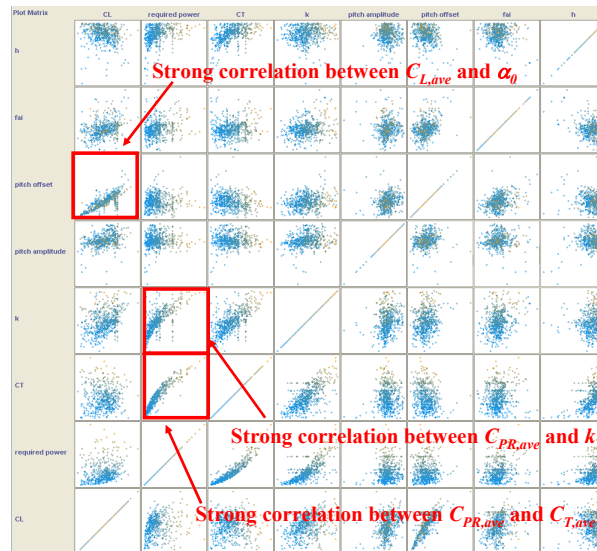


図2 Scatter plot matrix による目的と設計変数との因果関係についての考察

### ● 研究成果の公表状況

- 1) T. Tatsukawa, A. Oyama, and K. Fujii, "Comparative Study of Data Mining Methods for Aerodynamic Multiobjective Optimizations," 8th. World Congress on Computational Mechanics (WCCM8) and 5th. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2008), 30 June - 4 July 2008 (予定) .

## 能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究

Study on flow control using active flow control devices

### ● 研究グループ

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

研究分担者：横浜国立大学大学院 工学府 システム統合工学専攻 海洋宇宙システムコース，

岡田浩一(okada@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻，浅田健吾(asada@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻，二宮由光(ninomiya@flab.isas.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

#### [シンセティックジェット]

本年度はシンセティックジェットの作り出すジェットの特性を理解するため、制御される流れがない条件（無風条件）でのシンセティックジェットのキャビティ内部およびジェットの3次元計算をおこない、実験結果と比較した。また、基本的な流れ特性を理解するために、各無次元パラメーターの影響を調べた。

#### [プラズマアクチュエータ]

2次元翼型周りの流れに対してアクチュエータを模擬した擾乱を与え、実験結果と整合性がとれる擾乱モデルを特定することで、プラズマアクチュエータの流れ場制御のメカニズムを明らかにすることを目的にコード開発を進めた。

### ● 今年度の研究成果の概要

#### [シンセティックジェット]

実験結果と計算結果のジェットの擾乱速度が定性的に一致するためには3次元計算が必要であることがわかった。また、高いレイノルズ数ではジェットおよびキャビティ内部流れが乱流に遷移し3次元的なジェットとなるが、低いレイノルズ数では、2次元的な渦構造をもつジェットとなることなどのシンセティックジェットの基本特性がわかった(図1)。また、シンセティックジェット剥離制御メカニズム解明のために次年度行う予定のバックステップ流れの剥離制御の解析のための予備計算を行った。

#### [プラズマアクチュエータ]

今年度は擾乱を与えない場合について、高解像度コンパクトスキームを用いた3次元計算を行いNACA0015周りの流れの実験と計算結果を比較した(図2)。その結果、迎角 $4^\circ$ では翼後縁にバブルが生じ、迎角 $12^\circ$ では前縁剥離を起こすといった定性的な一致が確認できた。この計算コードをベースに次年度以降、プラズマアクチュエータの擾乱モデルを提案することで、プラズマアクチュエータの流れ制御メカニズム解明に貢献したい。

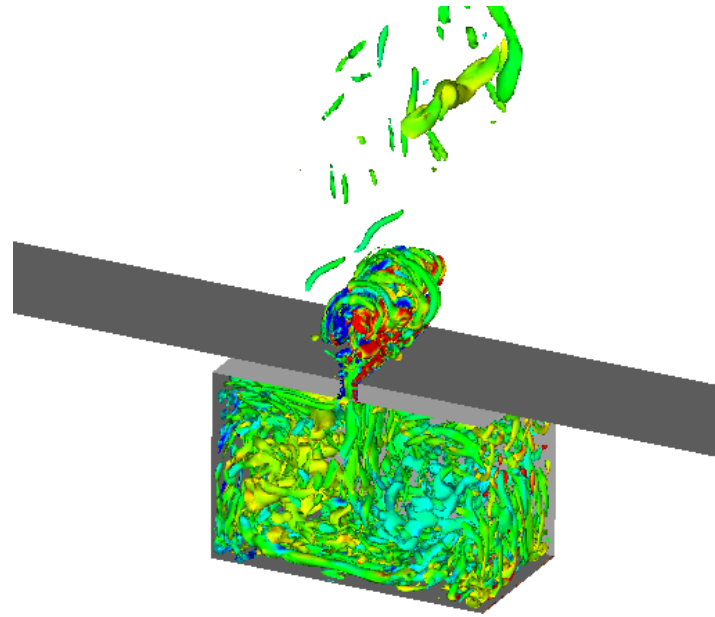


図1 シンセティックジェットのキャビティ内および誘起されるジェットの非定常流れ  
(速度勾配テンソルの第二不変量の等値面).

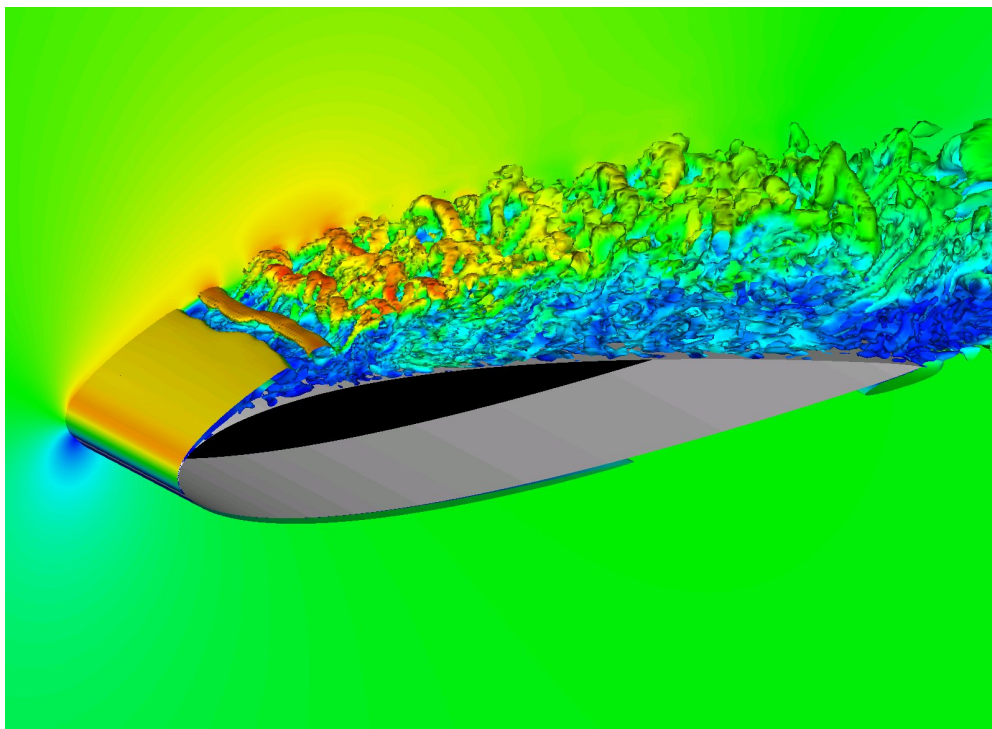


図2 迎角 12 度, マッハ数 0.3, 翼弦長基準レイノルズ数 44,000 における NACA0015 回りの非定常流れ  
(速度勾配テンソルの第二不変量の等値面).

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 岡田浩一, 藤井孝藏, 宮路幸二 “シンセティックジェット詳細形状による流れ場への影響に関する研究”, 第 12 回 日本計算工学会講演会, (2007).
- 2) 岡田浩一, 藤井孝藏, 宮路幸二, “シンセティックジェットのキャビティ内部流れに関する研究”, 第 21 回数値流体力学シンポジウム, (2007).



## 高速移動体の凸部から発せられる空力音響の数値解析

Computational Analysis of Noise Sources inside the High Speed Flow over a Generalized Bump

### ● 研究グループ

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

研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 博士課程前期，

岡本謙太郎(okamoto@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻 博士課程後期，

野々村 拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)

横浜国立大学大学院 工学府 システム統合工学専攻 博士課程前期，

大越元晶(okoshi@flab.isas.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

乱れが作る空力音響の特性とその低減化を目指した研究を進めている。本研究は乱流境界層と干渉する凸部形状が作る圧力時間変動場の理解からその特性を知り，流体力学としての基礎研究を進めると同時に，航空宇宙分野のみならず多くの機器が作り出すさまざまな騒音問題とその低減化を目指したものである。

### ● 研究の概要

凸部形状周りの 3 次元的な流れ場の数値解析を行う。まず初めに数値解析方法の検証を行うため実験との比較を行った。次に一般的な凸部形状に対して，前方上部の角部の有無によって壁面圧力変動がどのように変化するかを調べた。

### ● 今年度の研究成果の概要

Visbal らの計算結果と表面圧力分布を，Gwibo Byun らの実験と凸部近傍のスパン方向の速度変動スペクトルを，慣性小領域内理論と壁面圧力変動スペクトルの勾配を比較し，定性的あるいは定量的な一致を得，本計算手法が有効であることを確認した。

続いて，前方上部に角を持つ凸部形状と角部に丸みをおびせた凸部形状まわりの流れの解析を行い，角部の有無によらず凸部先頭で流れが剥離してバブルを形成することを確認した。バブル内では，角を持つ凸部の場合は音源のピーク周波数が上がるほど音源は上流に存在するが，角部がない凸部ではほとんど音源位置は変化しないことが分かった。また本解析ではピーク周波数の壁面圧力変動の大きさはバブルの大きさにかかわらずほぼ同じ大きさになった。

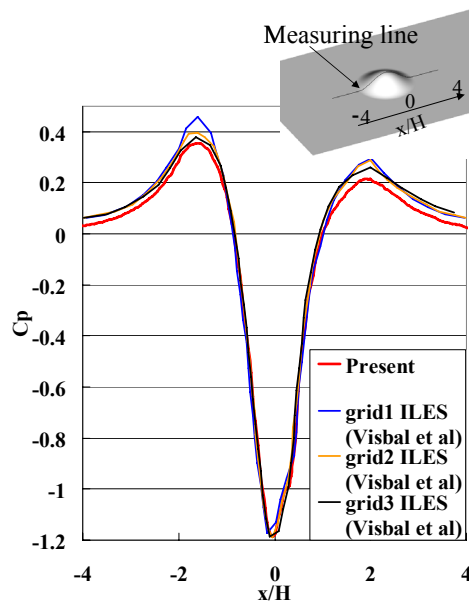


図1 Visbalらの計算結果と本研究により得られた結果との比較  
(凸部中心上での壁面圧力係数の分布の比較)。

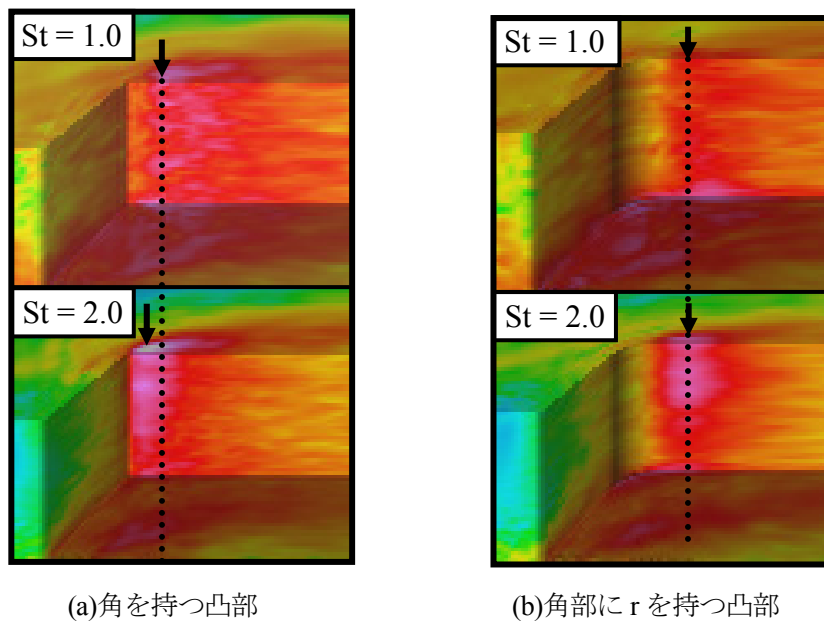


図2 一般形状の前方上部の角部の有無による壁面圧力変動分布の違い  
(壁面上および凸部中心断面上での1/3オクターブバンド音圧レベルの比較)。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) K. Okamoto, T. Nonomura, and K. Fujii, "Computational Analysis of Noise Sources inside The High Speed Flow over a Bump," 5th Joint ASME/JSME Fluids Engineering Conference, FEDSM2007-37536, 2007
- 2) 岡本謙太朗, 野々村 拓, 藤井孝蔵, "高速移動体の凸部から発せられる空力音響の数値解析," 第21回数値流体力学シンポジウム, 2007年12月
- 3) K. Okamoto, T. Nonomura, and K. Fujii, "Computational Analysis of Noise Sources inside The High Speed Flow over a Bump," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008

## 衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究

Fundamental research on high speed flow with shock wave

### ● 研究グループ

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

研究分担者：東京大学大学院航空宇宙工学専攻，後藤良典(goto@flab.isas.jaxa.jp)

東京電機大学理工学部知能機械工学科 技術研修生，

小川 烈(akiraogawa@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院航空宇宙工学専攻，川口 孟(kawaguchi@flab.isas.jaxa.jp)

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

### ● 計算の目的

宇宙往還機やロケット，等宇宙輸送系の空力特性を考慮するうえで理解することが不可欠な基礎的な流体现象の理解を進めることを目的とする。今年度は「斜め平板に衝突する高い圧力比の不足膨張噴流の数値解析」および「高速気流中のデルタ翼周り複雑流れに関する数値解析」を主に行った。

### ● 研究の概要

#### [斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析]

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

#### [高速気流中のデルタ翼周り複雑流れに関する数値解析]

高速気流中のデルタ翼周り流れに関する研究は数多く存在するが，無人機などで採用される後退角の浅いデルタ翼については空力特性がまだよくわかっていない。そのため，数値流体力学を用いて，後退角 55 度，65 度，75 度のデルタ翼周りの流れを解析し，後退角が流れ場に与える影響に関する考察を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

#### [斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析]

今年度は昨年度まで行ってきた斜め平板に衝突する不足膨張噴流のCFD解析をさらにすすめ，平板上の圧力ピークの発生メカニズムが4種類あることを示した。(図1, 2) また，非定常流れ場解析および直接音響解析を行うための計算コードおよび格子の作成と予備計算を行った。

#### [高速気流中のデルタ翼周り複雑流れに関する数値解析]

数値計算による解析を行った結果，後退角の浅いデルタ翼 (55 度) に関しては遷音速領域において，これまでデルタ翼の流れ場としては知られていないタイプの流れ場になることがわかった。

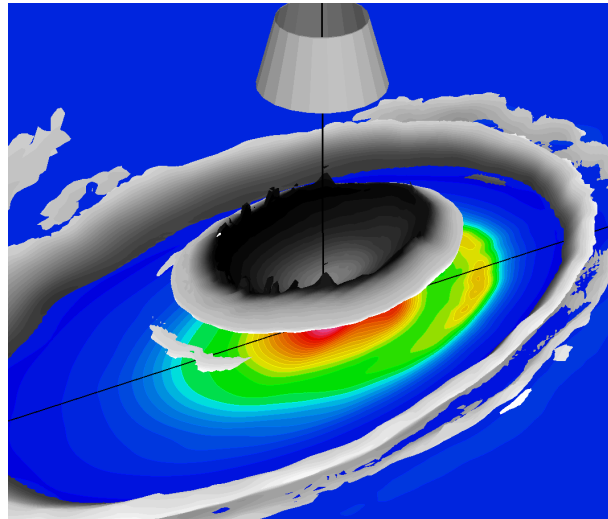


図1 斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流のつくる衝撃波構造の例.

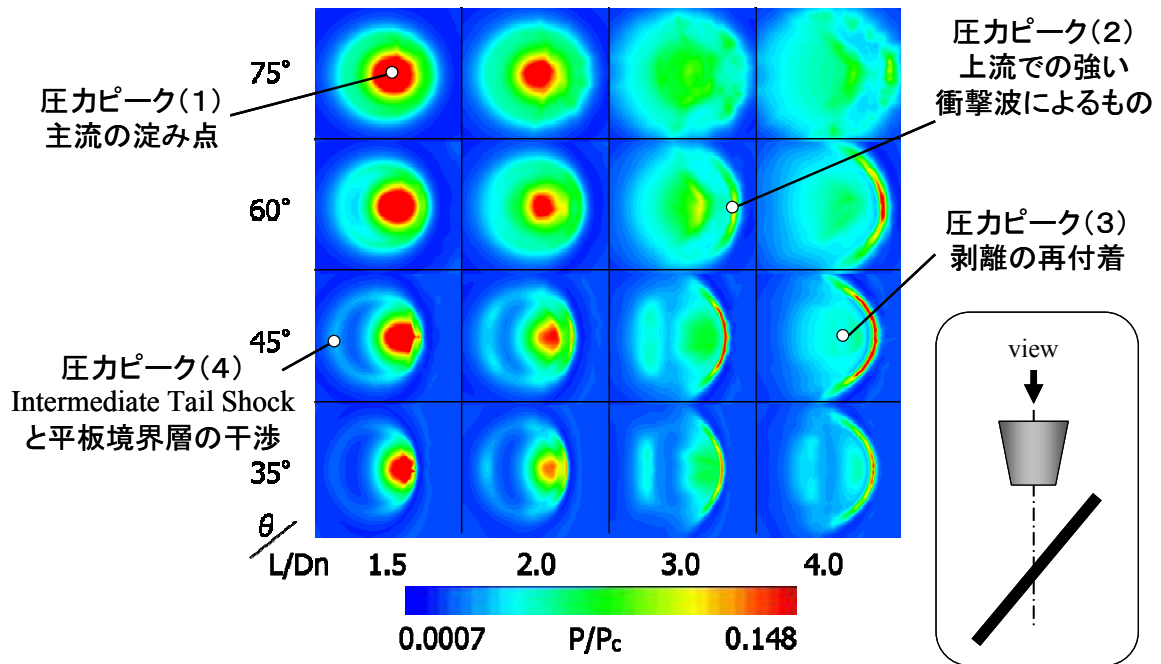


図2 圧力比7.4のときの平板上の圧力分布  
(表の横軸がノズル・平板間距離, 縦軸が平板の角度).

● 研究成果の公表状況

- 1) K. Fujii, "CFD Contributions to High-Speed Shock-Related Problems – Examples Today and New Features Tomorrow -," 26th International Symposium on Shock Waves, 2007.

- 2) K. Fujii, G. Imai, and A. Ogawa, "Computational Analysis of the Characteristics of High-Speed Flows over a Delta Wing," Workshop on Compressible Flows Honoring Prof. Helmut Sobieczky, 2007.
- 3) K. McIlroy, and K. Fujii "Computational Analysis of Supersonic Underexpanded Jets Impinging on an Inclined Flat Plate," 37<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Miami, FL, June 25-28 2007, AIAA-2007-3859.
- 4) 小川 烈, 藤井孝藏, 大山 聖, "高速, 高迎角におけるデルタ翼のマッハ数効果" 第21回数值流体力学シンポジウム, 2007.
- 5) Oyama, G. Imai, A. Ogawa, and K. Fujii, "Aerodynamic Characteristics of a Delta Wing at High Angles of Attack," 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008 (予定) .
- 6) Y. Goto, K. McIlroy and K. Fujii, "Unsteady Computational Analysis of Supersonic Underexpanded Jet Impinging on an Inclined Flat Plate," 8th World Congress on Computational Mechanics (WCCM8) and 5th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2008), 30 June - 4 July 2008 (予定) .

## 圧縮性 Large-Eddy Simulation における解析技術の向上

Toward Large-Eddy Simulation of compressible practical 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)

### ● 計算の目的

Large-Eddy Simulation(LES)は近年広く使われるようになってきているが、圧縮性流れに関する限り、差分スキームやSGSモデル、境界条件の取り扱いなど議論が不十分な面が多くあり、信頼性のある結果を得るための方法論が確立されているとは言えない状況である。本研究では、航空宇宙推進を想定した流れ場のLES解析を通じて、信頼性ある解を得るために必要な注意や技術課題を洗い出し、それら課題を解決することで、航空宇宙推進に係わる流れ場のシミュレーション技術向上を目指すことを目的とする。

### ● 研究の概要

レイノルズ数 $3 \times 10^6$ の遷音速翼に生じるバフェットを例に、高レイノルズ数流れのシミュレーションを行った。壁面近傍の格子点数を削減するために、RANS/LESハイブリッド手法を導入し、チャンネル流れを持ちいて、いわゆる”DES buffer”が生じず正しい速度分布を再現できることを確認した。この手法をレイノルズ数 $3 \times 10^6$ の遷音速翼に適用し、現有計算機で解析可能な点数(850万点)で高レイノルズ数流れの非定常シミュレーションを実施し、バフェットのメカニズムについて考察を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

高レイノルズ数・高亜音速～遷音速流れのLESを行うためには、(1)衝撃波の捕獲と同時に(2)衝撃波でない領域での解像度確保 (3)壁面に平行な方向の格子幅拡大 を行う必要がある。本年度は(1)(2)についてRelative Limitter付WCNS法、(3)にMedicのRANS/LESハイブリッド手法を導入し、1次元問題やチャンネル乱流を用いてその効果を検証した。その結果現有計算機で解析可能な点数(850万点)でレイノルズ数 $3 \times 10^6$ の遷音速翼のLES解析が、一応出来るようになった。

結果を解析した結果、まだ解像度・計算領域が不足気味ではあるが、衝撃波の振動や、その原因となっている主流速度の1/10程度の遅い擾乱伝播を捉えることが出来ており、剥離を伴う非定常衝撃波振動にかかわる基本的な物理現象は解像できていると考えられる。

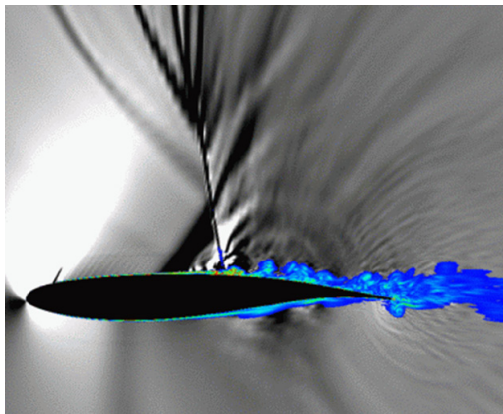
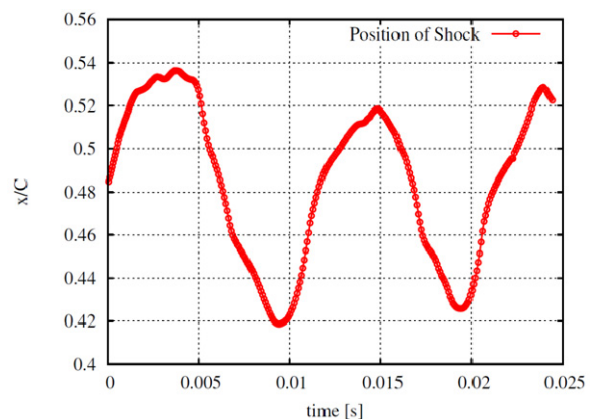
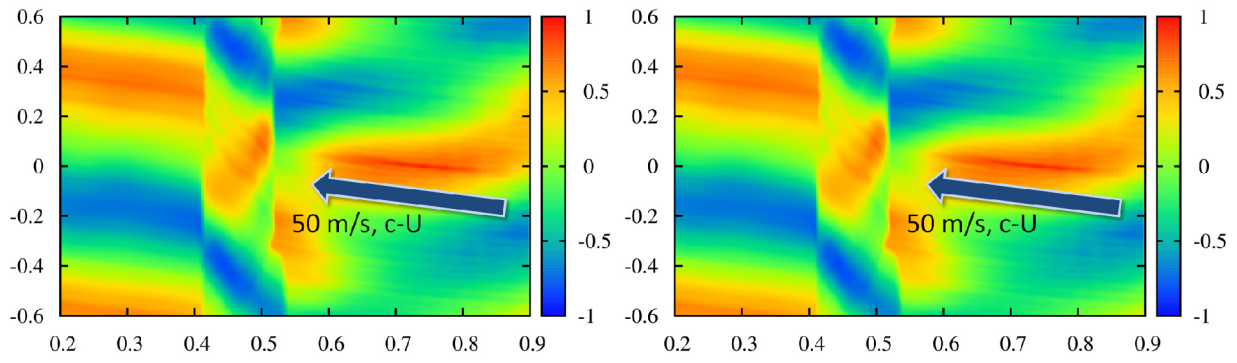


図1  $\nabla u$ および渦度絶対値



衝撃波の位置履歴

図2  $y/c=0.5$  の圧力相関

翼面上圧力相関

## マイクロフィンを用いた超小型軽量熱制御機器の開発

Development of Compact Heat Controlling Device with Micro-fins

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

電子機器の冷却や微小領域の高精度温度制御用のヒートシンクおよび熱交換器を指向して、新たに提案する切欠きフィンについて、その最適設計の指針を得ることを目的とする。独自に開発した熱伝達・熱伝導の連性問題を取り扱える3次元熱流動数値解析コードを用いて、スーパーコンピュータにてフィンピッチ、切欠き形状、切欠き配列などをパラメータとして計算を行い、切欠きフィン周りとの内部の熱流動場の特性について詳細な検討を行うとともに、並行して行っている伝熱実験との比較検討を行うこと。

### ● 研究の概要

電子機器の冷却や微小領域の高精度温度制御を指向して、省スペースと軽量化の要求に応える伝熱性能が高い小型高効率熱交換器の開発を目的とする。フィンに切欠きを設けた切欠きフィンを提案する。そこで本研究では、新規に切欠きフィンを提案する。このフィンでは、クリアランス部とフィン間の流体間における質量および熱輸送の促進と圧力損失の低減効果のほかに、材料削減による軽量化が期待されるが、その流動特性はほとんど解明されていない。そこで、フィン付設流路について熱伝達・熱伝導の連性問題を含めた3次元熱流動解析を行い、フィンの各形状パラメータおよびレイノルズ数、温度境界条件が、伝熱と圧力損失特性に与える影響について検討を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

本年度は、前年度に引き続き切欠きフィンについて、切欠き配列傾斜角とクリアランスが伝熱および圧力損失特性に与える影響について3次元数値解析により検討を行い、これに加え本年度では更に、切欠きフィンの寸法が熱流動特性に与える影響について検討を行った。その結果、以下の知見が得られた。

1. レイノルズ数 $Re=200$ の条件下でPIV実験と数値解析で得られた速度場を比較し、良好な一致が得られ、それぞれの手法の妥当性が確認された。
2. フィン厚さ $W_f$ とフィンピッチ $W_p$ の比 $W_p/W_f$ が小さい場合、クリアランス部を流れる流体の一部が切欠き領域へ流れ、切欠き後端のフィン面にて高い熱伝達率をもたらす。また、その領域内では逆流を伴う循環流が形成される。
3. 切欠き深さを大きくすると、切欠き後端での温度境界層の更新効果により平均ヌセルト数は増加する。その一方で伝熱面積が減少するため流路の熱抵抗 $R$ は切欠きの寸法に対して、ほぼ一定の値を取る。
4. 切欠きを設けることにより圧力損失低減効果が得られ、摩擦損失係数 $f$ は切欠きのないフィンの場合と比較して30%軽減される。また、この効果に及ぼす $W_p/W_f$ の影響は小さい。
5. 切欠きの主流方向長さを大きくすると圧力損失が軽減される。一方、切欠き深さが圧力損失特性に与える影響は小さい。
6.  $W_p/W_f$ に対して $R$ が極小値となる値が存在する。これはフィン側面の熱伝達率とフィンの数密度によるトレード・オフ問題に起因する。 $W_p/W_f$ が小さい場合は、切欠きフィンの場合の $R$ の方が小さく、 $W_p/W_f$ がある値より大きくなると切欠きがない場合の方が $R$ は小さい。



7.  $Re=1,000-2,000$ の条件下では、切欠きのない場合の平均ヌセルト数 $Num$ は一定であるが、切欠きフィンの場合では $Re$ の増加に伴い $Num$ が増加し、切欠きフィンでは、切欠きのない場合に対して伝熱促進効果が得られる。

また、平成 17～19 年度に亘って行ってきた本研究課題に一段落が付いたことから、全体を総括として、結果を項目 7 の研究成果の公表状況に記す通り、学会および論文にて研究発表を行った。

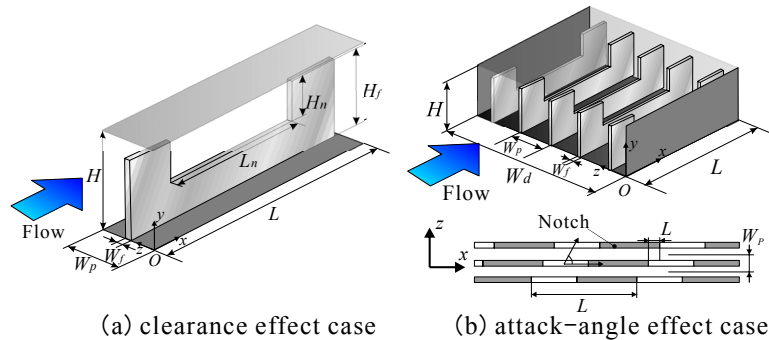


Fig.1 computational domain

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 巽ら他2名, 第44回日本伝熱シンポジウム, (2007).
  - 2) K. Tatsumi et al., ASME-JSME Thermal Engineering Summer Heat Transfer Conference (2007), paper No. HT2007-32786.
  - 3) 巽ら他3名, 日本機械学会論文集, B編, (2007), Vol. 73, No.731 1464-1471.
  - 4) K. Tatsumi et al., Journal of Thermal Science and Engineering, (2008), Vol. 3, 133-146.
  - 5) 巽ら他2名, 日本機械学会論文集, B編, (印刷中).
  - 6) K. Tatsumi et al., J. Enhanced Heat Transfer, (投稿中).
- (全てにJAXAのスーパーコンピュータ使用の謝辞を含む.)



- (2) 液柱表面からの熱損失と周囲気体の流れが、振動流遷移に顕著な影響を及ぼすことが明らかにされている。本解析では、気液相の熱流動特性と液柱表面からの熱の移動を明らかにし、振動流遷移メカニズムを求めた。
- (3) マランゴニ対流を駆動力するマイクロポンプに関して、実験との比較・検証を目的とした数値解析を行った。本計算によって、流路内の流れ構造を明らかにした。さらに、流量特性を求め、ポンプ性能を分析した(図2)。

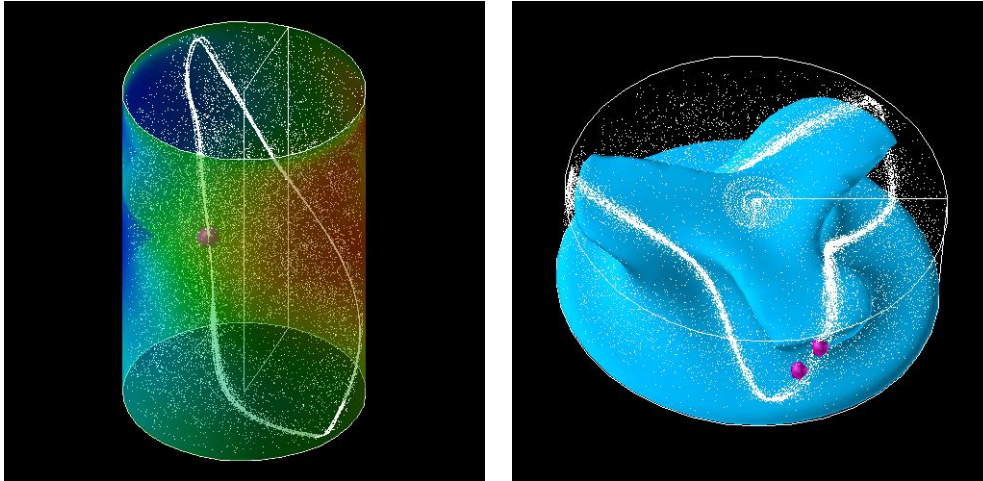


図1 高アスペクト比液柱内マランゴニ対流場における粒子集合現象(PAS)

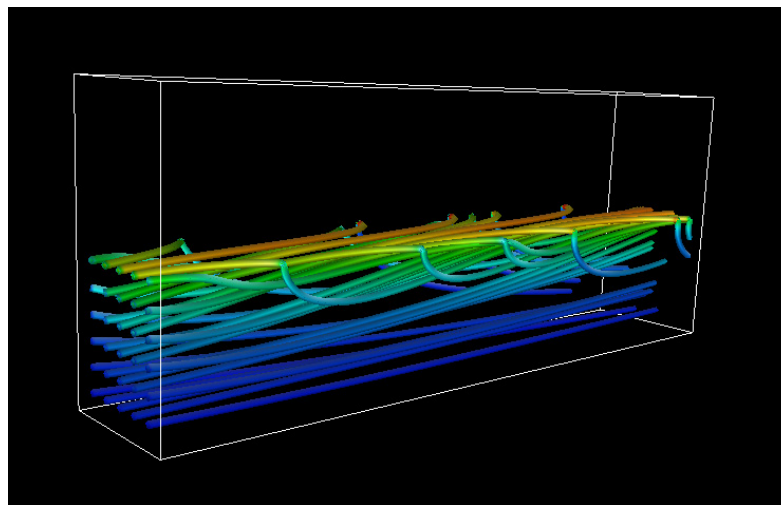


図2 マイクロポンプ流路内における流れ構造

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 北條 晃, 河村 洋, 第44回日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol. III, pp. 679-680, (2007).
- 2) 植村 豪, 河村 洋, 第44回日本伝熱シンポジウム講演論文集, 長崎, Vol. III, pp. 681-682, (2007).
- 3) 原島正和, 川目悟史, 河村 洋, Thermal Science & Engineering, Vol. 15, No. 3, pp. 119-127, (2007).

## 宇宙推進用プラズマ推進機に関するプラズマ現象の数値解析

Numerical analyses of plasma phenomena on plasma thrusters for space propulsion

### ● 研究グループ

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

研究分担者：岐阜大学大学院 工学研究科 機械システム工学専攻 修士，

岡部裕行(k3132009@edu.gifu-u.ac.jp)

岐阜大学大学院 工学研究科 環境エネルギーシステム工学専攻 修士，

柴田悠基(k3132009@edu.gifu-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

宇宙推進用プラズマ推進機の一つであるホールスラスタは，その高放電電圧モード作動下で 20kHz 帯域の放電電流振動現象が観察される。この振動振幅の増加は作動不安定性を引き起こす。そこで，作動条件・形状が放電振動特性へ与える影響を評価する目的で，粒子シミュレーションコードを用いてホールスラスタ内のプラズマ生成・加速過程の非定常解析を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

本年度は，オリフィス半径方向位置，磁場分布が放電電流振動特性及び推進性能に与える影響を評価する目的で，Hybrid-PIC軸対称解析コードによる非定常解析を行った。本コードにおいて，中性粒子はDSMC法，イオンはPIC法により粒子的に扱われている。また，電子は流体的に解かれており，電子温度は電子エネルギー式から解かれている。電位ポテンシャルは電流保存，磁力線方向への電子のボルツマン分布の仮定より決定されている。解析の結果，以下のような知見を得た：

- ・オリフィス位置が中心にある場合に特に放電振動振幅が抑制されており，実機において中心に設置することの有効性が確認できた。
- ・軸方向磁場分布の違いによる放電振動振幅，推進性能への影響が捉えられ，電子分布の観点から考察することができた。

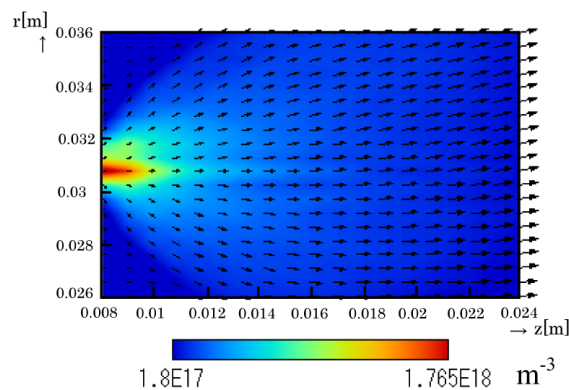


図1 解析により得られたイオン数密度と速度ベクトル分布の例

## 超音速乱流混合の Large-Eddy Simulation

### Large-Eddy Simulation of Supersonic Jet Mixing

#### ● 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

圧縮性流れの乱流数値シミュレーション技術の向上を目指して、まず衝撃波や接触面等の不連続面と乱流のInteractionを精度良く解析できるスキームを開発し、開発したスキームを用いて、超音速ジェット混合のLarge-Eddy Simulation (LES)解析を行い、流れ場の詳細を明らかにすることを目的とする。

#### ● 研究の概要

高解像度コンパクトスキームを用いた不連続捕獲スキームの開発・検証を行い、それを用いて、超音速ジェット混合のLES解析を行った。

#### ● 今年度の研究成果の概要

圧縮性流れに対するLESやDNSでは、衝撃波等の不連続面を捕獲し、同時に乱流等の広範囲に渡るスケールを持つ流れを精度良く解像することが必要である。しかしこの要求は互いに相反するものであり、より良いスキームの開発が進められている。

本研究では計算スキームとして、乱流を精度良く解像するため、全領域で高解像度コンパクトスキームを用い、格子で十分に解像できていない流れの高周波成分に効くようにバイアスされた人工粘性とカップルさせることで不連続を捕獲するスキームを開発した。開発したスキームを他の高次精度衝撃波捕獲スキーム(7次, 9次WENO, WCNS)とSod及びShu-Osher problemで比べた結果、ほぼ同程度の不連続捕獲性能があり、衝撃波干渉後のエントロピー変動をより良く解像できることが明らかになった。これ等は本スキームの圧縮性乱流解析への有効性を示す。図1はMach 10のDouble Mach Reflectionの計算結果で、衝撃波や接触面等の不連続面が顕著な振動無く捕らえられ、同時に高解像度のコンパクトスキームが壁面ジェットを精度良く解像している。

次に開発したスキームを用い、超音速気流と不足膨張音速ジェットとの混合のLES解析を行った。図2は、ある瞬間での中央及び壁面に平行な断面での密度勾配及び注入ジェット分布を表すスカラー値を示している。本LESが非定常に変形・相互干渉するバレル衝撃波、マッハディスク、ジェット接触面等の不連続を捕らえると同時に、ジェット境界から発達する混合を促進する乱流を解像している様子が見て取れる。流れ場の観察より、下流側のジェット境界から発達する乱流渦構造が混合の促進に大きく寄与していることが分かった。また本LESで得られた非定常に変形する衝撃波構造やジェット混合領域での統計量が実験データと良好な一致を得た。

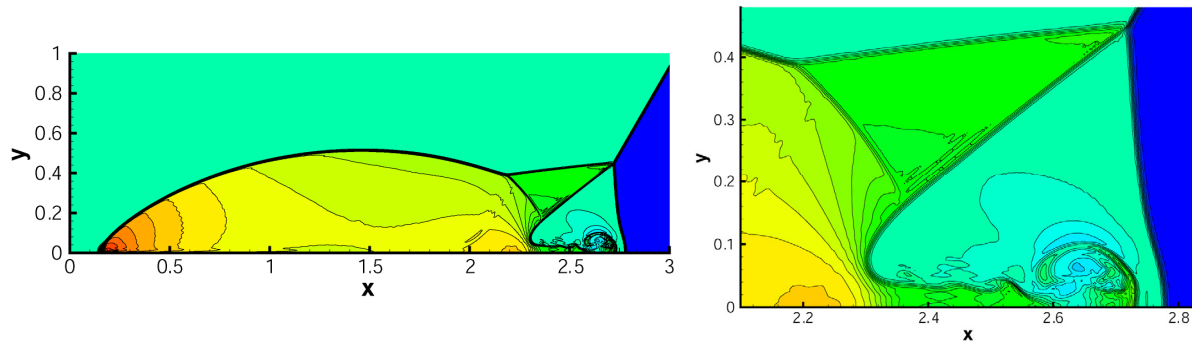


図1 Mach10, Double Mach Reflection : 密度コンター.

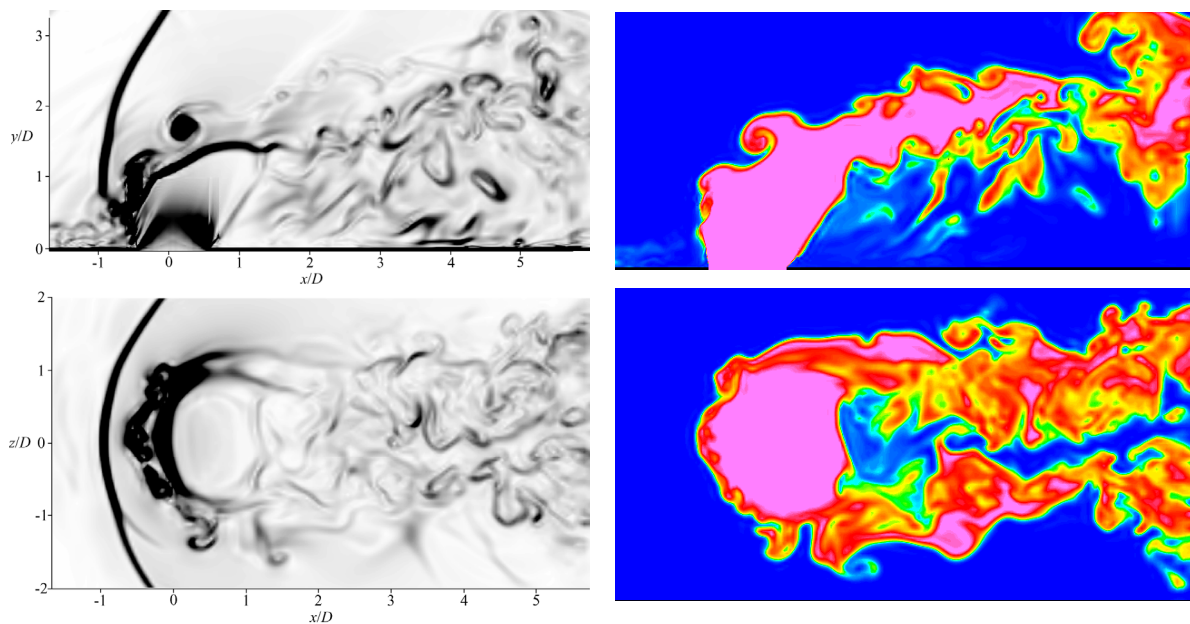


図2 超音速気流中における音速ジェット混合: 密度勾配分布(左図), スカラー (ジェット流体) 分布(右図).

## ● 研究成果の公表状況

- 1) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Localized artificial viscosity scheme for capturing discontinuities on curvilinear meshes," submitted to Journal of Computational Physics.
- 2) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Localized artificial viscosity and diffusivity scheme for capturing discontinuities on curvilinear and anisotropic meshes," CTR Annual Research Briefs 2007, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, January 2008, pp. 83-95. <http://www.stanford.edu/group/ctr/ResBriefs/ARB07.html>
- 3) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Mechanisms of jet mixing in a supersonic crossflow: a study using large-eddy simulation," CTR Annual Research Briefs 2007, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, January 2008, pp. 352-365. <http://www.stanford.edu/group/ctr/ResBriefs/ARB07.html>
- 4) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Large-eddy simulation of a transverse jet in a supersonic crossflow using high-order compact scheme with artificial fluid properties," 60th Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics, APS, Salt Lake City, UT, November 2007.

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

Study on atomization and combustion flow analysis in a coaxial injector flow

### ● 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, 高木 周(takagi@mech.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 インテリジェント・モデリング・ラボラトリー,

清水和弥(kshimizu@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学大学院工学系研究科, 加藤光章(kato@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

### ● 計算の目的

液体ロケットエンジン燃焼は、流体力学的・熱力学的に複雑な現象を伴う。本研究では、そのような流れに対し、実在流体効果、燃焼反応などを考慮した解析モデルを構築し、その計算モデルの妥当性を検証することを今年度の主な目的とした。

### ● 研究の概要

本研究は、将来的に亜臨界圧力燃焼・超臨界圧力燃焼の違いを区別することなくロケットエンジン燃焼流れ解析を可能とすることを目指したものである。今年度の取り組みとして、セミラグランジュ手法を基にした気液二相流解析手法を応用することで、超臨界圧力条件下での水素・酸素燃焼流れ解析を可能とするべく取り組んだ。

### ● 今年度の研究成果の概要

実在流体効果、8化学種19反応を考慮した燃焼反応モデルを組み込み可能な解析手法の開発に取り組み、酸素液滴の蒸発・混合に関する解析、噴射器燃焼流れに関する解析を通して解析手法の妥当性を確認した。図1, 図2 に超臨界圧力条件下で、高温水素流れ中に置かれた低温酸素液滴の変形の様子、およびそのときの流線の様子を示す。水素の流速が大きいときには、酸素液滴の変形も激しく、また液滴背後に大きな剥離領域が見られる。一方、水素の流速が低い場合には、計算初期に現れる剥離領域は消滅し、また液滴の変形についても、特に流れと垂直方向への伸び方に大きな差が見られる。また、噴射器流れに関するテスト解析からは、特徴的な渦構造や再循環領域などを得ることができており、セミラグランジュ手法に基づいた本解析モデルの妥当性が確認された。

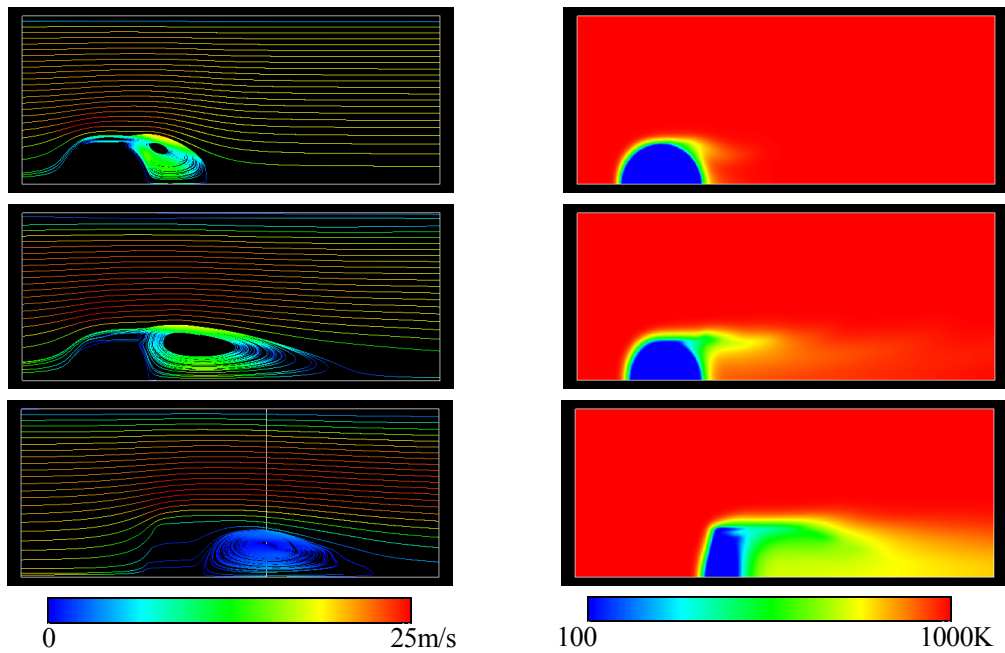


図1 高温水素流れ中に置かれた酸素液滴の変形の様子(水素流速が高い場合).  
時刻は上から4 $\mu$ s, 20 $\mu$ s, 90 $\mu$ s.

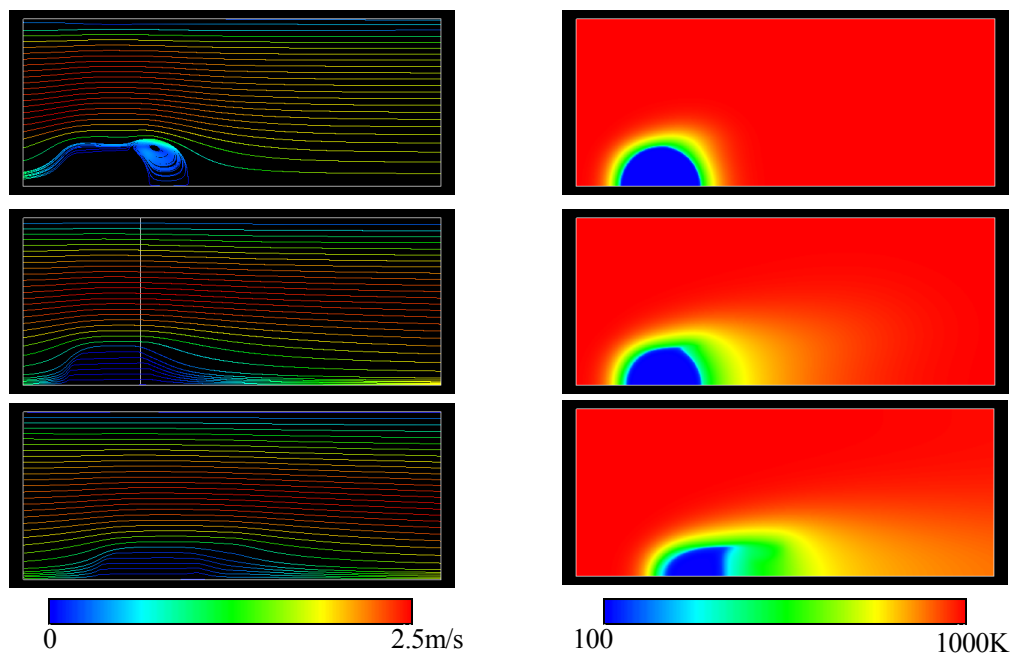


図2 高温水素流れ中に置かれた酸素液滴の変形の様子(水素流速が低い場合).  
時刻は上から20 $\mu$ s, 100 $\mu$ s, 400 $\mu$ s.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) K. Shimizu, T. Shimizu, N. Tsuboi, "Study on Development of Unified Simulation Method for Atomization and Combustion in a Coaxial Injector Flow", AIAA-2008-1021.



## 地面効果を受ける垂直着陸型宇宙往還機の底面空気力特性に関する研究

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

垂直着陸ロケットに作用する底面空気力発生メカニズムを調べ，安定した機体形状を提案することを目的としている。

### ● 研究の概要

垂直着陸ロケットの底面空気力は機体底面形状に依存している。そこで，異なる底面形状について，機体高度を変化させて空気力特性を調べた。

### ● 今年度の研究成果の概要

機体底面で生じる二つの流れパターンは，高度によって変化する。機体外周面積の変化により底面流れ場を分類できることが分かった。

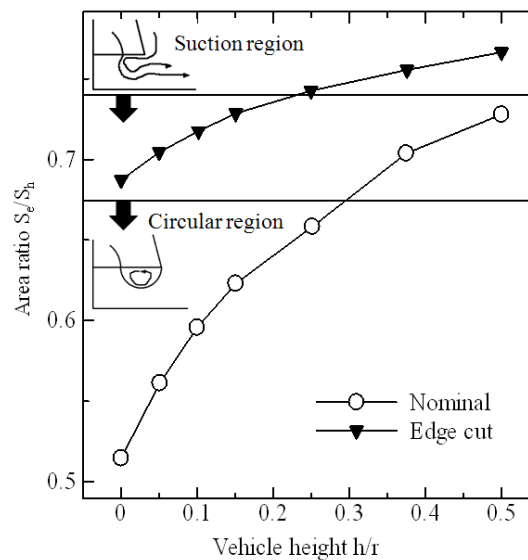


図1 機体外周面積に対する底面流れ場の変化

## 飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究

Study on Aeroelasticity-Flight Dynamics Coupling Simulations of a Projectile

### ● 研究グループ

研究代表者：横浜国立大学大学院工学研究院，宮路幸二(miyaji-k@ynu.ac.jp)

### ● 計算の目的

JAXA で研究開発が進められている高高度気球落下式微小重力実験機の機体設計のために，空力解析と空力弾性解析を行う。地上からのロケット打ち上げと異なり，飛行マッハ数の増大とともに気流動圧とレイノルズ数が増加するような飛行環境を経験する。幅広い気流条件での解析を実施し，数値解析と風洞実験の相互補完により，計画飛行軌道の実現性に関する検討を行う。

### ● 研究の概要

高速落下飛行体（微小重力実験機）設計のための空力解析，及び，空力弾性解析を行う。空力解析では尾翼の舵効き特性を調べ，また本プロジェクトの発展形として計画される空気吸い込み式エンジンを搭載した形状に対する解析を行う。空力弾性解析では，胴体後部に 4 枚設置される尾翼のフラッタ解析を行う。尾翼内部構造を詳細に模擬し，胴体との接合条件を実機同様に扱った解析を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度の研究成果は，昨年度の計算モデルを高度化させたことにある。まず空力特性解析では，乱流モデルを用いた粘性計算を行い，特に遷音速における空力特性予測の改善を見た。気流条件だけでなく，エンジン付き機体形状の尾翼の舵角を変化させ，幅広い条件での計算を実施した。一例として，図 1 に超音速 ( $M_\infty=1.5$ )，迎角  $8^\circ$ ，エレベータ舵角  $10^\circ$  の圧力分布を示す。また，図 2 に，遷音速 ( $M_\infty=0.9$ )，舵角無しの空力縦特性を示す。非粘性計算では迎角に対するピッチングモーメントの感度を過剰に見積もっていたが，粘性計算により大幅に改善されている。次に，空力弾性解析結果の概要を述べる。尾翼単体から発展させ，機体に取り付けた状態のフラッタ特性を調べた。翼面上衝撃波の位置が実機形状を考慮することで変化し，フラッタ境界に影響を与える。遷音速，超音速ともに翼単体よりもフラッタ速度が上昇する（翼単体よりもフラッタ発生の危険性が少ない）ことがわかった。空力特性解析，空力弾性解析ともに，設計に供しうるだけの豊富なデータを示したことが意義深いと言える。

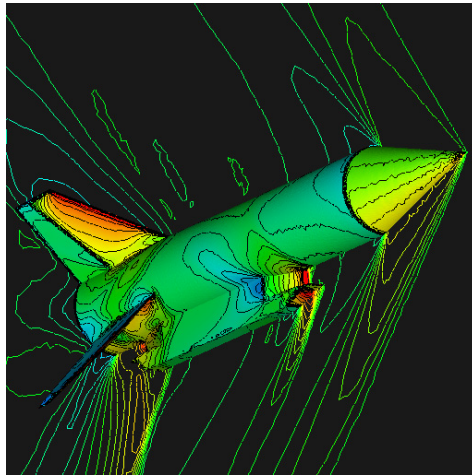


図1 エンジン付き高速落下飛行体の空力特性（圧力分布）： $M_\infty=1.5$ ,  $\alpha=8^\circ$ ,  $\delta e=10^\circ$

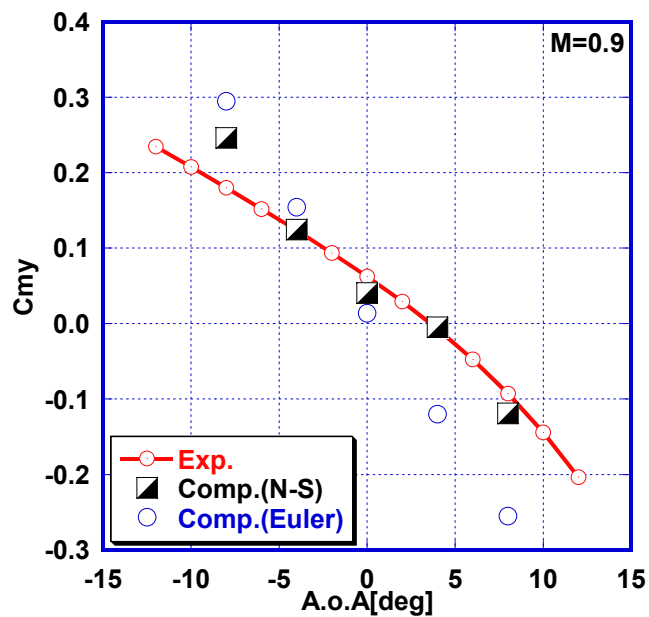


図2 空力縦特性（迎角 vs.ピッチングモーメント係数）： $M_\infty=0.9$ ,  $\delta e=0^\circ$

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 「高速落下飛行体の高忠実度空力弾性解析」, 宮路, 町田, 第39回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007講演集, pp.9-12, 2007.
- 2) 「高高度気球を利用した空気吸込式エンジン試験機体の空力特性の研究」, 内山, 宮路, 藤田, 坪井, 澤井, 平成19年度宇宙航行の力学シンポジウム (印刷中), 2007.
- 3) 「BOV 機体設計における数値シミュレーションの活用」, 宮路, 坪井, 藤田, 澤井, 平成19年度科研費空力班シンポジウム, pp.11-14, 2008.

## 3次元大規模シミュレーションを用いた磁気プラズマセイルの実現可能性検証

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

### ● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院総合理工学研究院 エネルギー理工学部門 講師，  
梶村好宏(kajimura@ees.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：九州大学大学院総合理工学研究院 エネルギー理工学部門 教授，  
中島秀紀(nakashima@ees.kyushu-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

太陽風プラズマをダイポール磁場で受け止めて推進力を得る「磁気プラズマセイル」(Magneto plasma Sail:以降MPSと記述)が、化学推進に替わる高出力・高効率の新しい推進システムとして期待されている。本計算は、MPSの実現可能性の検討を目的として実施する。本目的の達成に当たって、地上実験では困難な百メートル規模の非常にスケールの大きな現象を取り扱うことから、数値解析によるアプローチが有効であると考ええる。

### ● 研究の概要

MPSにおいて、高推力を得るためには、広大な磁気圏を作り太陽風を受け止める必要があり、このシステムの核となる技術は、コイルが生成する磁場を磁場凍結の原理によって遠方まで拡大する磁気インフレーションにある。また、この磁気インフレーションは、太陽風が吹く中で実現する必要がある。本計算では、MPSの実現可能性の検討を行うために、プラズマ噴射による磁気インフレーションと同時に太陽風とインフレーション磁場との相互作用の統合解析を実施することを目的として研究を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

平成19年度は、MPSの実現可能性の議論において重要となる磁気インフレーションの定量評価を重点的に実施した。現存する機器を用いた現実的な条件の下、アルゴンプラズマを密度  $7.5 \times 10^{20} [\text{m}^{-3}]$ 、速度  $4000.0 [\text{m/s}]$  でダイポール磁場の極軸方向  $30$  度の幅を持たせた領域に向けて噴射する。噴射位置におけるコイルの磁束密度は  $0.01 [\text{T}]$  とし、噴射点のベータ値は  $1.0$  である。このとき、3乗で減衰する初期磁場が、2.3乗に減衰し、つまり磁気圏が拡大されるという結果を得た。

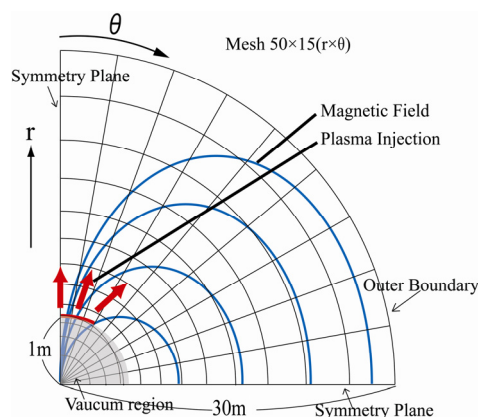


図1 解析モデル図

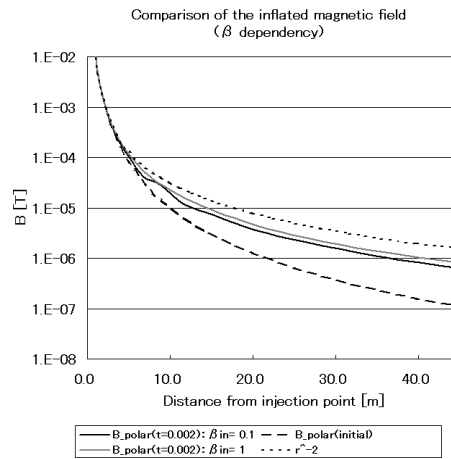


図2 プラズマ噴射後の極方向の磁場プロファイル

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 梶村好宏, 臼井英之, 山川 宏, 篠原 育, 船木一幸, 中村雅夫, 中島秀紀, “磁気プラズマセイルの実現に向けたマルチスケールシミュレーションの課題検討”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム, 2008.
- 2) Yoshihiro Kajimura, Ikkoh Funaki, Iku Shinohara, Hideyuki Usui and Hideki Nakashim, “Numerical Study of Inflation of a Dipolar Magnetic Field by Injecting Plasma with Different Beta”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, C4-3, 2008.

## スペースシャトルや宇宙ステーションなどの熱制御技術の開発

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

### ● 研究グループ

研究代表者：金沢大学大学院自然科学研究科 システム創成科学専攻，  
大西 元(honishi@t.kanazawa-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

ミストを含んだ混相気流と伝熱面との熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いてミストの付着と蒸発等の挙動を含めて詳細に検討し、液滴質量流束と気流速度をパラメータに、伝熱面における熱伝達率等の熱流動特性を明らかにすることを目的としている。

### ● 研究の概要

航空宇宙分野において、スペースプレーンの開発に伴い、エアブリージングエンジンの利用が考えられる。その高性能化において、液体水素を冷媒とする熱交換器によって流入空気を冷却する空気予冷却方式がJAXAで提案されている。極低温状態では気流中に発生するミスト・昇華粒子の伝熱面への沈着が着霜現象に影響を及ぼし、熱交換量の減少や流動抵抗の増大を招き性能低下を引き起こす。そこで、このような低温条件下で有用性が期待できる熱交換器を提案し、その幾何形状の違いによる伝熱性能への影響、さらには伝熱面へのミスト沈着のメカニズムを数値解析により解明する。また、蒸発・凝縮を伴う熱輸送体であるヒートパイプは宇宙空間での利用が期待されているが、それにおける現象の詳細な理解、あるいはその高性能化は重要事項である。

このような宇宙空間、あるいは宇宙輸送システムにおける熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いて詳細に検討し、熱の絡んだ制御技術の確立を目指す。

### ● 今年度の研究成果の概要

本年度は、ミストを含んだ空気流と伝熱面との熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いてミスト沈着の着霜への影響を詳細に検討した。具体的には、適切なモデル化のもと、過飽和水分であるミストの発生が着霜現象に影響を及ぼし、熱交換器における交換熱量の減少や熱媒体における流動抵抗の増大を招き、性能低下の主因となっていることを鑑みて、霜・ミストが発生する低温条件下で有用性が期待できるフィンレス管型熱交換器を対象に、その幾何形状の違いによる伝熱性能への影響、さらには伝熱面へのミスト沈着のメカニズムを数値解析により解明した。その結果、管の前面部にミストは多く沈着し、また粒子径が大きく、高風速ほどよく沈着することが分かった。しかし、実験で得られていた結果とは違い、数値解析では管背面部にはほとんど沈着しない結果となったことから、さらなる検討が必要であることが示唆される。

また、相変化現象がさらに複雑な1成分2相流下において、2次元の囲まれた領域における断熱壁あるいは等温壁中に存在する液相とその内部での熱伝導を考慮した蒸発・凝縮過程に伴う流れ場を取り上げ、2次元問題における液相の熱伝導が与える影響を調べた。しかし、計算時間の関係で残念ながら流れ場の推移過程はある程度把握できたものの、定常状態への推移までを捉えるには至らなかった。

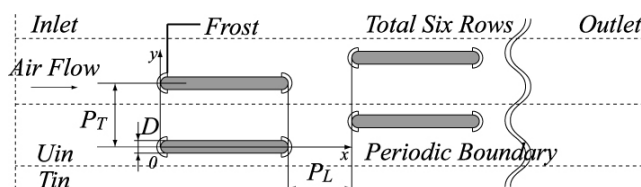
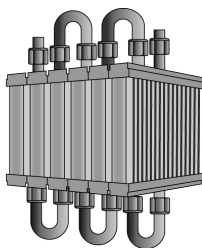


Fig.1 Schematic of finless tube heat exchanger and computational domain.

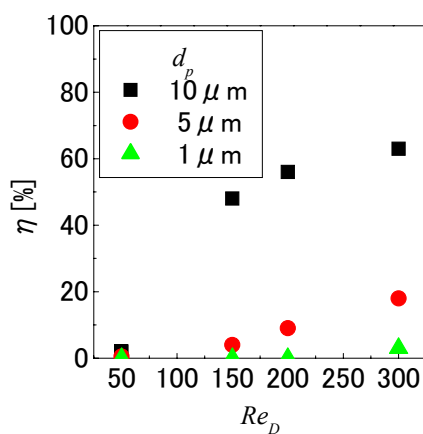


Fig.2 Mist deposition rate  $\eta$  as a function of Reynolds number. Mist diameter  $d_p$  is set to 1-10 $\mu$ m.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 大西 元, 高橋暁人, 多田幸生, 瀧本 昭, フィンレス型熱交換器による耐着霜性向上に関する研究, 第44回日本伝熱シンポジウム講演論文集
- 2) 中野裕之, 大西 元, 多田幸生, 瀧本 昭, ミスト沈着を伴う着霜下におけるフィンレス管型熱交換器の伝熱特性, 熱工学コンファレンス2007講演論文集

## 柔らかい壁面による流体摩擦抵抗低減メカニズムの解明

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

### ●研究グループ

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

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

### ●計算の目的

ゴムのような柔らかい物体表面の摩擦抵抗低減メカニズムを調べることで、摩擦抵抗低減に最適な物性値の選定に関する知見を供することを目的としている。

### ●研究の概要

柔らかい壁面の運動と壁面近傍の渦運動との関係を調べるために直接数値シミュレーションを行った。

### ●今年度の研究成果の概要

乱流摩擦抵抗に寄与するレイノルズ応力を四象限法で調べた。その結果、柔らかい壁面上では ejection が強まり、sweep が相対的に強まることが分かった。これは統計的に見て、柔らかい壁面の壁近傍では速度が小さくなっていることを意味する。

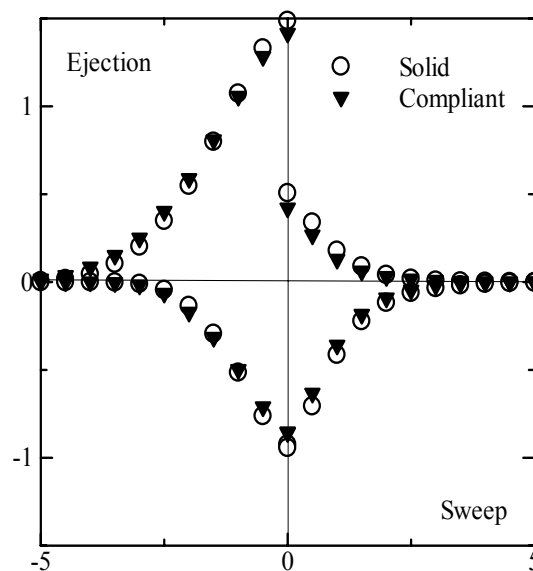


図1 四象限法によるレイノルズ応力寄与率



## 固体ロケットモータ内部 3次元数値解析

Three-dimensional Numerical Simulation of Fluid Dynamics in Solid Rocket Motor

### ● 研究グループ

研究代表者：Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Champaign,  
大門 優(yudaimon@uiuc.edu)  
研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙航空研究開発機構, 嶋田 徹(tshimada@isas.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

スロートはロケットの流量を決定する最も重要な部分であり、ロケット性能に対して直接影響を及ぼす。そこで、設計段階で決定したスロート径を保持する目的で断熱材料よりも焼損しにくい耐熱材料をスロート付近に使用することが一般的である。焼損しにくいとはいえ実際は径が変化するため、正確な性能予測のためには耐熱材料の壁面後退現象を把握しておく必要がある。日本の固体ロケットは耐熱材料として3次元織炭素繊維強化炭素複合材料(C/C)を、断熱材料として炭素繊維強化複合材料(CFRP)を採用している。これらの壁面後退速度は異なるため、スロートより少し下流にあるC/CとCFRPの境ではステップ(段差)が形成される。燃焼終了後にステップ付近を観察すると、しばしばストライエーションと呼ばれる流れ方向に平行なすじ状の焼損模様を見つけることができる。通常のロケットノズルでは、すじ状の焼損の程度は軽微であり、ノズルの熱防御機能に影響することはない。しかし、このすじ状の焼損が強く起こる場合には、最悪ノズルの熱防御機能が損なわれ、ミッションの失敗につながる致命的な故障に至ることもある。

スロートの壁面後退量予測を行うことによって正確な性能予測が可能となる。また、ノズル壁、特にC/CとCFRPの境におけるステップ近傍の壁面後退量を求め、流れ場を把握することは安全性および信頼性の向上において非常に重要である。そこで、JAXAにて開発された数値解析手法を用い表面後退量を予測した結果を示し、モータ、ノズルの特徴と表面後退量の関係を明らかにすることを目的とし、流体/壁面後退連成解析、および流体の3次元解析を行った。

### ● 研究の概要

流体の支配方程式は三次元ナビエ-ストークス方程式である。計算コードは宇宙航空研究開発機構の宇宙科学研究本部(ISAS/JAXA)にて開発された「LANS」と呼ばれているものを使用した。この計算コードにおいて、数値流束はSHUS(Simple High-resolution Upwind Scheme)スキームによって評価している。時間積分は、LU-ADI法を採用。乱流モデルはBaldwin-LomaxにDegani and Schiffの修正を加えたものを使用している。各境界条件には、ノズル出口において超音速外挿、周方向に周期境界条件、ノズル壁には300Kの等温壁を採用した。燃焼室の条件は、全温が断熱火炎温度、全圧が地上燃焼試験で得られた実験データを用いた。比熱比、気体定数は燃焼室での化学平衡計算によって得られた値で固定し、ノズル内では凍結流の解析を行った。

壁面後退量の解析はISAS/JAXAで開発された相関式を用いた。Lewis数を1と仮定し、温度拡散を利用して物質拡散を評価した。熱流束は、流体の解析より壁面温度300Kの場合のものを入力値とし、反応を伴った一次元熱伝導方程式を解くことによって求めた壁面温度に対する熱流束へと変換して用いている。これらの仮定の下で、反応を伴った一次元熱伝導方程式と壁面でのエネルギー式を解き、相関式を求めた。実際の現象では、上流で発生した一酸化炭素が下流に流れていくことによって、水蒸気や二酸化炭素の濃度に影響を及ぼし、反応を遮蔽する可能性がある。そこで、この効果を相関式に含めた。

流体の準定常解析と壁面後退による格子変形を、10秒おきに燃焼室の圧力を変化させることによって、燃焼終了時間まで繰り返し計算を実行した。

## ● 今年度の研究成果の概要

今年度は3種類のモータに注目して解析を行った。モータ A, B, C はそれぞれ、圧力が高く燃焼時間が短い、圧力が低く燃焼時間が短い、圧力が低く燃焼時間が長いという特徴を持つ。それぞれの平均真推力は、約 1500kN, 3800kN, 350kN 程度である。

図1はモータ A のノズルの燃焼終了時における外形と等マッハ数線図を示している。スロート付近の壁は C/C で、ノズル壁は CFRP で構成されているため、その境界で後向きステップが形成されている。ステップからは膨張波が発生し、直下流において再循環領域が形成される。流れが再付着した位置から衝撃波が発生しているのが観察された。

図2にモータ A の地上燃焼試験より得られた実験結果と、本解析で得られた数値解析結果を示す。横軸が開口比、縦軸が壁面後退量である。縦軸はスロート半径で無次元化している。実験結果として全周平均値と、星形の固体推進薬における光芒谷部の位置に対応する7カ所の平均値(以下実験最大値と呼ぶ)を用いている。また、数値解析結果とは遮蔽効果を考慮していないものと、考慮したものをあらわしている。図のように、遮蔽効果を考慮することで、数値解析結果は実験最大値とほぼ同じとなる。この遮蔽効果は実験結果と比較して決定する必要があり、実験前の正確な予測には必ずしも適さない。ただし、遮蔽効果を考慮していない結果は安全側を判断していることで、この解析結果を使用して得られる材料の熱伝導計算などが可能となり、必要な板厚などを判断できる。したがって本解析結果は、安全評価やおおまかな設計には使用することが可能である。壁面後退量の過大評価は、化学平衡計算による化学的腐食を最大に見積もったことが要因であると考えられる。

同様の解析を他のノズルに対しても行い、ノズル形状と熱流束、および壁面後退量の関係を明らかにした。壁面後退量が大きくなると予想される長い燃焼時間のモータを設計する場合、その壁面後退量を小さくするために、なるべく大きな開口比の位置に材料の境界を設置する必要があることがわかった。この成果は 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit にて発表し、その後 JAXA-RR にまとめた。

また、ステップ近傍の流れ場に着目し、ノズル内の3次元流体解析も行なった。この成果は 8th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows にて発表した。

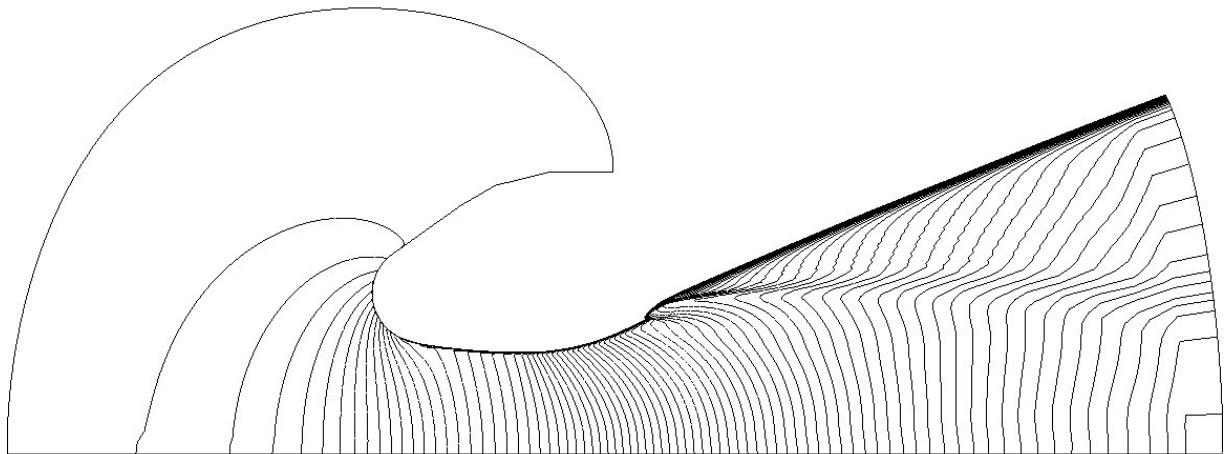


図1 燃焼終了時におけるモータ A のノズル形状と等マッハ数線図

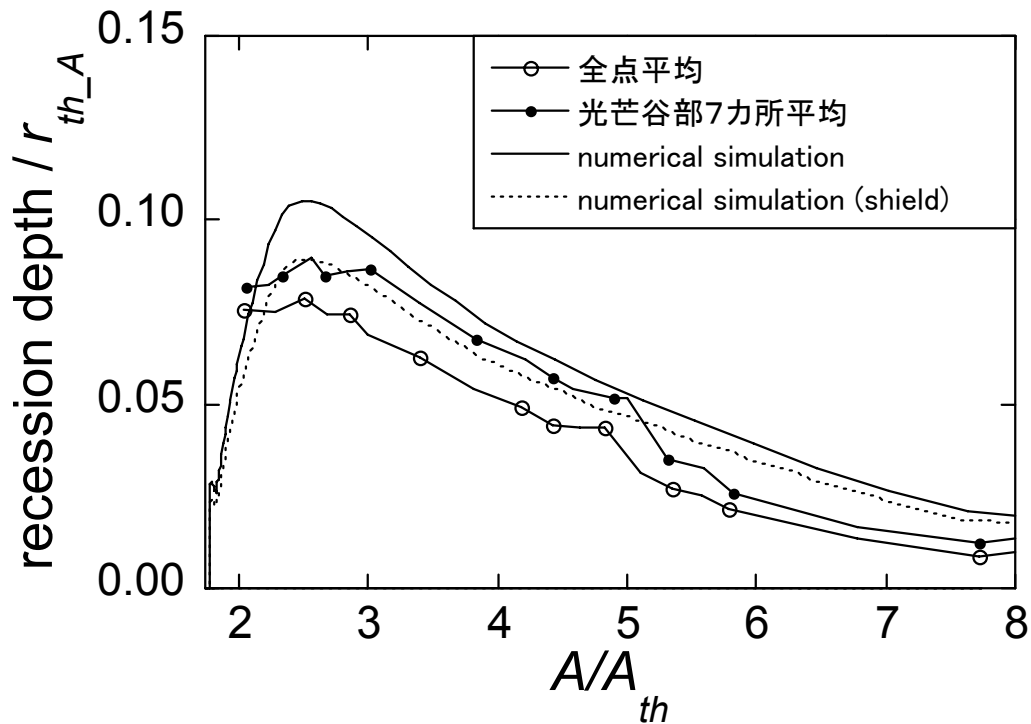


図2 ノズル壁後退量の解析結果および実験値

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 大門 優, 嶋田 徹, 坪井伸幸, 高木亮治, 藤田和央, 竹川国之, “流体・壁面後退量連成解析によるノズル壁後退量評価”, JAXA Research and Development Report, (印刷中)
- 2) Yu DAIMON, Toru SHIMADA, Nobuyuki TSUBOI, Ryoji TAKAKI and Kazuo FUJITA, “Predictions of Nozzle Shape Change Using a Coupled Fluid/Thermochemical Approach”, AIAA-2007-5778, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, OH, July 8-11, 2007
- 3) Yu DAIMON, Toru SHIMADA, Nobuyuki TSUBOI, Ryoji TAKAKI, “Estimation of Longitudinal Vortices behind Backward-facing Step in Solid Rocket Motor by CFD”, Proceedings of the 8<sup>th</sup> International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, ISAI8-0033, Lyon, July 2007.

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

Structure of liquid tin under high pressure by ab initio molecular-dynamics simulations

### ● 研究グループ

研究代表者：広島大学大学院総合科学研究科，宗尻修治(munejiri@hiroshima-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

液体金属は、イオンと伝導電子からなる液体であり、イオン間の相互作用は、電子状態に依存する。このような系の液体構造の研究には第一原理分子動力学シミュレーションが有効である。第一原理分子動力学法は、密度汎関数理論、擬ポテンシャル理論に基づき、電子系の全エネルギーを最適化し、各時刻におけるイオンに働く力を求め、イオン系の運動の時間発展をシミュレーションする方法である。これらの時系列データから、液体の構造や種々な物理量を求める。この第一原理シミュレーションは膨大な記憶容量と長時間の計算を要するため、並列化されたアルゴリズムを用いて、並列スーパーコンピュータで計算を実行する必要がある。

### ● 研究の概要

ISS では、対流を抑制できる微小重力環境を利用して液体金属や液体半導体の拡散係数の高精度測定が可能である。これは、地上における拡散係数測定技術の確立に用いられるだけでなく、基礎科学として、液体のミクロな構造と拡散現象の相関の解明にもつながると期待される。液体スズは、液体中においても、共有結合性が残っており、局所的には異方的な原子配置をとる。最近、イタリアや日本の液体構造測定実験グループが、液体スズを高圧の状態にさせると、異方的な構造が減少し、等方的な構造が多くを占めるように変化することを X 線回折実験等により示唆した。このように液体中で構造変化を示す系について、ミクロな原子配置と拡散現象の相関を調べることは非常に興味深い課題である。そこで本研究では、高圧下における液体スズの構造とダイナミクスについて第一原理分子動力学シミュレーションを用いて詳細に調べることにより、局所的な構造の変化と拡散現象の相関を明らかにすることを目的としている。

### ● 今年度の研究成果の概要

我々は、高圧下の液体スズの構造をミクロに解明するために、第一原理分子動力学シミュレーションを用いて、液体スズの構造の圧力依存性を調べている。今年度は常圧から 4GPa までの構造変化について、動径分布関数、構造因子、配位数分布、角度分布関数などを求め、圧力依存性を調べた。構造因子の計算結果は、X 線回折実験の結果と非常によく一致した。ボンド角分布関数を詳細に分析することにより、局所的な異方的構造の割合は、圧力増加に伴い単に減少していくのではなく、diamond 型から  $\beta$ -Sn 型へ変化しながら、等方的な構造の割合を増していくことが分かった。

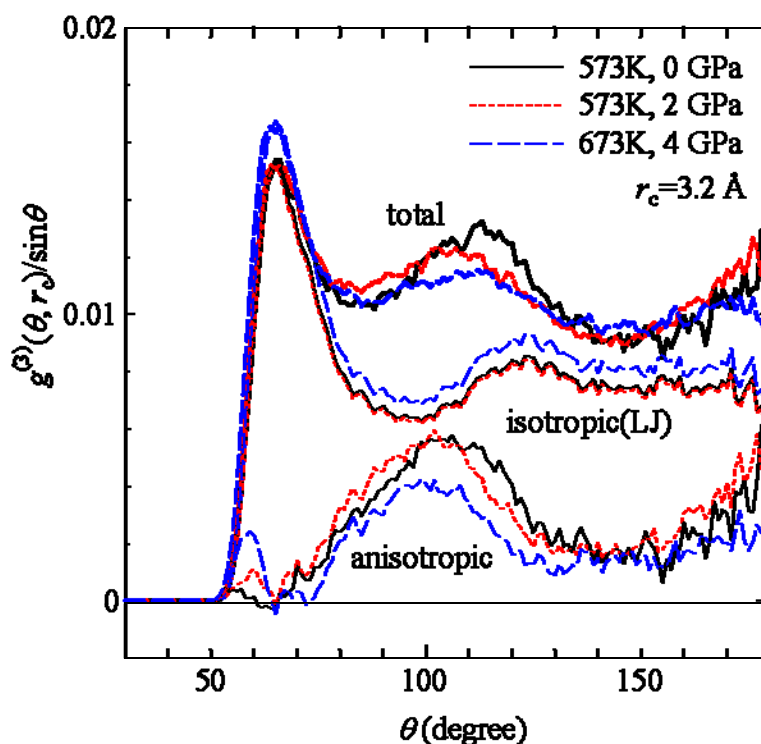


図1 液体スズのボンド角分布関数.

注目する原子と、その原子から半径3.2Å以内に存在するほかの2つの原子とのなす角度の分布を表す。全ボンド角分布関数(total)から、異方的構造の寄与のみを抜き出すために、レナード-ジョーンズ(LJ)型ポテンシャルを用いて求めたボンド角分布関数 (isotropic : totalの60° 近傍のピークの高さに合うようにスケールしてある)、および、totalからisotropicを差し引いたもの(anisotropic)の圧力依存性を示してある。0GPaの圧力では、角度110度近傍にピークが見られる。これは、液体中においても、ダイヤモンド構造の場合のボンド角に対応した局所的な構造が存在することを示している。高圧になると、このピークは角度の小さい方へシフトしながら小さくなっている。つまり高圧になると、局所的な構造は、ダイヤモンド型からβスズ型の結晶構造に変化し、さらに高圧になると等方的な構造に近づいていく。

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) S. Munejiri, F. Shimojo, K. Hoshino and A. Di Cicco, Structure of Liquid Tin under High Pressure by ab initio molecular-dynamics simulation, July 8-14, 2007, Ekaterinburg, Russia (ポスター発表)
- 2) 宗尻修治, 下條冬樹, 星野公三, 高圧下の液体スズの第一原理分子動力学シミュレーション, 日本物理学会第62回年次大会, 2007年9月, 北海道大学 (口頭発表)
- 3) 宗尻修治, 下條冬樹, 星野公三, 高圧下の液体スズの第一原理分子動力学シミュレーションII, 日本物理学会第63回年次大会, 2008年3月, 近畿大学 (口頭発表)

## 空気吸い込み式エンジンの機体搭載性の検討

### Evaluation of Air-Breathing Engine and Hypersonic Aircraft Integration

#### ● 研究グループ

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

研究分担者：慶應義塾大学大学院 理工学研究科 開放環境科学専攻，

宮本秀正(mr061915@hc.cc.keio.ac.jp)

#### ● 計算の目的

2035年を目標に実用化が目指されているマッハ5クラスの次世代型極超音速航空機に用いられる推進機関として、極超音速予冷ターボエンジンの各コンポーネントの要素研究が行われている。本研究ではエンジンを機体に搭載させた形態での全機周りの流れ場の数値解析を行い、機体およびエンジンの性能評価を行うことを目的とする。

#### ● 研究の概要

本研究では、予冷ターボエンジンおよびその排気流が極超音速実験機HYTEXの流れ場に与える影響を調べることを目的とし、機体-エンジンの統合数値解析を行うことによって機体空力特性を評価した。また、予冷ターボエンジンのコンポーネントであるエアインテークとプラグノズルについての性能取得も行った。

本研究ではまず田口らによるHYTEX縮小スケール風洞実験を数値解析を用いて再現し、計算コード及び格子の検証を行った。次に、実機スケールの機体-エンジン統合解析を行い様々な飛行条件における機体およびエンジンの空力特性を評価した。

解析は全て3次元粘性計算とし、気体種（水素-空気燃焼ガス，空気）を考慮した。また、複雑形状の計算対象を構造格子を用いて解く手法として3次元重合格子法を用いて計算を行った。

#### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、マッハ5クラスの極超音速機および予冷ターボエンジンの研究開発の一環として、実験機体HYTEX-エンジンの統合数値解析を行い、以下の結果を得た。Fig.1には例として飛行マッハ数 $M_\infty=5.0$ ，迎角 $\alpha=0^\circ$ における流れ場の様子を示す。

- 極超音速実験機に予冷ターボエンジン2基を搭載すると、以下のような飛行特性変化が現れた。
  - ・ インテークランプ付近は斜め衝撃波による圧縮により壁面圧力が上昇し、ノズルランプでは高温、高圧の排気流が触れることにより壁面圧力が上昇した。船尾部の機体下面は低圧となった。
  - ・ 抵抗係数 $C_{Fx}$ はエンジンの推力により低下し、揚力係数 $C_{Fz}$ はインテークランプおよびノズルランプにおける高圧領域により増加した。ピッチモーメント係数 $C_{My}$ は、飛行マッハ数 $M=5.0$ の条件では変化がなかった。
- 飛行マッハ数を $M=5.0$ とし、迎角 $\alpha$ を大きくすると以下のような飛行特性変化が現れた。
  - ・ インテークにおける空気の捕獲質量流量は増加したが、流量捕獲率はほぼ一定であった。
  - ・ ノズルのグロス推力，ネット推力ともに増加したがネット推力の増加の割合の方が小さかった。
  - ・ 抵抗係数 $C_{Fx}$ は減少し， $\alpha=3\text{ deg.}$ 以上で機体の加速に十分な推力が得られた。揚力係数 $C_{Fz}$ は単調増加し， $\alpha=0\text{ deg.}$ 以上で正の揚力が得られた。ピッチモーメント係数 $C_{My}$ は単調増加し， $\alpha=2\text{ deg.}$ 付近で $C_{My}=0$ となり安定した機体の姿勢が得られた。

- 迎角を  $\alpha=0$  deg. で固定し、飛行マッハ数  $M$  を大きくすると以下のような飛行特性変化が現れた。
  - ・インテークの捕獲質量流量は減少したが、流量捕獲率は  $M_\infty=3.0$  で極小となり、以降増加した。
  - ・プラグノズルのグロス推力、ネット推力ともに減少したが、飛行マッハ数の増加に伴いノズル単体解析の結果に近づいた。
  - ・抵抗係数  $C_{Fx}$  は増加し、 $M_\infty=3.5$  以下で機体の加速に十分な推力が得られた。揚力係数  $C_{Fz}$  は増加したが  $M_\infty=5.0$  に近づくとつれ頭打ちとなり、 $M_\infty=3.5$  以上で正の揚力が得られた。ピッチモーメント係数  $C_{My}$  は減少し、飛行マッハ数の増加に伴いエンジンなし形態の結果に近づいた。 $M_\infty=4.0$  付近で  $C_{My}=0$  となり安定した機体の姿勢が得られた。
  - ・機体上面の境界層が大きく成長してはく離衝撃波が発生し、特に  $M_\infty=3.0$  以上で抵抗、揚力、ピッチモーメントの各空力係数に影響を及ぼした。

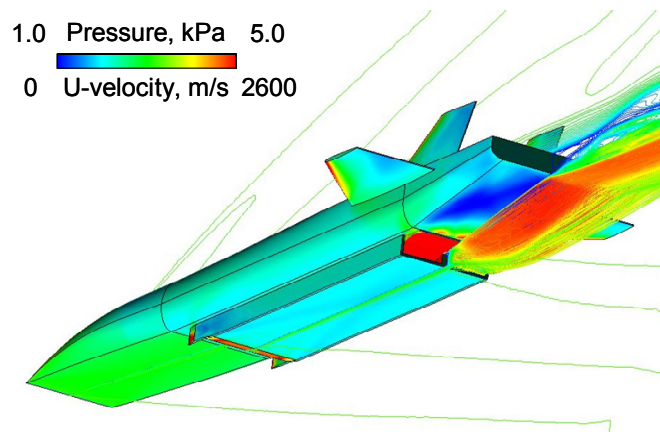


図1 飛行マッハ数5.0、迎角 $0^\circ$ における機体表面圧力分布と速度分布で色づけされたノズル排気流線

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 宮本秀正, 松尾亜紀子, 小島孝之, 田口秀之, “予冷ターボエンジンノズルと極超音速実験機の統合数値解析”, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月
- 2) 宮本秀正, 松尾亜紀子, 小島孝之, 田口秀之, “数値解析を用いたマッハ5クラス極超音速実験機の飛行特性評価”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2008年1月
- 3) H. Miyamoto, A. Matsuo, T. Kojima, H. Taguchi, “Performance Evaluation of Hypersonic Turbojet Experimental Aircraft Using Integrated Numerical Simulation with Pre-cooled Turbojet Engine”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2008, Gyeongju, Korea, March 2008

## 多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション

Numerical simulation on multi-phase detonation fundamentals including multi-dispersed media

### ● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学工学部機械創造工学科，林 光一(hayashi@me.aoyama.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学工学部機械創造工学科，山田英助(yamada@me.aoyama.ac.jp)

青山学院大学工学部研究科・前期課程 2 年，北野翔太(a5602030@cc.aoyama.ac.jp)

青山学院大学工学部研究科・前期課程 1 年，益田直典(a5603056@cc.aoyama.ac.jp)

青山学院大学工学部研究科・前期課程 1 年，木村祐介 (a5603024i@cc.aoyama.ac.jp)

### ● 計算の目的

- (1) 昨年度に引き続き同じ題目で申請したが，本年度は昨年度に十分達成できなかった気-液二相デトネーションのプログラム開発を完成したい．特に，この場合どの程度のデフラグレーションからデトネーションへの遷移時間と距離が必要かなど液体燃料を使ったパルスデトネーションエンジンへの基礎データを得て，解析したい．
- (2) また，詳細な化学反応機構と適切な物理モデルを用いて，デトネーションの基礎と応用を解析することも第二の目的とする．特に，デトネーションの中でフラグレーションからの遷移のシミュレーションは重要な目標の一つである．この応用として，パルスデトネーションエンジンにおいていかにデフラグレーションからデトネーションになる遷移時間と距離を短縮するかは一番重要な問題で，数値解析によりこの本質的解決法を見出す．

### ● 研究の概要

気相デトネーションの計算は主に水素-空気で行われるが，ポイントとしては以下の手法を用いる：

- ① Euler 方程式か Navier-Stokes 方程式
- ② 詳細化学反応（水素-空気）か one-step 機構反応（固-気二相，気-液二相）
- ③ 気相の場合は Harten-Yee 型 TVD+Point-Implicit 法で，多相の場合は気相が TVD 法で液相または固相が Godonov-MUSCL 法
- ④ 乱流のモデルを導入する．たぶん，LES 法を採用する予定である．
- ⑤ 気相だけの場合は基本的に正方形の同一サイズで，液相ならびに固相の場合は正方形の適合格子
- (1) 気相デトネーションとしてはデフラグレーションからデトネーションへの遷移の問題を，1次元から3次元まで次元を変えて行う．
- (2) 液相ならびに固相に関しては，デトネーションの基礎的データの取得をメインテーマとして主に二次元計算を行う．
- (3) 水素の安全問題として，高圧水素タンクからの噴出ならびに火災やデトネーションへの遷移について数値的に解析する．

### ● 今年度の研究成果の概要

研究の概要に沿った形で計算を行ったが，(1)についてはまだ十分な成果があがっていない．

- (1) 継続が可能な場合，2008年度に行いたい．
- (2) ジェット燃料である JP10 の気相でのデトネーションの一次元非定常解析が行われ，一次元に関しては良い成果が得られ，国際学会に報告した．2006年度からの継続としてはまだ二次元の計算を行っていないが，今準備しているところである．
- (3) 水素の高圧タンクからの噴出ならびに着火の問題は 2006 年度の継続として行われ，長い管から噴出する場合にこれまで理解していた以上の新しい結果を得た．



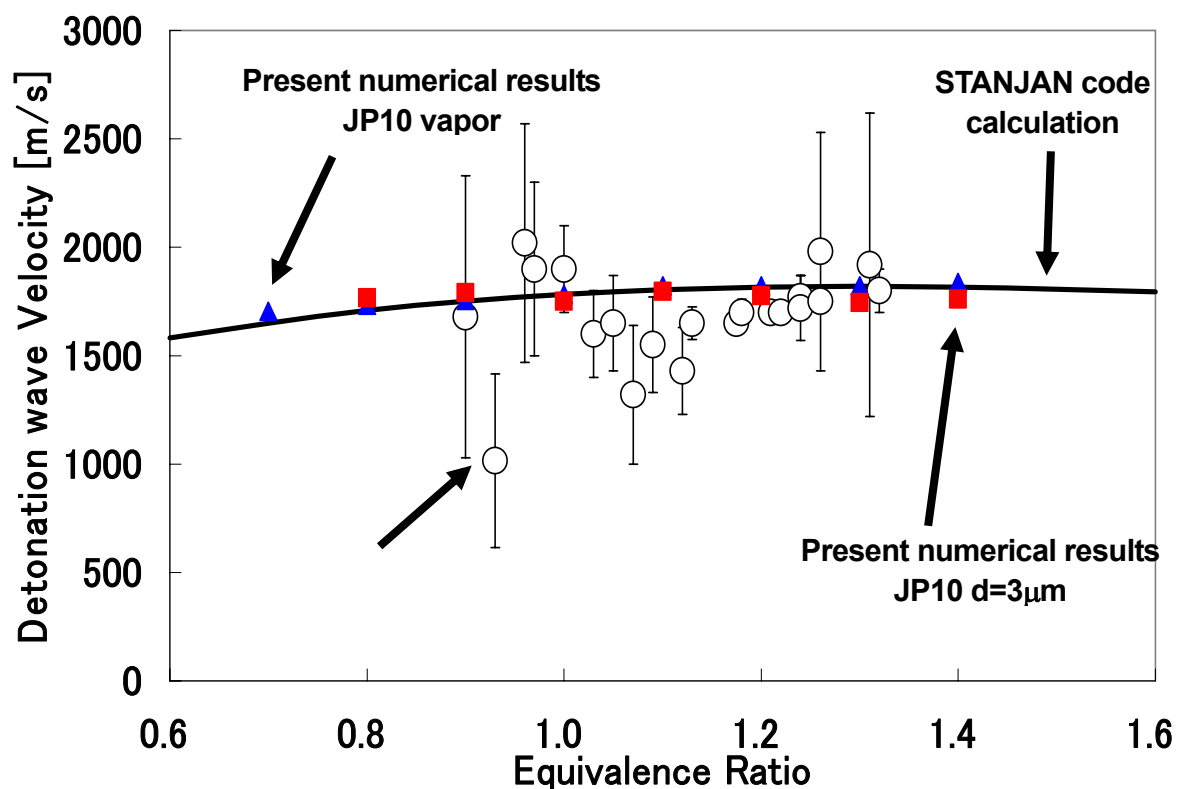


Fig1 Comparison of gas-phase detonation velocities in JP10-air mixture among the present simulations, experiments, and equilibrium calculation.

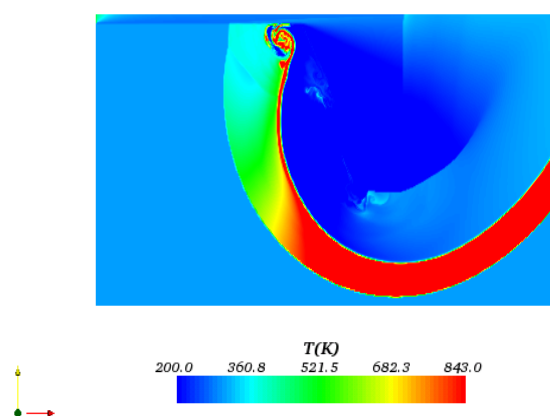


Fig.2 Numerical simulation of temperature profiles of high pressure hydrogen jet spouting from the tube of 4.8 mm in diameter and 71.0 mm in length at the hydrogen pressure of 40 MPa.

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Naonori Masuda, Krzysztof Benkiewicz, Venkat Tangirala, A. Koichi Hayashi, Nobuyuki Tsuboi, "Numerical simulation of JP10/air two-phase detonation and its PDE performance," 7th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, accepted, (2007)
- 2) D. Pinto, K. Aizawa, Y.F. Liu, H. Sato, A. K. Hayashi, and N. Tsuboi, "Auto-ignition of high pressure hydrogen release," 21th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, (2007)
- 3) 相澤圭介, 林 光一, 山田英助, 劉云峰, Pinto, Delphine, 坪井伸幸, 佐藤博之, "高圧水素ガス漏洩による自着火の研究," 2007年度年会講演要旨集, 火薬学会, 2007年5月10-11日, pp.121-124.

## マルチスケールシミュレーションによる材料破壊と材料強度に関する研究

The studies of mechanical properties of material using multiscale simulation

### ● 研究グループ

研究代表者：山口大学大学院理工学研究科 准教授，仙田康浩(senda@yamaguchi-u.ac.jp)

研究分担者：山口大学外国人研究者，金奎希(j901hm@yamaguchi-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

ロケットや衛星等の飛翔体で使用される構造材料は，大気圏から宇宙空間まで広範囲な条件下においてその強度や性能の維持が求められる．宇宙空間の極端な状況下では目に見える材料の変化だけでなく原子レベルの変化が起こりその挙動が材料全体の性質や耐久性に影響を及ぼす．研究の目的は，

1. 複数の手法を組み合わせた大規模マルチスケールシミュレーションを構造材料に適用し，原子レベルを含めた広い空間スケールの広い視野から材料欠陥・材料破壊の仕組みを理解する．
2. 大気圏から宇宙空間を含む特殊な状況下での材料を対象としたマルチスケールシミュレーションを実行し，極限状況下における材料強度評価の指標とする．

### ● 研究の概要

マルチスケールシミュレーションでは対象となる系をいくつかの空間領域に分割し，領域毎に適切な計算モデルを適用して各領域の振る舞いを表現する．対象系の微小なマイクロ領域には分子動力学法等による原子モデルを用い，この領域以外の広いマクロスケールな領域に対しては連続体近似によるモデルを使用する．異なる計算モデル・方程式に支配される領域同士を接合するシミュレーション技術が「ハイブリッド法」である．本研究ではミクロスケール領域では分子動力学（以下，MD）による粒子モデルとマクロスケール領域では有限要素法（以下，FEM）による弾性連続体モデルを接合する MD/FEM ハイブリッド法を開発した．

### ● 今年度の研究成果の概要

我々の研究グループは MD/FEM ハイブリッド法の新しい手法を開発した．一般的な圧力一定の MD の手法を拡張することにより，粒子系と連続体系を接続する計算モデルとそのモデルのラグランジュ関数を定義した．その手法に基づき 1 次元のハイブリッド計算モデル（図 1）の計算を行った．粒子系と連続体系の間の相互作用によって，粒子系にマクロスケールの揺らぎが発生することを確認した．この揺らぎが粒子系の動的性質に影響を及ぼし，大規模粒子系による計算と同等の結果を生み出すことがわかった（図 2）．

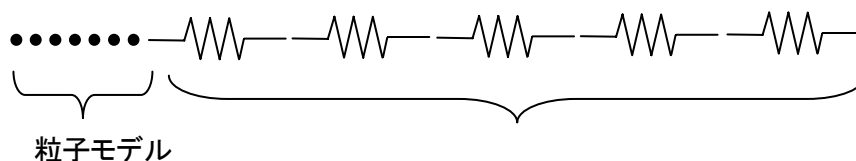


図1 1次元ハイブリッド計算モデル

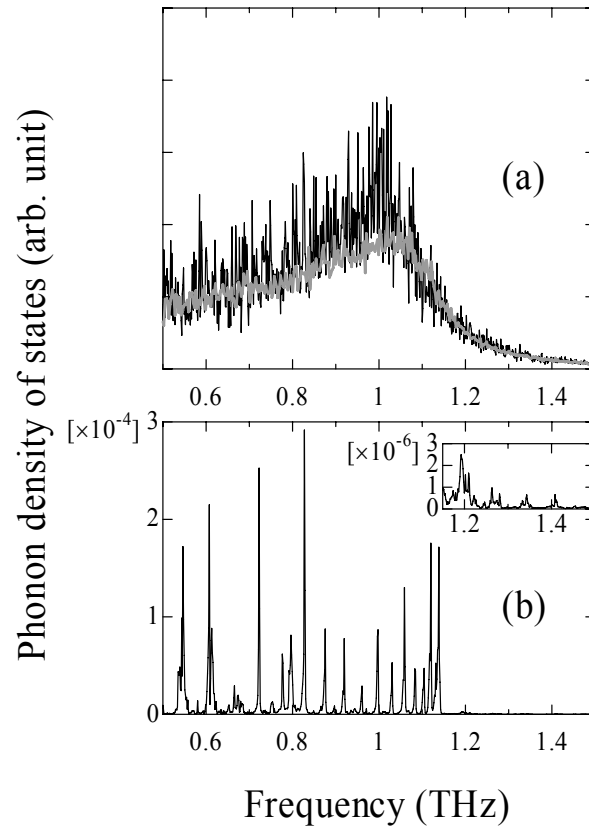


図2 速度相関関数から計算したフォノン状態密度. (a)ハイブリッドモデル.  
(b)通常のMD計算. (a)の灰色の実線は大規模MD計算による結果を表す.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Guehee Kim and Yasuhiro Senda: "A methodology for coupling an atomic model with a continuum model using an extended Lagrange function," *Journal of Physics: Condensed Matter*, Vol. 19 246203 (7pages) (2007)
- 2) Senda Y, Shimojo F and Hoshino K, "Dynamic properties of the liquid phosphorus studied by ab initio molecular-dynamics simulations" *J. Non-Crystalline Solids* Vol. 353, 3488-3491 (2007)

## ブラックホール降着流における状態遷移とジェット形成の磁気流体数値実験

Magnetohydrodynamic Simulations of State Transitions and Jet Formation in Black Hole Accretion Flows

### ● 研究グループ

研究代表者：千葉大学大学院理学研究科，松元亮治(matumoto@astro.s.chiba-u.ac.jp)

研究分担者：国立天文台理論研究部，町田真美(mami@th.nao.ac.jp)

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

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

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

### ● 計算の目的

本研究の目的は，加熱・冷却過程を考慮した散逸性 3 次元磁気流体コードを用いて降着円盤の時間発展をシミュレートすることにより，降着円盤内部における磁気不安定性の成長と磁気乱流生成，磁気エネルギーの散逸，円盤から円盤コロナへのエネルギー輸送，熱不安定性の成長に磁場が及ぼす効果等を調べ，ブラックホール降着円盤の時間変動のメカニズムを解明するとともに円盤の状態遷移と高速ジェット生成の関連を明らかにすることである。

### ● 研究の概要

ブラックホール候補天体はハードな X 線を放射するハードステートとソフトな X 線を放射するソフトステート間の遷移を示す。ハードステートからソフトステートへの遷移はエディントン光度の 10% 程度の光度で発生し，ジェットの噴出を伴う。状態遷移に伴い，時間変動のパワースペクトルも変化し，準周期振動 (QPO) が発生することもある。従来の降着円盤理論では角運動量輸送率が未定パラメータになっていたため状態遷移過程を一意的に予測することができず，磁場が円盤のダイナミクスに及ぼす影響も十分考慮されていなかった。本研究では大局的な 3 次元磁気流体コードを用いてブラックホール降着流の時間発展をシミュレートすることにより，角運動量輸送過程を計算に組み込み，降着円盤の状態遷移とジェットの形成過程を明らかにしていく。

### ● 今年度の研究成果の概要

シミュレーションコードの改訂作業を進めた。磁気流体シミュレーションエンジンとしてリーマン問題を近似的に解く HLLD 法と  $\text{div } \mathbf{B}=0$  を満たすスキームである CT 法を組み合わせたエンジンを作成し，各種テスト問題に適用して数値的安定性，計算精度等を検証した。また，並列化のための計算領域分割を従来の鉛直方向の 1 次元分割から 3 方向の分割に変更した。方位角磁場を考慮し，光学的に厚い領域まで含めた降着円盤の定常解を求め，このような円盤の時間発展をシミュレートする Flux Limited Diffusion (FLD) 近似に基づく 3 次元輻射磁気流体コードの作成を進めた。また，低温状態と高温状態が共存する 2 相プラズマ中での熱不安定性，磁気不安定性の時間発展を円盤の一部を取り出した局所シミュレーションによって調べた。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Matsumoto, R. and Machida, M., Global Magnetohydrodynamic Simulations of Flares, Outflows and Time Variabilities in Black Hole Accretion Flows, Approaching Micro-Arcsecond Resolution with VSOP-2, 3-7 Dec. 2007, ISAS/JAXA, Sagamihara (口頭, 英語)

- 2) Matsumoto, R., Oda, H., and Machida, M., Global Magnetohydrodynamic Simulations of State Transitions and Jet Formation in Accretion Disks, US-Japan Workshop on Magnetic Reconnection 2008, 3-6 Mar. 2008, Okinawa (招待講演, 英語)
- 3) 小川崇之, 松元亮治, HLLD スキームを用いた降着円盤のシミュレーション, 日本天文学会春季年会, 2008年3月24日~3月27日, オリンピック記念センター, 東京 (ポスター, 日本語)

## 惑星大気大循環モデルの開発と気候の多様性に関する数値実験

Development of a general circulation model for planetary atmospheres and numerical experiments  
on the variety of climate

### ● 研究グループ

研究代表者：神戸大学 大学院 理学研究科，林 祥介(shosuke@gfd-dennou.org)  
研究分担者：北海道大学 大学院 理学研究院，石渡正樹(momoko@gfd-dennou.org)  
神戸大学 大学院 理学研究科，高橋芳幸(yot@gfd-dennou.org)  
北海道大学 大学院 理学研究院，森川靖大(morikawa@gfd-dennou.org)  
北海道大学 大学院 理学研究院，土屋貴志(tutaka@ep.sci.hokudai.ac.jp)

### ● 計算の目的

本申請課題の目的は、現在の太陽系惑星から過去の太陽系惑星や系外惑星に至るまで、発生しうる様々な気候状態を求めるための惑星大気大循環モデル(GCM)の開発、およびその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。そのために、数値スキームの交換や惑星パラメータの変更を自在に行える惑星大気大循環モデルの設計と実装実験を行う。開発したモデルを用いて、惑星大気において発生しうる様々な気候状態の多様性を明らかにし、多様性をもたらす機構に関する力学的考察を行うことを目指す。

### ● 研究の概要

様々な気候状態を求めるための惑星大気大循環モデルの開発として、放射、乱流混合、雲などの素過程の数値スキームの自在な交換を実現するソフトウェア構造の設計を行う。これまでに我々が、データ入出力ライブラリ gt4f90io, スペクトル計算ライブラリ SPMODEL などのソフトウェア群を基盤として開発を進めてきた、大気大循環モデルの力学演算コアに素過程の数値スキームのプログラムを組み込む。地球大気用の数値スキームを実装した後に、木星型惑星の大気表層大循環の計算を行うためのスキームの開発に進む。

### ● 今年度の研究成果の概要

計算設定に応じて素過程を表現する数値スキームを自在に切替えることが可能となるように、各数値スキームのモジュールの構造を設計した。

設計されたプログラム構造に基づき、地球大気用の放射、乱流混合、雲の数値スキームの実装試験を行った。また、地球型惑星大気で用いられる惑星半径に比べて大気の厚さが浅い近似を用いた静水圧方程式系によるモデルを木星型惑星大気の大気表層における循環の数値計算にも利用するためのモデル変更に関する検討を開始した。

今年度は、プログラム構造の設計とモデル実装に集中したので当初予定に比べて使用したCPU時間は少ないものにとどまった。今後は、木星大気用の数値スキームの組み込みを順次試み、素過程の変更により循環構造に現れる相違を調査する予定である。

**● 研究成果の公表状況**

- 1) 森川靖大, 石渡正樹, 高橋芳幸, 小高正嗣, 林 祥介, 「可変性と可読性を考慮した大気大循環モデルの設計と実装実験: 物理過程モジュールでの試み」, 日本地球惑星科学連合 2007 年大会, 幕張メッセ, 2007 年 5 月 20 日
- 2) 森川靖大, 杉山耕一朗, 高橋芳幸, 小高正嗣, 石渡正樹, 中島健介, 林 祥介, 「大気大循環モデルによる湿潤惑星の数値実験にむけて--可読性と可変性を考慮した大気大循環モデル開発--」, 日本流体力学会年会 2007, 東京大学教養学部 5 号館, 2007 年 8 月 8 日
- 3) 森川靖大, 杉山耕一朗, 高橋芳幸, 小高正嗣, 石渡正樹, 中島健介, 林 祥介, 「木星を念頭においた湿潤惑星の大気大循環モデルによる数値実験」, 日本惑星科学会 2007 年度秋季大会, 高知大学, 2007 年 9 月 27 日

## 惑星大気の対流構造の比較数値モデリング

Comparative numerical study on convective structure of planetary atmospheres

### ● 研究グループ

研究代表者：北海道大学大学院理学研究院，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)

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

九州大学大学院理学研究院，杉山耕一朗(sugiyama@gfd-dennou.org)

### ● 計算の目的

本研究の目的は諸惑星の大気中の対流運動の構造を調べるための各種流体計算ソフトウェア群の開発と、それらを用いた基礎的数値実験である。平成 19 年度は、昨年度に引続き火星と木星の大気対流にともなう流れ場の様子を明らかにすることを旨とし、そのための数値モデルの開発と数値実験を行った。

### ● 研究の概要

大気量が多く温暖であったと想像されている昔の火星では、大気主成分である  $\text{CO}_2$  の凝結をともなう厚さ 10 km を越える対流層が存在したと考えられている。一方木星では、複数の微量成分( $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{NH}_4\text{SH}$ ,  $\text{H}_2\text{S}$ )が大気中で凝結し、それにとともなう安定成層の存在と長い放射時定数の存在が、対流の構造を特徴付けていると予想されている。これら問題に対し共通の設計思想の下で開発した数値モデルを用いて取り組み、多様な惑星大気対流の循環構造の特徴を明らかにするとともに、その支配要因を明らかにすることを旨とする。

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は昨年度に開発した複数の凝結成分を考慮した 2 次元湿潤対流モデルによる木星大気雲対流の長時間計算を行った。並行して力学コアの 3 次元への拡張を行い、その性能確認のため現在の火星を想定した乾燥対流の計算を行った。

木星大気雲対流の長時間計算の結果、対流活動の間欠性に対応して分布の変動が見られた。対流運動が活発な時期では局在した強い鉛直流が生じることで、3 種類の雲が湿潤対流領域でよく混合されることがわかった。それに対し、静穏な時期では計算領域のほぼ全域に広がった  $\text{NH}_3$  の雲の中で弱い対流が定常的に生じることがわかった。

2 次元湿潤対流モデル力学コアの 3 次元化にあたっては、微分計算を行う配列関数群を用意し、変数と関数の命名方法を工夫することで、ソースコードの開発効率と可読性の向上を図った。3 次元化した力学コアを用いて現在の火星を想定した乾燥対流の計算を行ったところ、背景風のない場合でも強い上昇域に対応して数 100 m 程度の水平スケールを持つ鉛直渦が地表面付近に多数生じることがわかった。



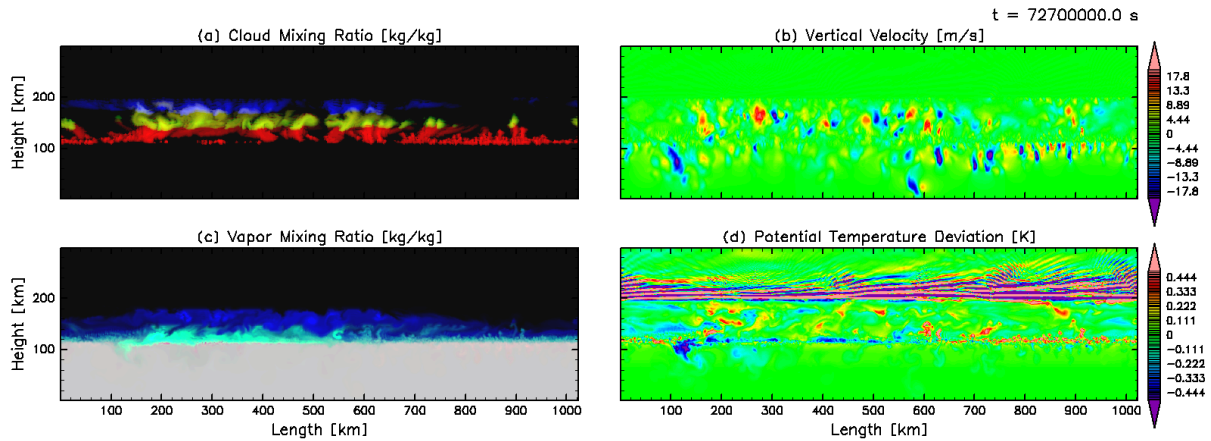


図1 2次元モデルによる木星大気対流の計算結果。活発期の典型的な時刻での(a)雲の分布, (b)鉛直速度, (c)凝結性成分気体の分布, (d)温位の水平平均からのずれを示す。雲混合比は  $\text{H}_2\text{O}$  雲は赤色,  $\text{NH}_4\text{SH}$  雲は緑色,  $\text{NH}_3$  雲は青色の濃淡で表現し, 複数の種類の雲が共存する領域はそれぞれの色の合成色 (RGB 合成色) で表現する。それぞれの雲混合比は  $1.0 \times 10^{-8} \sim 5.0 \times 10^{-3} \text{ kg/kg}$  の範囲を対数的に表現していることに注意。凝結成分気体の混合比も雲と同様の方法で示す。ただし, 緑色は  $\text{H}_2\text{S}$  の混合比を表す。

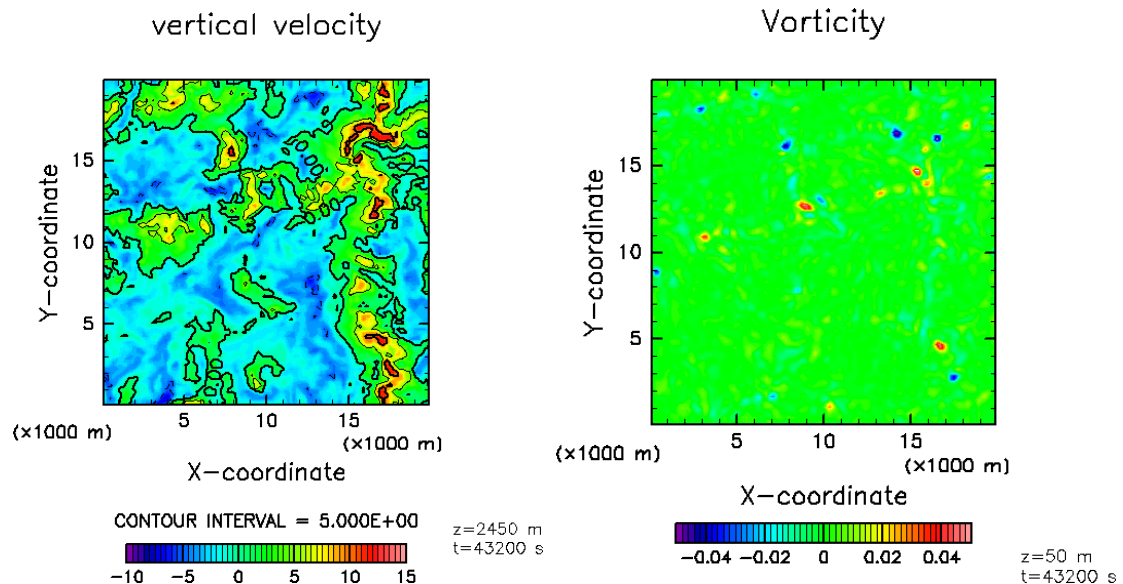


図2 3次元モデルによる火星大気対流の計算結果。(左)対流領域中層にあたる高度 2.5 km における鉛直風の水平断面図(右)モデル最下層の高度 (50 m) における鉛直渦度の水平断面図。赤色は反時計まわり, 青色は時計まわりの渦を示す。

## ● 研究成果の公表状況

### 【原著論文】

- 1) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 2007: 木星大気の大気対流, エアロゾル研究, 22, No.2, 101-106.

## 【査読なし論文】

- 2) Sugiyama, K., Odaka, M., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., 2007: Numerical Modeling of Moist Convection in Jupiter's Atmosphere, Proceedings of the 40th ISAS Lunar and Planetary symposium, in press.
- 3) Sugiyama, K., Odaka, M., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., 2007: Numerical Modeling of Moist Convection in Jupiter's Atmosphere and Future Jupiter Probe Mission, Proceedings of the 5th International Planetary Probe Workshop, in press.
- 4) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 2007: H<sub>2</sub>O, NH<sub>3</sub> の凝結と NH<sub>4</sub>SH の生成反応を考慮した木星大気の大気対流の直接数値計算, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部, 第 21 回大気圏シンポジウム講演集, 5-8.
- 5) 杉山耕一朗・小高正嗣・中島健介・林祥介, 2007: 木星大気の大気対流の直接数値計算, ながれ, 26 別冊, 247.

## 【口頭発表】

- 6) Sugiyama, K., Odaka, M., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., "Numerical Modeling of Moist Convection in Jupiter's Atmosphere", Workshop on Planetary Atmospheres 2007, Greenbelt, Meryland. US, November 6, 2007.
- 7) Sugiyama, K., Odaka, M., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., "Numerical Modeling of Moist Convection in Jupiter's Atmosphere and Future Jupiter Probe Mission", 5th International Planetary Probe Workshop, Bordeaux (France), June 25, 2007.
- 8) 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 林 祥介, 「3 次元非静力学モデルによる火星大気対流の数値計算」, 第 22 回大気圏シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部, 2008 年 2 月 27 日.
- 9) 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 林 祥介, 「3 次元非静力学モデルによる火星大気対流の数値計算」, 日本気象学会 2007 年度秋季大会, 北海道大学, 2007 年 10 月 16 日 (講演番号 B302).
- 10) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「2 次元対流モデルで明らかにされた木星大気の大気対流構造」, 日本気象学会2007年度秋季大会, 北海道大学学術交流会館, 2007 年 10 月 16 日(講演番号 B304).
- 11) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「2 次元対流モデルで明らかにされた木星大気の大気対流構造」, 地球電磁気・地球惑星圏学会 第122回総会及び講演会, 名古屋大学・東山キャンパス, 2007 年 10 月 1 日 (講演番号 B009-23).
- 12) 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 林 祥介, 「3 次元火星大気非静力学モデルの開発と放射対流の数値計算」, 日本惑星科学会 2007 年度秋季講演会, 高知大学, 2007 年 9 月 27 日 (講演番号 341).
- 13) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「木星大気の大気対流の直接数値計算」, 日本流体力学会年会 2007, 東京大学教養学部 5 号館, 2007 年 8 月 8 日 (ながれ 26 別冊 247).
- 14) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「木星大気の大気対流の直接数値計算」, 第40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 2007 年 7 月 27 日.
- 15) 杉山耕一朗・小高正嗣・中島健介・林 祥介, 「木星の大気対流層の直接数値計算: 複数成分の凝結を伴う対流の構造」, 日本地球惑星科学連合 2007 年大会, 幕張メッセ, 2007/05/24 (講演番号 J165-008)
- 16) 杉山耕一朗・小高正嗣・中島健介・林 祥介, 「木星大気の大気対流の直接数値計算: 凝結成分存在度に対する雲の鉛直分布と流れ場の依存性」, 日本地球惑星科学連合 2007 年大会, 幕張メッセ, 2007 年 5 月 20 日 (講演番号 M134-015).
- 17) 杉山耕一朗・小高正嗣・中島健介・林 祥介, 「木星の大気対流層の直接数値計算: 対流運動と雲分布の結成分存在度に対する依存性」, 日本気象学会 2007 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, 2007 年 5 月 14 日 (講演番号 D206).

## 仮想銀河群カタログ

### Virtual Group Catalog

#### ● 研究グループ

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

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

#### ● 計算の目的

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

#### ● 研究の概要

自作した3次元N体+SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)コード(GCD+)を用いて，合計約30個の銀河群の高解像度宇宙論的数値シミュレーションを行う．計算結果で得られた銀河群や構成銀河の多波長観測量を解析し，最新の観測データと定量的に比較することにより，銀河群形成と銀河形成の物理過程を解明する．この研究は，3年計画であり，最終的には，すべてのシミュレーション結果や観測的性質をWeb上で，広くコミュニティーに公開する．

#### ● 今年度の研究成果の概要

図1に，現在までに解析のすすんでいるシミュレートされた銀河群のX線温度と構成銀河の速度分散に対するX線光度を示した．青い線は観測で得られている関係であり，われわれのシミュレーション結果は定量的に一致していると言える．しかし，統計的な議論をするには，より多くのサンプルが必要なこともわかる．また，この数値銀河群の一つを詳しく解析し，銀河群環境が構成銀河の星形成に与える影響を調べた(Kawata & Mulchaey 2008)．この研究では，質量  $8 \times 10^{12}$  太陽質量の銀河群に落ちてきた回転速度約  $150 \text{ km/s}$  の円盤銀河に注目した(図2)．その結果，この銀河群のラムプレッシャー(動圧)は，この銀河の冷たいガス円盤をはぎ取るには十分ではないが，ハロー内の高温ガスをはぎ取るには十分なことがわかった．高温ガスは，星を作るために必要な低温ガスの供給源でもある．注目した銀河では，その高温ガスがはぎ取られたため，星形成によりそれまで存在した低温ガスを使い尽くしたとき星形成が止まった．これは“銀河の窒息”と呼ばれる機構である．この研究により初めて，統合的な宇宙論的数値シミュレーションにより，この機構が今回注目したような比較的小さな銀河群でも有効に働くことが示された．

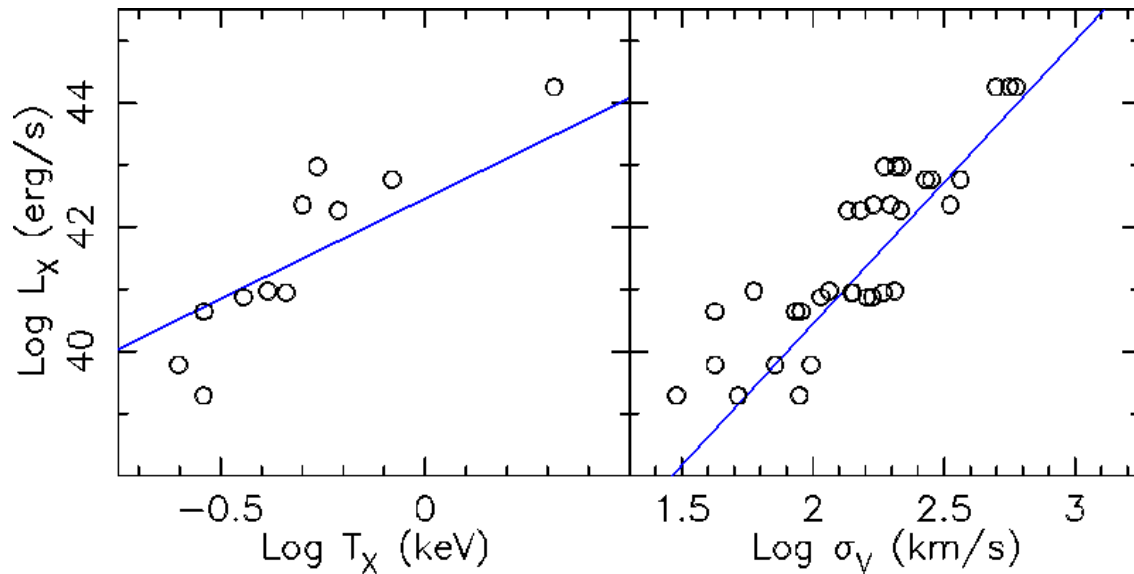


図1 X線光度-X線温度(左)とX線光度-構成銀河の速度分散(右). 白丸がシミュレーション結果. 青い線は観測によって得られている相関関係(Osmond & Ponman 2004, MNRAS, 350, 1511).

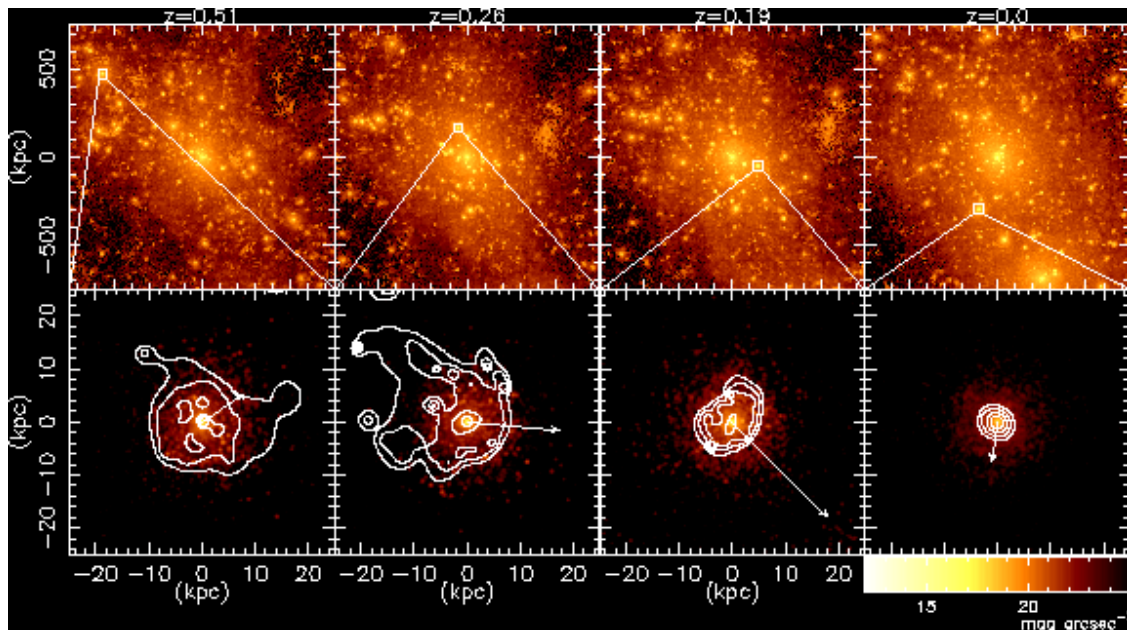


図2 数値シミュレーションで得られた銀河群の異なる赤方偏移( $z$ )での形成過程の様子. 上図はこの銀河群の領域のダークマターの密度分布. 下図はそのうちの一つの構成銀河の拡大図で、この銀河の円盤面を正面から見たときのRバンドでの表面輝度分布. 等高線は低温ガスの表面密度分布を、矢印はこの銀河の銀河群に対する速度を示している.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) M. Mouchine, B.K. Gibson, A. Renda, D. Kawata, *Simulating the Mass-Metallicity Relation from  $z=1$* , 2008 A&A in press
- 2) D. Kawata & J.S. Mulchaey, *Strangulation in Galaxy Groups*, 2008, ApJ, 672, 103
- 3) D. Kawata & M. Rauch, *Galactic Wind Signatures around High-Redshift Galaxies*, 2007, ApJ, 663, 38
- 4) C.B. Brook, D. Kawata, E. Scannapieco, H. Martel, B.K. Gibson, *The Spatial Distribution of the Galactic First Stars II. Smoothed Particle Hydrodynamics Approach*, 2007, ApJ, 661, 10

## 近接連星系の数値流体力学的研究

Numerical Hydrodynamic study of close binary systems

### ● 研究グループ

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

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

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

われわれは新しく「分子流体力学法」と名付けた数値計算法を開発して，それをテストした．つぎに近接連星系における星風降着と周連星円盤からの質量降着の2, 3次元数値シミュレーションをおこなった．

分子流体力学法は，仮想的な気体分子の運動を計算することにより，その平均値として，流速，密度，温度，圧力などの巨視的量を計算する手法である．ボルツマン方程式の粒子解法である．似た手法であるボルツマン直接法(DSMC)において，平均自由行程を現実の原子・分子によるものではなく，セルサイズ程度に大きくすることにより，希薄気体ではなく，連続流体の運動を計算するようにした手法である．分子流体力学法の特長，利点は以下の通りである．

- 1) 無条件安定．陽的法であるにもかかわらず，クーラン条件などの時間刻みに対する制限がない．時間刻みは長いほど，計算は安定になるという，通常とは逆の性質を示す．大きな時間刻みを取ることの問題点は，精度の低下であるが，それも急ではなく，徐々に起こる．
- 2) 密度，圧力，温度などが決して負にならない．通常の保存的差分法などでは，この条件を満たさない．非負性を保証するために，差分法では様々な工夫をする．
- 3) ガリレイ不変性をもつ．これも通常の差分法にはない性質である．
- 4) 温度ゼロ，つまりマッハ数無限大のガスを容易に扱える．
- 5) 真空を容易に扱える．流れの境界面，表面を容易に扱える．
- 6) アンサンブル平均をとることにより，小数粒子の計算を多数回行い，多数粒子の計算と同等の結果を得る．このため，並列度は100%になる．
- 7) 粘性は物理的起源である．オイラー方程式を解く場合は，数値粘性になり，ナビエ・ストークス方程式を解く場合は，物理粘性になる．

分子流体力学法は1-3の性質のため，極めてロバストである．

欠点は，粒子数による統計的揺らぎのため，解がなめらかでない．この問題は粒子数を増やすか，アンサンブル平均をとることにより解決できる．

もうひとつの欠点は、密度が粒子数に比例するために、大きな密度比をもつケースが計算できないことである。この欠点を是正するために、われわれはセルボルツマン法と名付けた、これまたまったく新しい手法を開発している。これは粒子法の特長は利用しながらも、粒子法ではなく、格子/セル法である。

## ● 今年度の研究成果の概要

われわれは分子流体力学法をさまざまな問題に適用した。図1に示すのは、共生星のような連星系において、片方の巨星から質量が放出され、コンパクト星に質量が降着する問題である。この問題はすでに我々は、有限体積法を用いて計算した、今回は同じ計算を分子流体力学法で計算した。計算結果は、Bisikaloたちの計算とも比較した。結果は、3者は完全には一致しないで、少しだけ異なっている。しかし、計算法だけでなく、それにもなう境界条件も3者で異なっているので、この程度の差は許容範囲であるのか、あるいはそうむでないかは、今後の検討が必要である。

第2の問題として、今年度の研究テーマに上げている、周連星円盤からの質量降着がある。これはBateたちと同じ条件の場合、Ochiたちと同じ条件の場合を計算した。図2に我々の結果と、Ochiたちの結果を比較する。同じ条件では、結果はよい一致を示している。

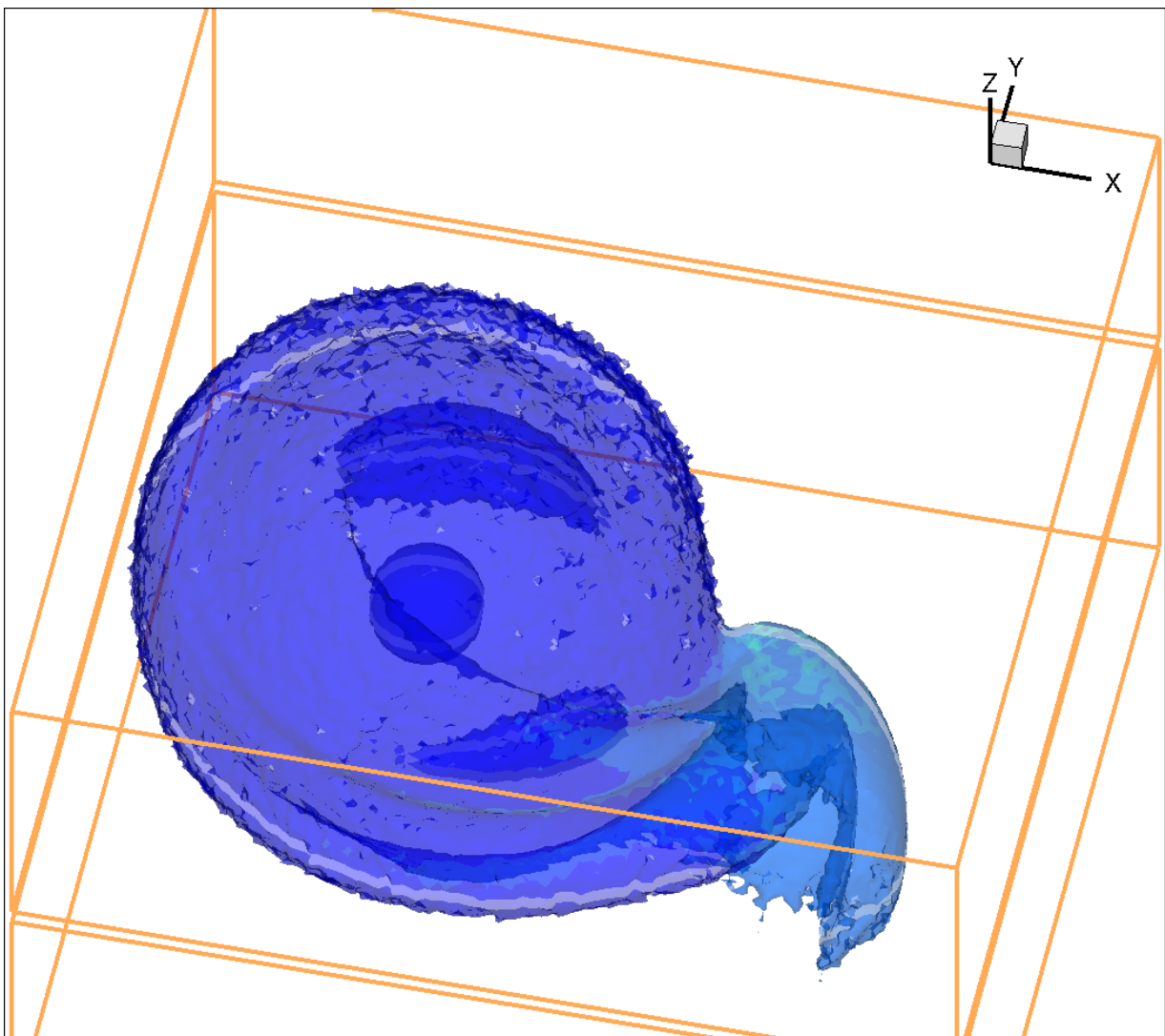


図1 連星系における星風降着流の3次元数値シミュレーション。図は等密度面を透明表示したものである。左中央にある球が、質量を放出する主星で、右斜め下あたりに質量を降着する伴星がある。主星の周りの密度分布は基本的には球対称になっている。伴星においては上から下、さらに左の方向にバウ衝撃波が伸びている。

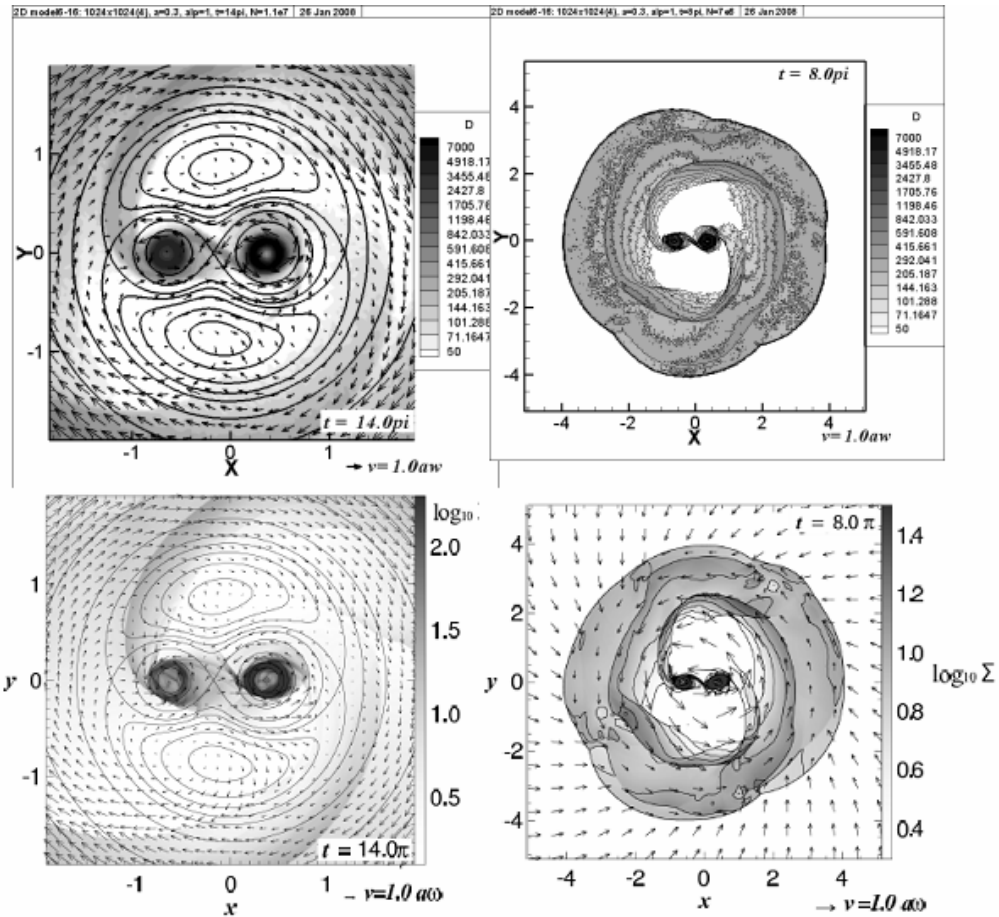


図2 周連星円盤から連星へのガスの降着の2次元数値シミュレーション。上の列は分子流体力学報による結果で、下の列は Ochi et al.(2005)による2次元差分計算の結果である。条件を仁しくすると、同じ結果が得られることを確認した。図は密度分布と速度ベクトルを示している。右の列は時刻が4公転の時の全体図で、左の列は7公転の時の拡大図である。ロッシュポテンシャルも同時に示した。中心付近の二つの目玉が連星で、左が伴星、右が主星である。質量比は0.6である。

## ● 研究成果の公表状況

- 1) T. Matsuda, H. Isaka, H. Murata, Y. Ohsugi and H.M.J. Boffin, In Proc. International Workshop on Separation Phenomena in Liquids and Gases, Beijing, ed. Zeng (2007)
- 2) H. Isaka, T. Matsuda and H.M.J. Boffin, Prog. Theor. Phys. 116 (2006), 1069.
- 3) T. Matsuda, H. Isaka, H. Murata and H.M.J. Boffin, Astron. Soc. Pacific Conference Series Vol.359, Numerical Modeling of Space Plasma Flows ed. by N. Pogorelov and G. P. Zank (2006), 270.
- 4) Bisikalo, D.V.; Boyarchuk, A.A.; Kaygorodov, P.V.; Kuznetsov, O.A.; Matsuda, T. Chin. J. Astron. Astrophys. Vol. 6 (2006), Suppl. 1. 159-163
- 5) Bisikalo, D. V.; Matsuda, T  
Binary Stars as Critical Tools and Tests in Contemporary Astrophysics, International Astronomical Union. Symposium no. 240, held 22-25 August, 2006 in Prague, Czech Republic, S240, #034

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

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

### ● 研究グループ

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

Research Scientist (matsui@geosci.uchicago.edu)

研究分担者：Dept. of geophysical Sciences, the University of Chicago,

松井宏晃(matsui@geosci.uchicago.edu)

### ● 計算の目的

地球をはじめとする惑星の固有磁場の成因であるダイナモ過程の解明には、回転系における電磁流体力学(MHD)シミュレーションが本質的な役割を担ってきた。現実のダイナモ過程においては、惑星中心核における対流はこの小さい粘性のために多様な空間スケールを持っていると推定され、シミュレーションでは取り扱う事の不可能な小スケールの対流及び磁場が大規模な磁場構造及びその変動に影響を与える事が予想される。本研究では、惑星ダイナモ過程におけるこの小スケールの速度、磁場が大規模な構造に与える現象をモデル化するための Sub-grid-Scale (SGS)モデルを考慮に入れたダイナモシミュレーションモデルを開発する。

### ● 研究の概要

本研究では、回転系における非圧縮性電磁流体に対する 3 次元、非定常のダイナモシミュレーションを実施する。対流の原動力として熱対流を仮定し、運動方程式、熱伝導方程式、磁場のベクトルポテンシャルに対する誘導方程式を解く。さらに、計算格子よりも小スケールの速度場、磁場が大規模構造に与える影響をモデル化するため、Sub-grid scale (SGS) モデルとして Similarity model の一種である Dynamic nonlinear gradient model を適用する。計算領域として、地球の外核をモデル化した回転球殻モデルを適用した乱流ダイナモシミュレーション(LES)を実施し、その結果を等しい空間解像度のもとで SGS モデルを適用しない直接シミュレーション(DNS)および、より高い空間解像度のもとでの DNS の結果との比較を行う。

### ● 今年度の研究成果の概要

本年度は、回転球殻モデルを用いた乱流ダイナモシミュレーションを実施した。シミュレーションに際して、赤道において経度方向の空間解像度がそれぞれ3.75度(z96r33)、および2.5度(z144r49)の有限要素格子を用いてSGSモデルを適用したシミュレーション(LES)および直接シミュレーション(DNS)を実施し、その結果を経度方向に1.25度の空間解像度(z288r97)のもとでの直接シミュレーション(resolved DNS)の結果と比較した。

その結果、低解像度での DNS では、resolved DNS による結果と比較して、運動エネルギーが不自然に大きくなる傾向が現れるが、SGS モデルを適用する事によって、この運動エネルギーの増大がおさえられる結果となった(see Fig. 1)。一方、核-マントル境界における磁場構造については、SGS モデルにより、大規模な磁場の構造がより支配的になるが、LES による磁場強度自体は Resolved DNS および同解像度における DNS に比しても小さくなってしまいう結果が得られた(see Fig. 2)。この結果は、Dynamic model による SGS 項の強度の見積もりを半径方向の関数のみとせず、半径、緯度の関数として見積もる事によって改善される事が期待される。



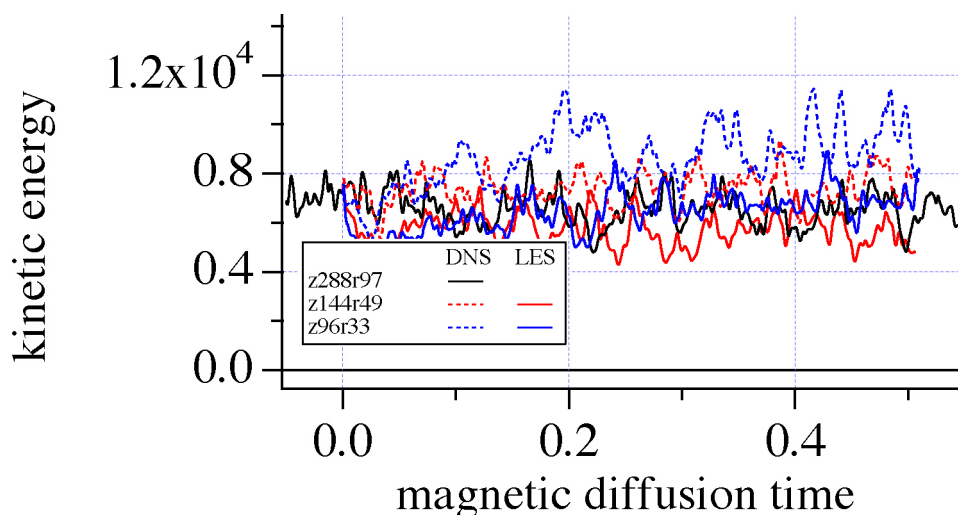


Fig.1 Time evolution of the spatially averaged kinetic energy in the spherical shell. Unresolved DNS results are plotted by dotted line, and LES and resolved DNS results are plotted by solid lines.

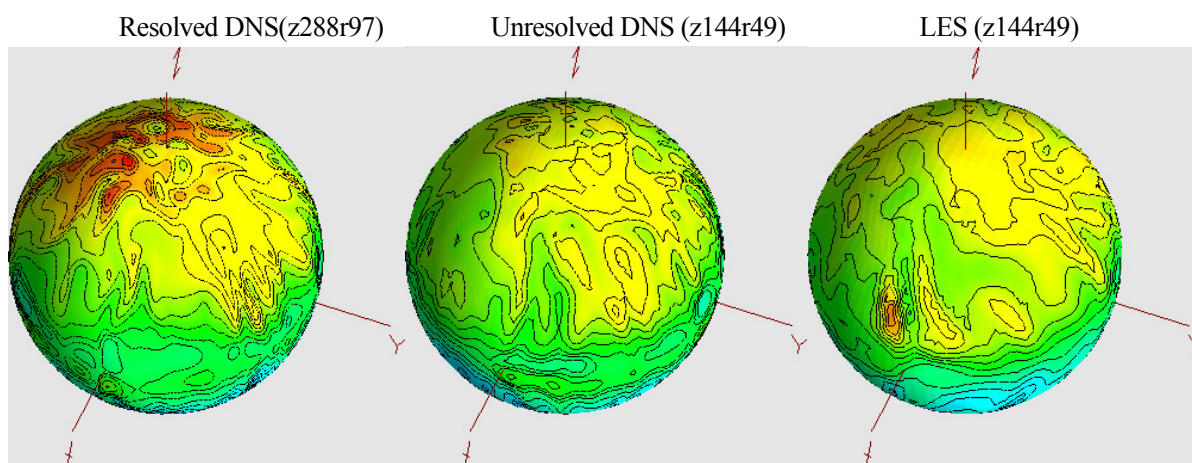


Fig.2 Amplitude of radial magnetic field at core-mantle boundary (CMB). Result of the resolved DNS (with z288r96 mesh) is shown in the left panel, and results of the unresolved DNS and LES with z144r49 mesh are plotted in the middle and right panels, respectively. Interval of the contour line is 0.08 for each plot.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Matsui, H. and Buffett, B.A., A Dynamic Scale-Similarity Model for Dynamo Simulations in a Rotating Plane Layer, *Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics*, **101**, 451-468., 2007
- 2) Matsui, H. and Buffett, B.A., Commutation Error Correction for Large Eddy Simulations of Convection Driven Dynamos, *Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics*, **101**, 429-450., 2007
- 3) A dynamic large eddy dynamo simulation in a rotating spherical shell, American Geophysical Union 2007 fall meeting, Dec., 2007, CA

## 惑星磁気圏-電離圏-熱圏結合に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of the planetary magnetosphere-ionosphere-thermosphere coupling

### ● 研究グループ

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は，惑星電磁圏モデルと中性大気（外圏）モデルを結合した領域間結合モデルの開発を行った．電磁圏モデルには，地球型惑星の超高層で重要となる14種イオンの連続の式と関連する光化学反応を自己無撞着に含めた3次元TVD MHDモデルを用い，外圏モデルには，外圏底高度以上では粒子間の衝突を確率的に計算するモンテカルロ粒子モデルを，外圏低高度以下では粒子の上下フラックスを流体的に計算するtwo-streamモデルを用いた．これらのモデルを光化学反応（分子イオンと電子の解離再結合過程による高温酸素の生成）を通じて自己無撞着に結合した結果，太陽風の動圧の変化に応じて外圏酸素の流出率が最大で約4倍変動することを明らかにした．また，この研究成果を応用して，汎用的な多圏モデル結合手法について検討を行った．

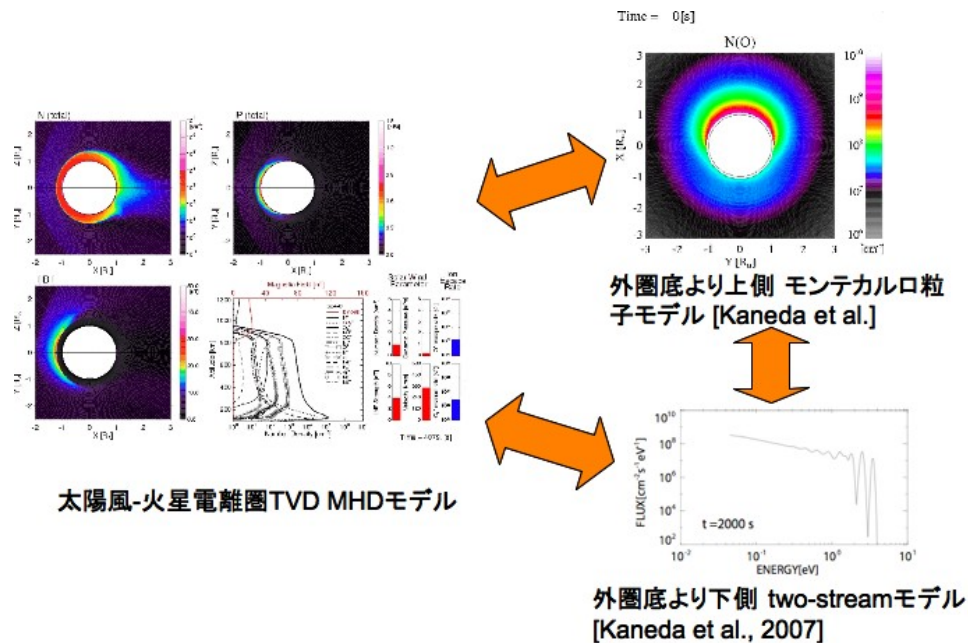


図1 惑星電磁圏モデルと外圏モデル結合の概念図

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Lammer, H., H. I. M. Lichtenegger, Y. Kulikov, J. M. Griessmeier, N. Terada, N. V. Erkaev, H. K. Biernat, M. L. Khodachenko, I. Ribas, T. Penz, F. Selsis, CME activity of low mass M stars as an important factor for the habitability of terrestrial exoplanets, Part II: CME induced ion pick up of Earth-like exoplanets in close-in habitable zones, *Astrobiology*, 7, 167-184, 2007.
- 2) Shimoda, T., S. Machida, and N. Terada, Numerical Calculation on a Top-Hat Plasma Particle Analyzer Using a Boundary-Fitted Coordinate System, *IEEE Transactions on Plasma Science*, 35, 1178-1183, 2007.
- 3) Delcourt, D. C., F. Leblanc, K. Seki, N. Terada, T. E. Moore, and M.-C. Fok, Ion Energization During Substorms at Mercury, *Planetary Space Science*, 55, 1502-1508, 2007.
- 4) Fujimoto, M., W. Baumjohann, K. Kabin, R. Nakamura, J. A. Slavin, N. Terada, and L. Zelenyi, Hermean Magnetosphere-Solar Wind Interaction, *Space Science Reviews*, 132, 529-550, 2007.
- 5) Kaneda, K., N. Terada, and S. Machida, Time variation of nonthermal escape of oxygen from Mars after solar wind dynamic pressure enhancement, *Geophysical Research Letters*, 34, L20201, doi:10.1029/2007GL030576, 2007.
- 6) Delcourt, D. C., Y. Saito, K. Seki, N. Terada, Dynamics of magnetospheric ions at Mercury: Some open questions awaiting BepiColombo measurements, *Proceedings Book of the International Conference on Future Perspectives of Space Plasma and Particle Instrumentation and International Collaborations*, in press.
- 7) Shinagawa, H. and N. Terada, MHD and kinetic modeling of the ionospheres of Venus and Mars, *Proceedings Book of the International Conference on Future Perspectives of Space Plasma and Particle Instrumentation and International Collaborations*, in press.

## 第一原理分子動力学シミュレーションによる金属および化合物半導体融液内の 原子ダイナミクスの研究

Atomic dynamics in liquid metals and compound semiconductors  
studied by first-principles molecular-dynamics simulation

### ● 研究グループ

研究代表者：広島大学大学院総合科学研究科，星野公三(khoshino@hiroshima-u.ac.jp)  
研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙環境利用研究系/ISS 科学プロジェクト室(芝浦工大に転出)，  
正木匡彦

### ● 計算の目的

本研究の目的は高温・高圧下における液体カーボンの構造に関する新たな知見を得ることである。今年度の計算の目的は、液体カーボンのミクロな構造（原子配列）と原子のダイナミクス，および電子状態を第一原理分子動力学シミュレーションを用いて調べることである。

### ● 研究の概要

高温・高圧下の液体カーボンに対して第一原理分子動力学シミュレーションを実行し，液体カーボンにおける圧力誘起構造変化を調べた。具体的には，温度 9000K で 3 つの圧力（16，300，2000 万気圧）において実行された第一原理分子動力学シミュレーションの結果から，液体カーボンの構造因子，動径分布関数，配位数などの圧力変化を求め，これらの結果と液体 Ge,Si の実験結果とを比較検討した。

### ● 今年度の研究成果の概要

実験的には研究が困難な高温・高圧下における液体カーボンの構造の圧力変化を，第一原理分子動力学シミュレーションによりはじめて系統的に調べた。その結果，圧力増加にともない，配位数が約 3 から約 8 まで大きく変化し構造因子も定性的に変化すること，それにともない電子結合状態も共有結合的なものから金属結合的なものへと変化することなどを明らかにした。これらの結果は，国内外の学会で発表するとともに学術雑誌に公表した。

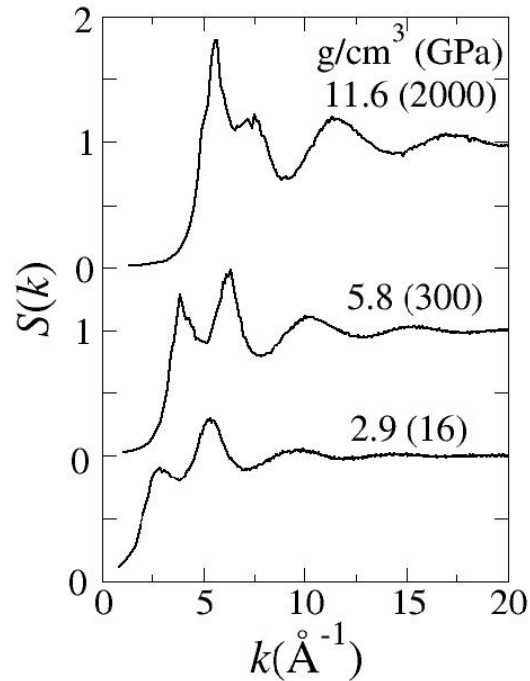


図1 液体カーボンの構造因子の密度（圧力）依存性（温度は9000K）

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 原田晶子, 下條冬樹, 星野公三 :  
液体カーボンの構造と電子状態：第一原理分子動力学シミュレーション  
日本物理学会春季大会（2007年, 鹿児島大学）
- 2) Harada, F. Shimojo and K. Hoshino  
Structural and electronic properties of liquid carbon:  
ab initio molecular-dynamics simulation (Oral)  
(13<sup>th</sup> Int. Conf. on liquid and amorphous metals, 2007, Russia)
- 3) Harada, F. Shimojo and K. Hoshino:  
Pressure-induced structural change of liquid carbon: Ab initio molecular-dynamics simulations  
J. Non-Cryst. Solids 353 (2007) 3519-3522

## 高マッハ数衝撃波近傍における荷電粒子の加速・加熱に関する数値実験

Numerical simulation on particle acceleration/heating in high Mach number shocks

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

近年，超新星衝撃波などの超高マッハ数衝撃波における粒子加速の様子が詳しく調べられているが，一方で太陽系内で直接観測が期待される衝撃波のパラメータはこれとは大きく異なる．このため太陽系内の衝撃波と高エネルギー天体衝撃波とは，主要な粒子加速・加熱機構も異なるはずである．本研究では，太陽系内においてその場観測が期待される衝撃波と高エネルギー天体における相対論的衝撃波のそれぞれに対して，その近傍で励起される波動と荷電粒子の相互作用を調べる．

### ● 研究の概要

- 1) 1次元フル粒子シミュレーションによって準垂直衝撃波の長時間発展を再現し，不安定性による衝撃波マクロ構造への影響や遷移層での粒子加熱・加速効率などを議論する．
- 2) 相対論的電子-陽電子衝撃波上流域における大振幅アルフヴェン波と，荷電粒子の相互作用を1次元フル粒子シミュレーションによって再現し，粒子加速機構を議論する．

### ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 準垂直衝撃波を1次元フル粒子シミュレーションで再現し，衝撃波再形成過程の時間・空間スケールが遷移層で励起される変形2流体不安定性の影響をいかに受けるかを昨年度に引き続き議論した．上流の電子プラズマ周波数とサイクロトロン周波数の比の2乗 ( $\tau$ ) を様々に変えて ( $\tau = 4\sim 64$ ) 計算を行ったが， $\tau$ による顕著な違いは見られなかった．これは不安定性の線形成長率が $\tau$ にほとんど依存しないこととも矛盾しない．一方，マッハ数を固定した場合衝撃波角によって不安定性の強度が変わるが，不安定性が強い時の遷移層における実効的な電子温度はほぼ等方的であることが分かった．これは，断熱加熱に伴う磁力線垂直方向の加熱と同程度の加熱が沿磁力線方向にも起こっていることを意味している．静電近似した準線形方程式のモーメントを取ると，電子温度の時間発展を表す式が得られるが，これを数値的に解いて不安定性による電子の温度上昇を議論した．図1に示すように，温度上昇はマッハ数の対数にほぼ比例するという結果が得られた．
- 2) 1次元フル粒子シミュレーションを用いて相対論的単色アルフヴェン波の非線形発展を再現し，系の乱流化（パラメトリック不安定性）の過程で観測された高エネルギー粒子の加速機構を議論した．崩壊不安定性の過程において，局所的に磁場の崩落線が大きくくびれた構造が現れ，これに捕捉された粒子が短時間の間に磁力線垂直方向に加速されている．くびれた磁場崩落線の構造を，反対方向に伝播する2つのアルフヴェン波の重ね合わせでモデル化し，その中での粒子の軌道を解析した．図2aに  $u_{\perp}-\phi$  位相空間における軌道を示す．ここに， $u_{\perp}$ は四元速度の磁力線垂直成分， $\phi$ は揺動磁場と粒子の相対位相を表す． $u_{\perp}>1$ に見られる閉曲線は相対論効果を考慮した場合にのみ現れるのもで，微小振幅の極限でも存在する．セパトトリクス内では荷電粒子が2つの波と同時に相対論的共鳴条件を満たす（図2b）．テスト粒子計算で得られた粒子軌道（赤線）がシミュレーションで観測された高エネルギー粒子の特徴をよく表すことを確認した．また，系の長時間発展に伴い，ひとたび加速された粒子が選択的に加速されることも分かった．

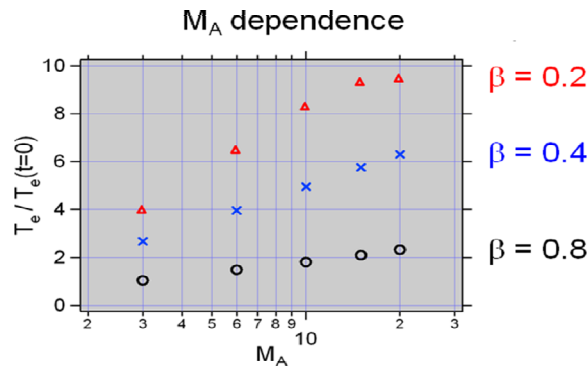


図1 衝撃波遷移層における変形2流体不安定性に伴う電子加熱  
(質量比 = 1836,  $\tau = 50$ , イオン反射率 25%を仮定)

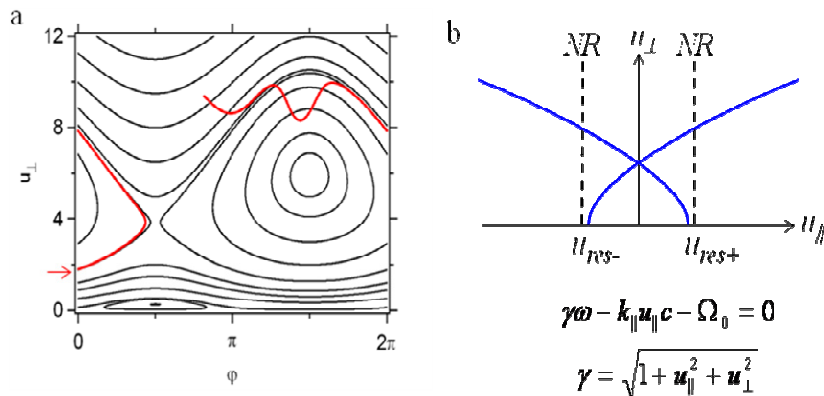


図2 a) 反対方向に伝播する2つの波が形成する磁場崩落線の谷付近における粒子軌道と  
b) それら2つの波と荷電粒子の相対論的共鳴条件 (点線は非相対論的)

### ● 研究成果の公表状況

- 1) Roles of modified two-stream instability in supercritical shock waves  
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, Japan-Korea Mini-Workshop 2007, National Fusion Research Center, Daegon, Korea, Apr. 2007 (英文・口頭)
- 2) PIC simulations of quasi-perpendicular shocks: Roles of modified two-stream instability in particle heating, acceleration, and self-reformation processes  
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, AOGS (Asia Oceania Geoscience Society) meeting 2007, Queen Sirikit National Convention Center, Bangkok, Thailand, Aug. 2007 (英文・口頭・招待)
- 3) The Role of Modified Two-Stream Instability for Self-Reformation and Ion Acceleration in Quasi-Perpendicular Shocks  
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, AGU Fall Meeting 2007, Moscone South & Moscone West, San Francisco, USA, Dec. 2007 (英文・ポスター)
- 4) Relativistic particle acceleration by coherent Alfvén waves upstream of collisionless shocks

## 太陽系内小天体の起源と力学進化

Dynamical evolution of small bodies in the Solar System

### ● 研究グループ

研究代表者：神戸大学大学院理学研究科 地球惑星科学専攻，中川義次(yoshi@kobe-u.ac.jp)

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

コロラド大学大気宇宙物理学研究所，岩崎一典(iwasaki@lasp.colorado.edu)

コロラド大学大気宇宙物理学研究所，谷川享行(tanigawa@lasp.colorado.edu)

秀明大学総合経営学部，榎森啓元(emori@ts.shumei-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

月及び他の惑星の衛星，ならびに小惑星の起源と力学進化を明らかにするために，数値シミュレーションにより以下のことを調べる．

- [a] 惑星の周りで衝突した微惑星が合体する確率を求め，月・衛星の成長過程を明らかにする．
- [b] 惑星の周りで微惑星同士の衝突・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．得られた結果を用いて，微惑星衝突合体による衛星集積過程のシミュレーションを行なう．
- (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．まら得られた結果をN体シミュレーションの結果と比較する．
- (3) 衛星捕獲確率：太陽，惑星，微惑星の三体問題軌道計算により，微惑星が惑星に一時捕獲される確率，捕獲されやすい軌道の特徴等を明らかにする．惑星大気あるいは周惑星円盤ガスからのガス抵抗も考慮する．

### ● 今年度の研究成果の概要

- (1) 周惑星円盤中における微惑星の衝突合体確率については論文を投稿し，修正中である（Ohtsuki, *Astron. J.*, submitted）．また衛星集積過程に関する計算コード開発を行なった．
- (2) 微惑星が惑星重力により一時的に惑星に捕獲される現象について，基礎的な定式化を行なうと同時に，微惑星のランダム速度が小さい場合についての軌道計算を行なった(Fig.1)．その結果，ランダム速度の小さい場合，微惑星は一時捕獲の間に必ず惑星に接近すること，太陽から遠い外惑星ほど，微惑星を捕獲しやすいこと等が明らかになった（Iwasaki & Ohtsuki 2007）．
- (3) 周惑星円盤中の固体粒子集団の進化を調べるため，粒子間衝突及び重力散乱による角運動量輸送率（粘性）を調べた．その結果，粒子空間密度の低い系について三体軌道計算より求めた粘性はN体シミュレーション結果と一致すること，粒子空間密度が高くなると多体効果のため，さらに粘性が大きくなること等が明らかになった(Fig.2; Ohtsuki et al. 投稿準備中)．
- (4) 惑星が微惑星を捕獲する過程に関連して，惑星の周りの大気及び周惑星円盤ガスの効果を考慮した計算にも着手した．このうち惑星への衝突確率に対するガス抵抗の効果についてはほぼ計算を終えた．その結果得られた原始大気を持つ惑星への衝突確率を，ランダム速度依存性を正しく考慮していない従来の見積と比較すると，ランダム速度の小さい場合はより大きくなり，速度の大きい場合は従来の見積より小さくなることが明らかになった（Tanigawa et al. 投稿準備中）．



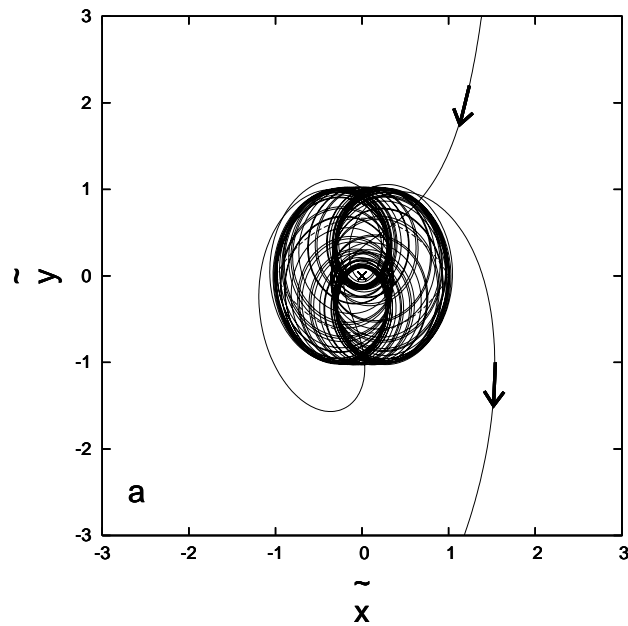


図1 惑星に一時捕獲される微惑星軌道の例. 惑星を原点とする回転座標系での図であり, 太陽は図の左側遠方にある. 距離は惑星重力圏半径を単位としている. 微惑星は右側上方から近づき, 公転周期の約20倍の間捕獲された後, 右側下方に遠ざかっていく(Iwasaki & Ohtsuki 2007).

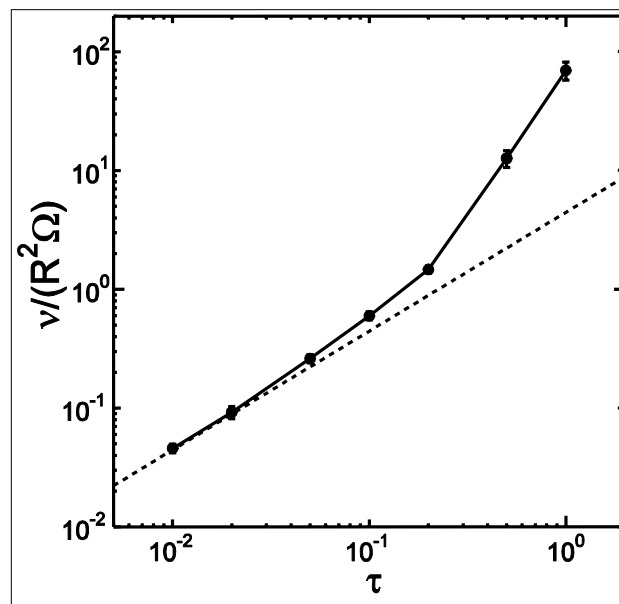


図2 周惑星粒子円盤中の粘性 ( $\nu$ ) を円盤の光学的厚さ ( $\tau$ ) の関数として表わしたもの.  $R$  は粒子半径,  $\Omega$  は公転角速度. 実線は  $N$  体シミュレーションの結果であり, 破線は三体軌道計算から予想される粘性を表わす (Ohtsuki et al. 投稿準備中).

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Ohtsuki, K. 2008, Accretion rates of moonlets embedded in planetary rings. *Astron. J.*, submitted.
- 2) Iwasaki, K., Ohtsuki, K. 2007. Dynamical behaviour of planetesimals temporarily captured by a planet from heliocentric orbits: basic formulation and the case of low random velocity. *Mon. Not. R. Astron. Soc.* 377, 1763-1771.

## 古火星の大気構造と気候変動メカニズムに関する数値的研究

Numerical studies on atmospheric structure and climate change on early Mars

### ● 研究グループ

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

研究分担者：北海道大学大学院理学研究科 大学院生，光田千紘(totera@ep.sci.hokudai.ac.jp u)

北海道大学大学院理学院 大学院生，福井 隆(ftakashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)

北海道大学大学院理学院 大学院生，岩堀智子(iwahori@ep.sci.hokudai.ac.jp)

### ● 計算の目的

本研究では、厚い二酸化炭素大気をもつ地球型惑星の気候に対して二酸化炭素氷雲が及ぼす影響の解明と、気候変動要因の推定を目的とする。惑星によって惑星の質量や中心星の放射入射フラックスやスペクトルは異なる。また、火山噴火や隕石衝突による凝結核数濃度の増加や大気圧、大気組成の変動などが生じると考えられる。パラメタスタディを行い、それらへの依存性解析を行う。

### ● 研究の概要

本研究では、太陽光フラックスの小さな二酸化炭素主成分大気中で形成される二酸化炭素氷雲が大気熱構造に及ぼす役割と、その結果もたらされる温室効果について、数値的理論的に明らかにした。また、地表面での流水現象が示唆される示唆される古火星において、強い温暖化が生じる可能性のある凝結核数濃度及び大気圧条件を求めた。また、大気構造の惑星質量、中心星の放射フラックス及びスペクトル依存性解析により、温暖湿潤な気候が生じる可能性のある惑星条件を示した。

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、正味の放射冷却と対流が起こると考えられてきた二酸化炭素凝結層が、二酸化炭素氷雲による放射の散乱吸収によって安定成層した放射平衡状態に調節される機構が存在することを初めて見出し、その結果として従来の予想よりも強い温室効果が起こりうることで、その強さを左右する雲の粒径や柱密度が、凝結核数密度の関数として定まることを示した。これを過去の気候変動を示す地形学的証拠の残されている火星へ応用し、古火星の温暖化は 2 気圧前後の二酸化炭素大気で説明でき、また凝結核数密度の時間変化によって一時的な温暖化が繰り返し起ったとする、地形学的制約を満たす新しい仮説を提唱した。また、この雲の温室効果によって、液体の水が存在可能な軌道半径範囲は従来よりも倍に広がる可能性があることを示した。

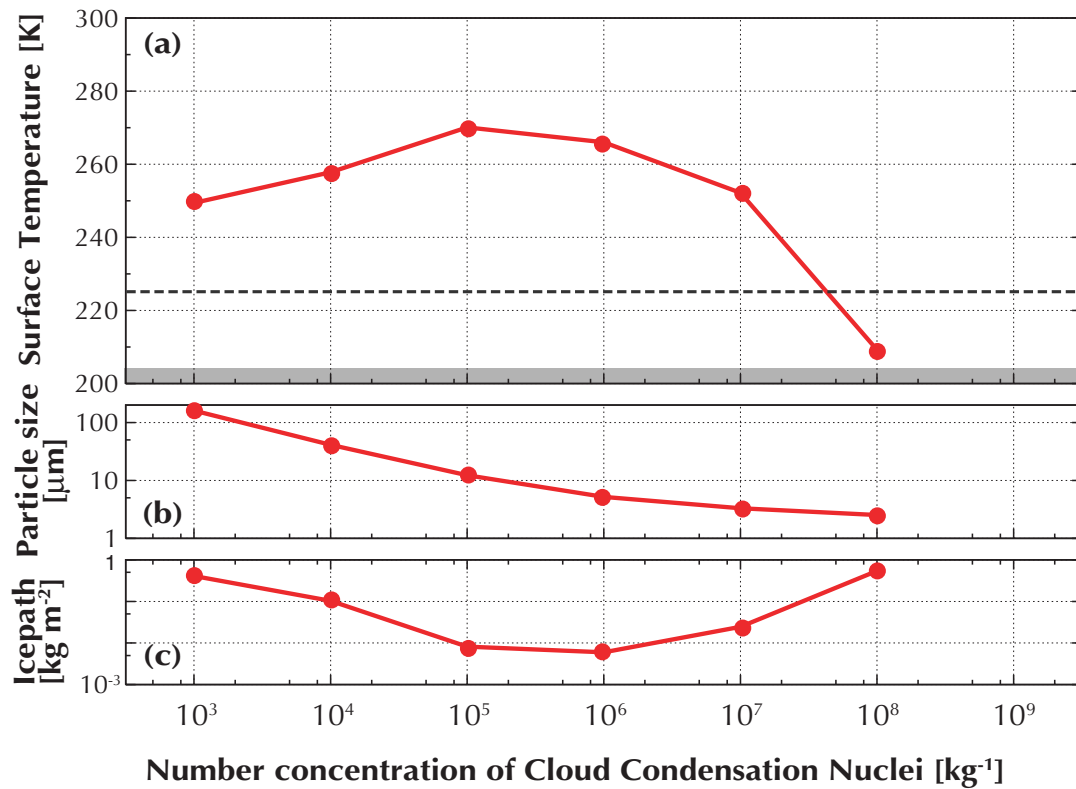


図1 凝結核数濃度依存性, a) 地表面温度, b) 平均雲粒径, c) 雲面密度. ただし, a) には参考のために凝結した二酸化炭素が即落下すると仮定した場合の地表面温度を破線で, また二酸化炭素の凝結温度よりも下回る領域を灰色で示した. 大気圧 2 気圧, 重力加速度や太陽放射は, 38 億年前の古火星を想定して与えた.

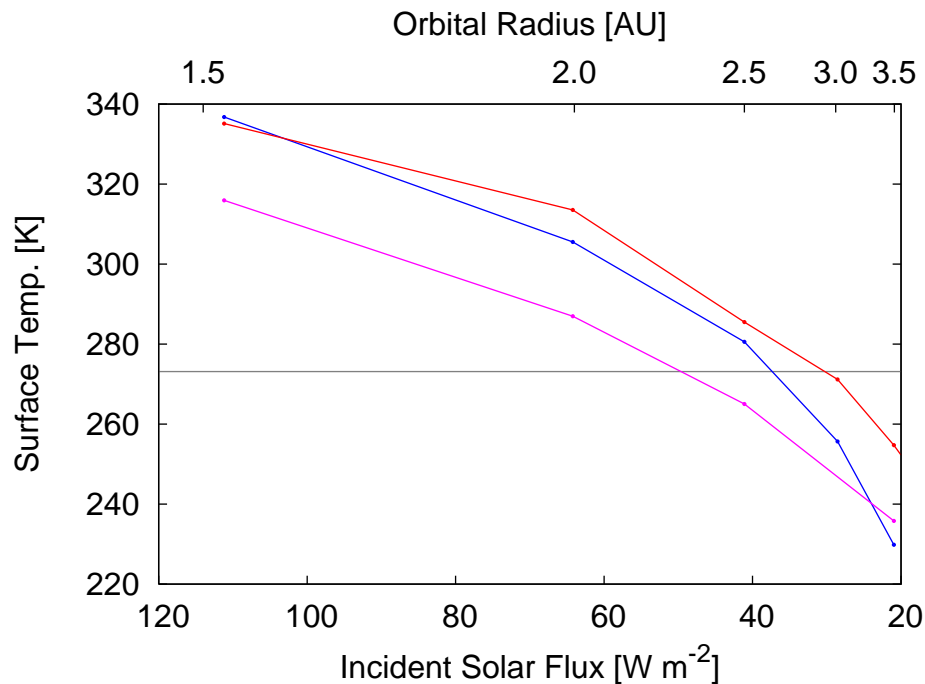


図 2 地表面温度の太陽放射入射量依存性. 大気圧 10 気圧, 重力加速度は火星の値を用いた. 各線は凝結核数濃度が異なり, それぞれ青は 10<sup>5</sup> kg<sup>-1</sup>, 赤は 10<sup>6</sup> kg<sup>-1</sup>, 紫は 10<sup>7</sup> kg<sup>-1</sup> を与えた. また参考のために水の融解温度を灰色で示した. なお, 図の上部には, 38 億年前の太陽光度を仮定した場合の軌道半径を示した.

**● 研究成果の公表状況**

- 1) 光田千紘, 放射過程によって調節された二酸化炭素氷雲による古火星大気の温室効果, 北海道大学学位論文, 2008
- 2) 光田千紘, 横畠徳太, 倉本 圭, 放射によって調節された二酸化炭素氷雲の散乱温室効果: 惑星質量への依存性, 日本惑星科学会 2007 年秋季講演会, 高知, 2007. 9.
- 3) 光田千紘, 横畠徳太, 倉本 圭, 放射によって調節された二酸化炭素氷雲の散乱温室効果と古火星の温暖化, 日本地球惑星科学連合大会, 幕張, 2007. 5.
- 4) 光田千紘, 古火星大気の温室化問題, 惑星大気研究会, 代々木, 2007. 5.

## 太陽磁気プラズマのダイナミクス

### Dynamics of Solar Magnetic Plasmas

#### ● 研究グループ

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

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

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

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

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

#### ● 計算の目的

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

#### ● 研究の概要

今年度は，具体的には以下のような課題をおもに実行した。

- 太陽コロナループ振動減衰機構
- 有限擾乱を印加した電流シートの3次元時間発展
- 対流とコロナ加熱

#### ● 今年度の研究成果の概要

##### ● 太陽コロナループ振動減衰機構

太陽コロナループのMHD固有振動がフレアによる擾乱で励起され，数周期程度で減衰する現象が極端紫外線で撮像観測された。ところがコロナ高温プラズマでは粘性散逸が弱く，この減衰は簡単には説明できない。固有モード相互作用により励起された伝播波動の振動エネルギー持ち逃げが候補としてあげられている。いっぽうで，共鳴空洞閉込があるため，この持ち逃げの有効性には疑問があった。そこで3次元MHDシミュレーションによりこれを検証した。波動励起による持ち逃げが起こるいっぽうで，あらたに共鳴吸収によるシアAlfven波への転換・散逸という機構が加わり，けっきょく効率よいループ振動減衰がみられた。また，ループ断面がRayleigh-Taylor不安定により複雑にフラグメントする現象を新しく発見した。密度差があるループ内外の境界面が，振動加速度を受けるために発生する現象である。フラグメントによりループ表面すなわち共鳴吸収面を増やし減衰をより有効にする働きがあると予想される。(図1)

##### ● 有限擾乱を印加した電流シートの3次元時間発展

太陽フレアのエネルギー転換機構が磁気リコネクションであることは，ほぼ確信されている。ところがエネルギー源である磁気ループのスケールが数万kmあるいっぽうで，磁気拡散が効くイオンジャイロ半径は数m程度と，極端な空間スケールの違いがある。このギャップをうめる中間的な部分ではおそらくMHD乱流が重要なはたらきをしていると予測されているが具体的な検証はまだこれからである。そこでこれに挑むべく3次元MHDシミュレーションにより，有限擾乱を加えた電流シートの時間発展について調べている。電流シート内で3次元的な構造がどう時間発展し，リコネクションレートにどう影響をおよぼすかを調べたい。

### ● 対流とコロナ加熱

コロナ加熱の理論には大きくわけてアルフベン波による加熱モデルと小規模磁気リコネクション（ナノフレア）による加熱モデルがある。加熱のエネルギー源は光球の対流運動であり、磁場と対流の相互作用による擾乱の発生と、磁場を介したエネルギーの輸送、散逸過程をプラズマ物理の言葉で理解することが、即ちコロナ加熱問題を解明するということになる。本研究では上部対流層からコロナまでを含む領域の3次元MHDシミュレーションを行った。まず磁場が非常に強いと対流が抑えられ、その結果磁場が強いにも関わらず発生するポインティングフラックスが小さくなることを示した。これは非常に磁場の強い黒点の上空ではコロナが暗いという観測事実をよく説明する。また磁場が弱い場合、対流内部の磁場が乱流的になり、対流の上昇流によって小規模な水平磁場の浮上が頻繁におきることが分かった。浮上した水平磁場は光球上空の彩層で磁気リコネクションを起こし、ローカルにプラズマを加熱する他、高周波の波を発生する。このような小規模の水平磁場浮上や彩層での磁気リコネクションは、ひので可視光望遠鏡による高解像度観測で発見されている。これまでのコロナ加熱の描像は、光球面に垂直な磁場を対流の水平運動が動かして波を発生させるというものだったが、MHDシミュレーションとひのでの観測は、微細な水平磁場と彩層でのダイナミクスがコロナ加熱に重要な役割を果たしていることを示唆している。

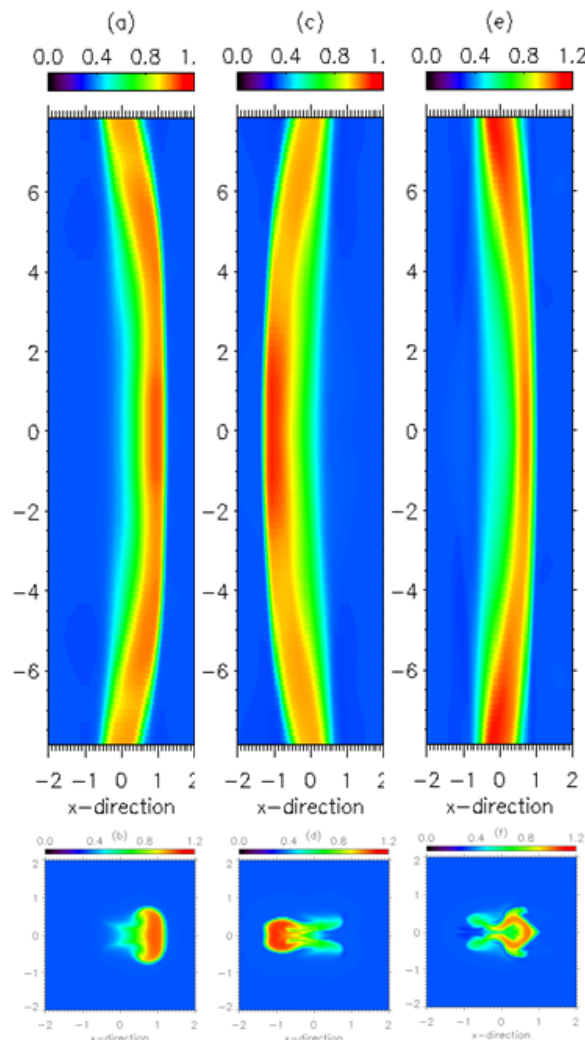


図1 太陽コロナループ振動減衰現象の3次元MHDシミュレーションの結果（三村修士論文より）。密度の時間発展で、(a)(c)(e)は $xy$ 平面( $z=0$ )、(b)(d)(f)は $xz$ 平面の( $y=0$ )断面を示す。初期に磁力線は $y$ 方向にほぼ一様で、 $y=\pm 7.8$ の両端を境界で固定している。 $|x|<1$ かつ $|z|<1$ が周囲より高密度でコロナループを模す。 $|y|<3.9$ の範囲に、正 $x$ 方向一様な初速を与えてその変化を見ている。半波長のファストキックモードで固有振動するが数周期で減衰する。 $xz$ 断面図(f)をみると、初期に正方形であった断面がフラグメントしているのがわかる。Rayleigh-Taylor不安定と解釈している。

**● 研究成果の公表状況**

- 1) 三村, 横山, 磯部 コロナループ振動ダンピングの物理機構の3次元MHDシミュレーションによる研究, 日本天文学会2008年春季年会
- 2) 三村 コロナループ振動ダンピングの物理機構, 2008, 東京大学 修士論文
- 3) 横山, 磯部 有限振幅拡散擾乱より発展する磁気リコネクションの3次元シミュレーション, 日本天文学会2008年春季年会
- 4) Isobe, H., Proctor, M. R. E., & Weiss, N. O. “Convection-Driven Emergence of Granular Scale Magnetic Field and its Role in Coronal Heating and Solar Wind Acceleration”, submitted to ApJ Letter.
- 5) Isobe, H., “Intermittent Emission of High-Frequency Waves by Magnetic Reconnection Between the Canopy Field and Small-Scale Horizontal Field” 2007 AGU fall meeting (San Francisco, December 2007).
- 6) Isobe, H., “Reconnection in the lower atmosphere of the Sun”, Magnetic Reconnection 2008 (Okinawa March 2008).
- 7) 磯部 コロナ加熱: MHDシミュレーションとひのでの観測からの示唆, 第20回 理論天文学宇宙物理学懇談会シンポジウム (京都, 2007年12月)
- 8) 磯部 太陽の磁気対流とコロナ加熱: 磁気流体シミュレーションと「ひので」の観測から, 日本流体力学会年会 2007
- 9) 磯部 これからの太陽サイエンス, 平成19年度 ISAS/JAXA宇宙放射線シンポジウム
- 10) 磯部 微細水平磁場の彩層, コロナ, 太陽風への影響, 日本天文学会 2008 年春季年会

## イオン温度非等方性を与えるよる磁気リコネクショントリガーへの影響

Effect of ion temperature anisotropy on magnetic reconnection triggering

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

イオンスケールを凌駕する大規模な3次元空間の中で発生する磁気リコネクションのトリガー過程を計算し，これまで注目されてこなかった，初期イオン・電子温度非等方性が磁気リコネクショントリガー時刻を急速化させるかどうかを検証する．

### ● 研究の概要

現代宇宙プラズマ物理学における重要な研究課題に，磁気リコネクションのトリガー過程がある．近年の理論研究が，電子温度非等方性というマイクロ物理で規定される現象が，大規模な磁気リコネクションをトリガーするきっかけを作ることを予測した．その一方で，イオンの温度非等方性を与えるリコネクションのトリガーは未開拓の分野であり，これを明らかにすることが，本研究の課題である．

### ● 今年度の研究成果の概要

3次元粒子計算と2次元計算との比較を行い，イオン・電子温度非等方性による磁気リコネクショントリガーと，空間3次元性によって励起される素早い電流層構造変化とが相互に協調することによって，(1) 温度等方の場合に比べて顕著にトリガー時刻が早まる，(2) 2次元系でのリコネクショントリガーよりも早まることを証明した．この結果は2007年12月のAGU国際学会で発表済み．また，2次元計算のみの結果を投稿論文で公表した．



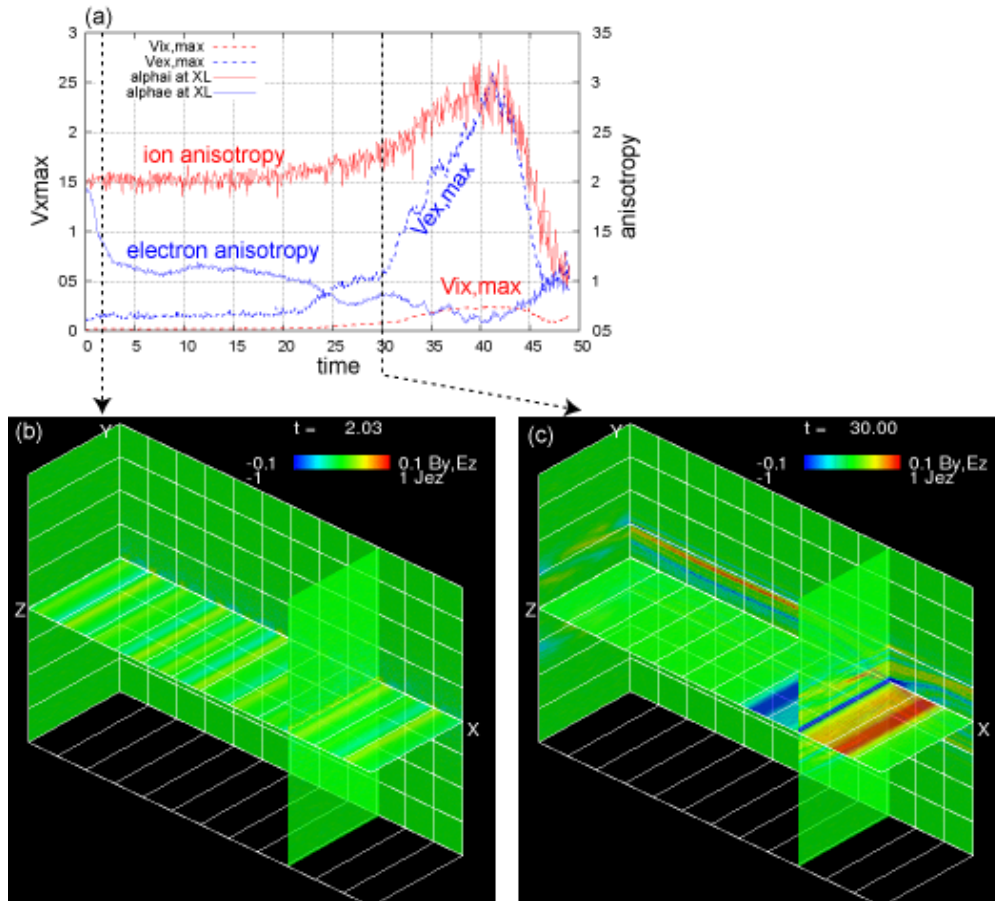


図1 イオン・電子温度非等方形が有る場合の3次元計算結果。(a) イオン温度非等方形 (赤実線), 電子温度非等方形 (青実線), イオンリコネクションジェット (赤波線), 電子リコネクションジェット (青波線). イオン温度非等方形の成長に伴って, イオン・電子リコネクションジェットが増加する. 電子温度非等方形は早い時刻で等方化している. (b), (c) 時刻  $t = 2, 30$ に於ける3次元スナップショット.  $Y=0$ 面にリコネクトした磁場 $B_y$ ,  $X=0$ にLHDI活動 $E_z$ ,  $Z=0$ に電流増加 $J_{ez}$ をプロット. 時刻  $t = 2$ で $Y=0$ に小規模なリコネクションが多発していることが分かる. これは電子温度非等方形の等方化と同期している. 時刻  $t = 30$ では十分に成長したリコネクションが観測される.

## ● 研究成果の公表状況

- 1) Haijima, K., K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, 2007, Electron Temperature Anisotropy Effects on Tearing Mode in Thick Current Sheets, JSR (accepted).
- 2) 2007/Dec/14, San Francisco, American Geophysical Union (AGU) Fall Meeting, Effect of temperature anisotropy on quick magnetic reconnection triggering, SM53B-1289, Kentaro G. Tanaka, Koji, Haijima, Iku Shinohara, and Masaki Fujimoto (ポスター, 査読なし)

## 複数の X-line を形成する磁気リコネクションでの電子加速

Electron acceleration during magnetic reconnection with multiple X-lines

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

複数の X-line を形成する磁気リコネクションの場合, 磁気島の多段階合体に対応した電子加速が起り, 多段階加速によって高エネルギー電子が多重リング状に分布することを明らかにした。

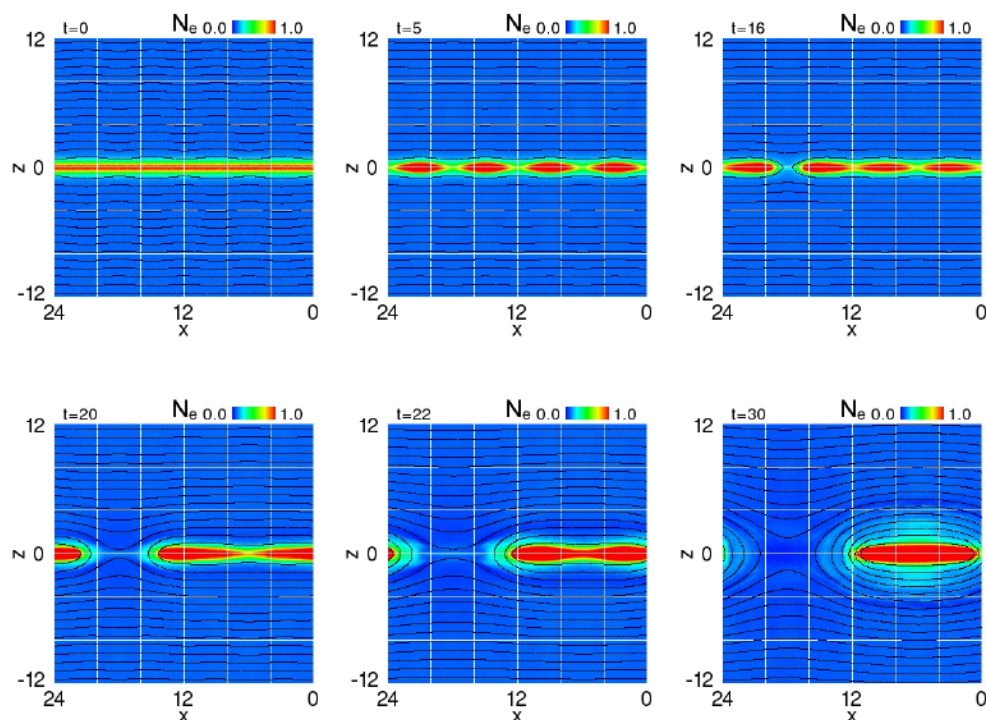


図1 複数の X-line を形成する磁気リコネクションにおける電子密度の時間発展

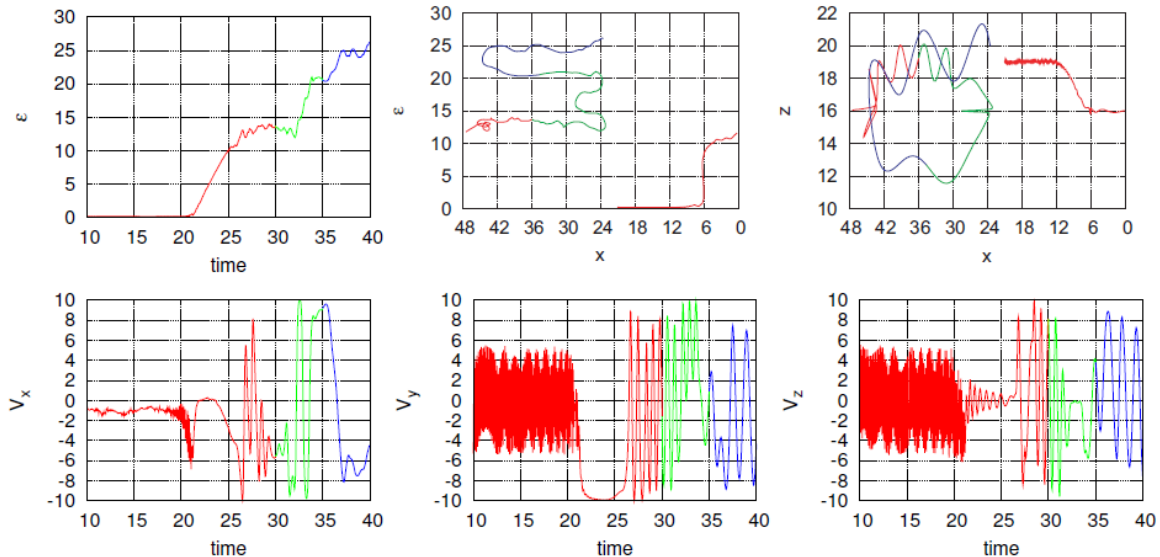


図2 高エネルギー電子の軌道と加速履歴

### ● 研究成果の公表状況

- 1) 湯村 翼, 複数の X-line を形成する磁気リコネクションでの電子加速, 東京大学大学院 理学系研究科 修士学位論文, (2008.01)
- 2) Shinohara, I. Yumura, T. Tanaka, K. G. and Fujimoto, M., Electron acceleration during magnetic island coalescence, MR 2008, (Okinawa, 2008.03) 口頭.
- 3) Yumura, T. Tanaka, K. G. Shinohara, I. and Fujimoto, M., Electron acceleration during magnetic islands coalescence in magnetic reconnection, 2007 AGU Fall meeting, (San Francisco, USA, 2007.12) ポスター.
- 4) 湯村 翼, 田中健太郎, 篠原 育, 藤本正樹, 磁気リコネクション電子加速の粒子シミュレーション, 第80回生存圏シンポジウム/SCEPSS波動分科会, (福井, 2007.11) ポスター.
- 5) 湯村 翼, 田中健太郎, 篠原 育, 藤本正樹, 磁気島合体を経由する磁気リコネクションの構造, 地球電磁気・地球惑星圏学会 2007 年秋講演会, (名古屋, 2007.09) ポスター.
- 6) 湯村 翼, 田中健太郎, 篠原 育, 藤本正樹, 磁気リコネクションでの磁気島合体における高エネルギー電子生成, 地球電磁気・地球惑星圏学会 2007 年秋講演会, (名古屋, 2007.09) 口頭.
- 7) 湯村 翼, 田中健太郎, 篠原 育, 藤本正樹, 地球磁気圏尾部リコネクション領域での電子加速, 日本天文学会 2007 年秋季年会, (岐阜, 2007.09) 口頭.
- 8) Shinohara, I. Yumura, T. Tanaka, K. G. and Fujimoto, M., Electron Acceleration during Magnetic Island Coalescence, AOGS 2007, (Bangkok, Thailand, 2007.07) 口頭.

## 宇宙プラズマにおける MHD-PIC 連結階層シミュレーション

MHD-PIC interlocked simulation model in space plasma

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

マルチスケール問題に対応することができる連結階層アルゴリズムを開発する。

### ● 研究の概要

ミクロスケールにおける第1原理的詳細モデルに基づきながらマクロスケールのシステムダイナミクスを予測計算するための方法論を確立することは、様々な分野に共通する重要課題である。今年度は、マイクロ粒子シミュレーションにHYBRIDモデルを扱い、マクロ流体シミュレーションにHall MHDモデルを用いた。

### ● 今年度の研究成果の概要

物理対象として、無衝突衝撃波を選び、衝撃波面での非熱的粒子の生成と、いわゆるフェルミ加速とを扱うこととした。衝撃波面では、熱的粒子群から非熱的粒子群が生成されるため、両方の成分を粒子的に扱う必要がある。そのためマイクロモデルを適応する。一方、フェルミタイプの粒子加速では、非熱的粒子のみ、粒子的に扱えば良いため、熱的成分を流体モデルで代用することが可能となり、計算コストを下げられる。よって、いままで以上に広い領域をカバーする粒子加速のシミュレーションが可能となった。

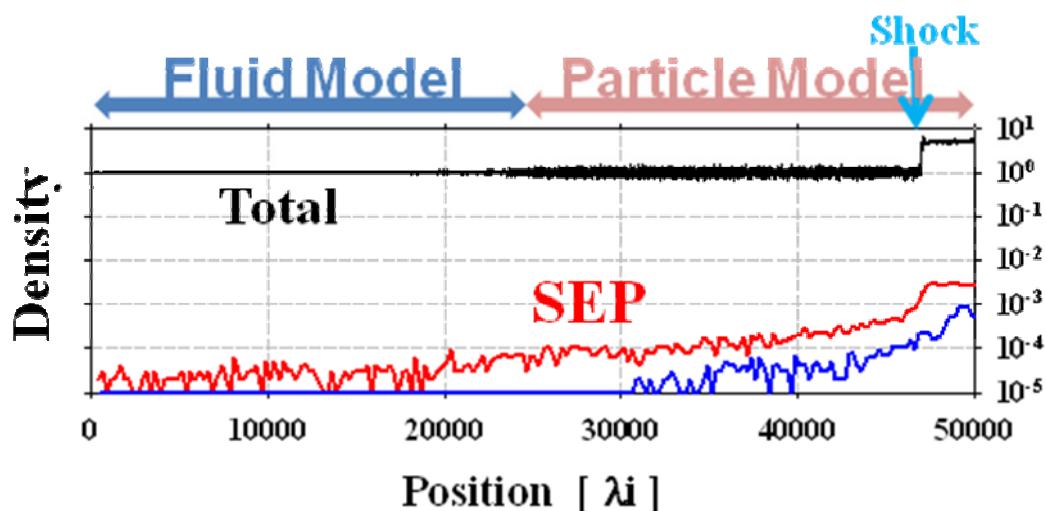


図1 計算結果：粒子密度の空間分布。SEPと書かれている赤と青の線が非熱的粒子の分布（赤から青への時間発展を表す）。黒線が熱的成分を合わせた分布（赤線の時間）。システムの左半分が流体モデルにより計算された上流部分、右半分が粒子モデルで計算された上流・衝撃波面・下流部分である。

**● 研究成果の公表状況**

- 1) Tooru Sugiyama and Kanya Kusano, “Multi-scale Plasma Simulation by the Interlocking of Magnetohydrodynamic Model and Particle-in-Cell Kinetic Model”, Journal of Computational Physics, DOI:10.1016/j.jcp.2007.09.011, Vol 227/2 pp 1340-1352, (2007).
- 2) Tooru Sugiyama and Kanya Kusano, “Multi-physics Plasma Simulation by Interlocking of different two hybrid models”, Numerical Modeling of Space Plasma Flows: Astronum-2007 Astronomical Society of the Pacific Conference Series, in press.

## 太陽フレアに伴う粒子加速の研究

### Particle Acceleration by Solar Flares

#### ● 研究グループ

研究代表者：カリフォルニア大学リバーサイド校，岡 光夫(tsuboi@flab.eng.isas.jaxa.jp)

#### ● 計算の目的

太陽フレアに伴う高エネルギー粒子の生成機構は，半世紀近くに及ぶ研究にも関わらず今も未解決の重要な問題となっている．日本の Yohkoh 衛星の活躍により，太陽フレアの磁気リコネクションモデルが確立したものの，磁気リコネクションの素過程そのものは未だ明らかになっていない．高エネルギー粒子の生成機構を主たる研究対象にしている米国の RHESSI 衛星においても空間分解能などの制約から生成機構を特定するには至っていない．そこで本研究では，素過程を詳細に調べられる粒子シミュレーション法を用いることで，問題の解決を目指す．

#### ● 研究の概要

太陽フレアは基本的には電磁流体力学 (MHD) の範囲で理解されるが，粒子加速を議論する際には，MHD だけでは記述できないマイクロなスケールの現象を理解する必要がある．たとえば，磁気リコネクションや波動粒子相互作用などである．そこで，本研究では，イオンと電子の双方を粒子として扱う PIC コード (フルパーティクルコード) を利用することで，太陽フレアにともなって起きていると思われる各要素 (磁気リコネクション，ホイッスラー波による電子の散乱，磁気アイランドのコアレスセンス，粒子間衝突，ピックアップ過程など) について調べる．本年度は，壁を設置することでループトップ環境を模擬してその効果を調べた．

#### ● 今年度の研究成果の概要

GEMチャレンジといわれる磁気リコネクション研究のプロジェクトと同じパラメータで計算を行った．ただし，上下に対称境界とし，X点を下側の壁近くに設置した．その結果，磁力線のX点と流速のよどみ点がずれる現象が見出されるとともに，高いリコネクションレートが維持されることが分かった．X点自体も壁から離れるようにして一定の速度で移動するが，その移動速度はX点とよどみ点が一致するよう自己調整しているものと解釈している．

Oka, M., M. Fujimoto, and I. Shinohara, X-line retreat during magnetic reconnection, American Geophysical Union, Fall meeting, San Francisco, 2007.

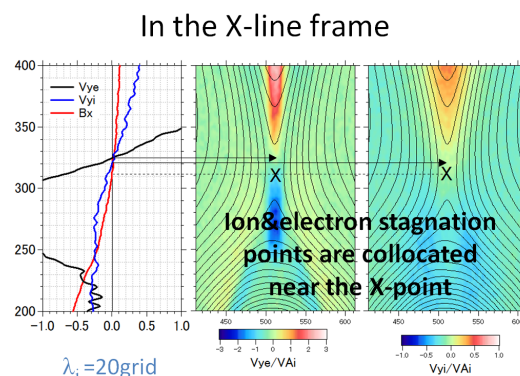


図1 移動中の X 点. 右の二つが縦方向の速度. 左はそれらの中心でのカットと磁場のカット.

## 磁場のソレノイダル性を満たす MHD コードの開発と水星磁気圏への応用

Development of a MHD code satisfying solenoidal magnetic field condition and its application to Mercury's magnetosphere

### ● 研究グループ

研究代表者：名古屋大学大学院理学研究科，八木 学(yagi@stelab.nagoya-u.ac.jp)

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

名古屋大学環境学研究科，松本洋介(ymatumot@stelab.nagoya-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

水星磁気圏の大規模構造を明らかにすべく，磁場のソレノイダル性を保証するMHDコードを用いてグローバルシミュレーションを行い，水星磁気圏の電磁場モデルを構築する。

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究ではMHD近似を用いたシミュレーションを行った。実際の数値計算では数値誤差により $\nabla \cdot \mathbf{B}$ が必ずしも0にならず，またわずかな $\nabla \cdot \mathbf{B}$ が大きな誤差を生むことが知られている。従って何らかの工夫を用いて $\nabla \cdot \mathbf{B}$ を0にする必要があるが，本研究では磁場の代わりにベクトルポテンシャルの時間発展を解く手法を採用した。 $\nabla \cdot (\nabla \times \mathbf{A}) = 0$ であるため，ベクトルポテンシャルから求めた磁場は常に $\nabla \cdot \mathbf{B} = 0$ になる。なお数値精度の向上のため，惑星固有磁場のような強力な背景場は変分量と分離する工夫を行った。数値解法については，で右辺第一項目に共通して移流項が入っていることに着目し，数値分散の少ないCIP法[Yabe et al., 1992]を採用した。またCIP法で扱えない非移流項に関しては4次のRunge-Kutta法を用いた。その結果，波の伝播，衝撃波の記述精度などにおいて優れた性能を持つことがテスト計算によって証明された。

この性能を生かし，水星磁気圏の大規模構造を捉えるため，太陽風パラメータを変えて3次元グローバルシミュレーションを行い各構造の位置を調べた。計算範囲はグリッド数で(128, 90, 90)であり，1グリッド間隔は $0.1R_M$ とした。ただし $1R_M$ は水星半径(2440km)である。また，水星の固有磁場は赤道表面で300nTとし，太陽風は現実的に考えられる範囲のパラメータを選んだ。図1は各計算結果における圧力と磁力線の子午面図である。前面にはどの計算結果にも衝撃波や磁気圏境界，カスプといった構造が現われている。しかし，太陽風パラメータによって，構造の位置はそれぞれ違っていることがわかる。磁気圏境界と太陽風動圧をグラフにすると図2のようになる。磁気圏境界はパラメータによって $1.4 \sim 1.8R_M$ と大きく変化している。太陽風動圧はもちろんだが，同じ動圧であっても $B_z$ が5nTと-10nTでは $1.4 \sim 1.7R_M$ という違いを見せており，太陽風磁場( $B_z$ )とのリコネクションによる浸食の効果も無視

できないことが示された。なお、過去の探査機による観測でも磁気圏境界が 1.4-1.5R<sub>M</sub> 程度と見積もられており、計算結果は概ね予想の範囲に収まっていると考えられる。今後さらに解像度を上げた計算を行い、得られた電磁場モデルを用いてテスト粒子計算に応用していく。

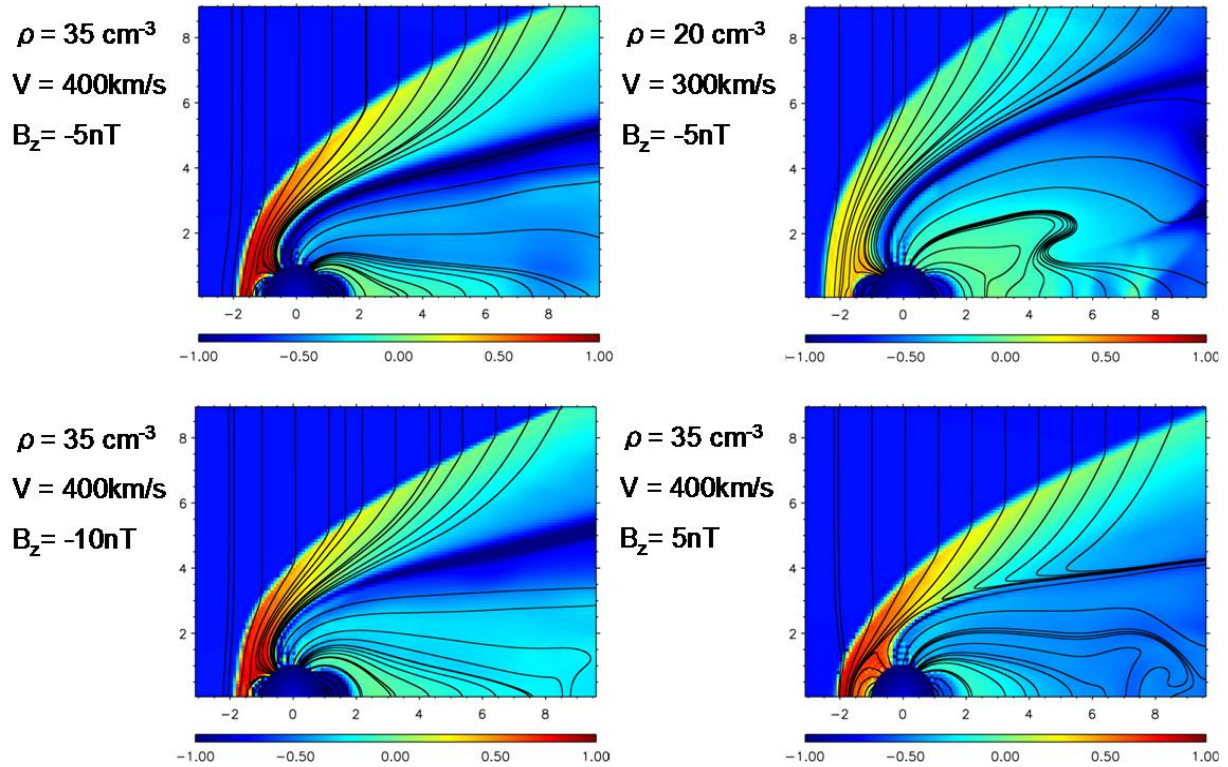


図1 各パラメータにおける計算結果のスナップショット（圧力の子午面図）。プロットの単位はlog(P[nPa])。線は磁力線を示している。

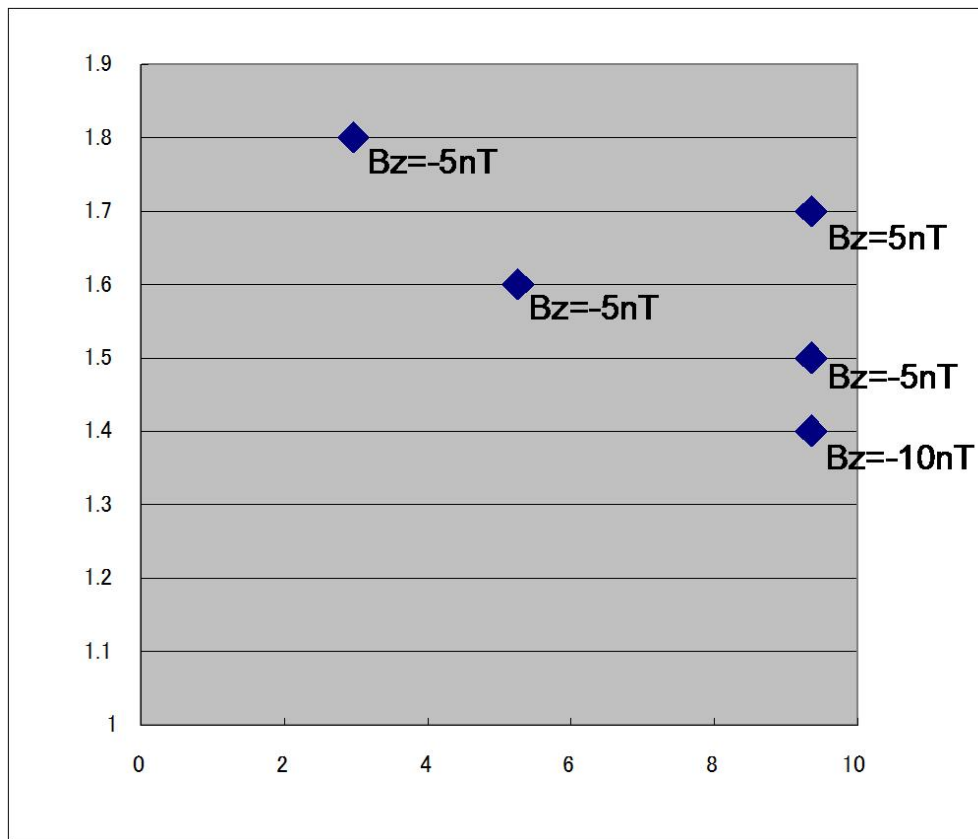


図2 太陽風動圧(mv<sup>2</sup>)と磁気圏境界の相関図



**● 研究成果の公表状況**

- 1) 日本地球惑星科学連合 2007 年度大会  
磁場のソレノイダル性を保証する MHD コードの開発と水星磁気圏への応用  
八木 学, 関華奈子, 松本洋介
- 2) 日本天文学会秋季年会  
有理関数CIP法を用いた磁場のソレノイダル性を保証する MHDコードの開発と水星磁気圏への応用  
八木 学, 関華奈子, 松本洋介
- 3) 地球電磁気・地球惑星圏学会2007年秋学会  
磁場のソレノイダル性を満たすMHD コードを用いた水星グローバル磁気圏シミュレーション：太陽風パラメータへの依存性  
八木 学, 関華奈子, 松本 洋介
- 4) International CAWSES Symposium  
Development of a MHD Code Satisfying Solenoidal Magnetic Field Condition and Its Application  
M.Yagi, K.Seki, Y.Matsumoto
- 5) AGU FALL MEETING  
Development of a MHD code satisfying solenoidal magnetic field condition and its application to Mercury's magnetosphere  
M Yagi, K Seki, Y Matsumoto
- 6) 第9回惑星圏研究会  
MHDコードを用いた水星グローバル磁気圏シミュレーション:太陽風パラメータへの依存性  
八木 学, 関華奈子, 松本 洋介

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

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

### ● 研究グループ

研究代表者：名古屋大学環境学研究科 COE研究員，松本洋介(ymatumot@stelab.nagoya-u.ac.jp)  
研究分担者：名古屋大学太陽地球環境研究所，関華奈子(seki@stelab.nagoya-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

電磁流体 (MHD) ケルビン・ヘルムホルツ不安定の非線形性による乱流発展の物理を理解するため、数値粘性の少ないコードを元にした 3次元MHDシミュレーションを行う。また、現実の磁気圏境界では無視できないイオンの粒子性を考慮した Hall MHD 系での振る舞いを調べ、その影響を明らかにする。

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

我々はこれまで3次元電磁流体 (MHD) シミュレーションにより，3次元性による2次的不安定モードの存在を解明し，KH不安定による磁気回転不安定 (Magneto-rotational instability, MRI) が励起されていることを明らかにした。そして，KH不安定による磁気圏内へのプラズマ輸送のみならず，磁力線を介した電離圏へのエネルギー輸送の可能性についても示した[Matsumoto and Seki, 2007]。以上の議論はMHD近似の下で行われてきたが，観測的には磁気圏境界の厚みは400km~1000km程度であることが明らかにされている[Berchem and Russell, 1982; De Keyser et al., 2005]ため，系の特徴的スケール (~数1000km) に対してイオン慣性長 (~1500km,  $N=1/cc$ の場合) が無視できないような状況になっている。本年度では，新たに開発したMHDコード[Matsumoto and Seki, 2008]をベースとした，イオン慣性効果を含めたHall MHDシミュレーションを行い，2次的MRIに対するイオン慣性効果の影響を調べることを目的とし研究を行った。

初期条件はこれまでと同様に， $V_x(y) = -V_0/2 \cdot \tanh(y/\lambda)$ ， $B=(0,0,B_0)$ ， $n=n_0$  で与え，静水圧平衡となるように圧力分布を決めた。ここで， $V_0$  は磁気音波速度と等しくした。このような初期状態に対し， $V_x$ ， $B_x$  にランダムノイズ， $V_y$  にKHモードの最大成長率を持つ波長の波を，それぞれ背景場の 0.5% の振幅で与えた。計算グリッドは， $(n_x, n_y, n_z) = (128, 161, 512)$ とした。イオン慣性効果の寄与を調べるため，次の2点に注目し比較を行った。ひとつは，渦の回転方向とイオンの旋回方向の向きの違いである。これは，角速度  $\Omega = \vec{r} \times \vec{V} / r^2$  と磁場  $B$  の内積である  $\Omega \cdot B$  の符号によって区別する。また，イオ

ン慣性効果は回転の速さと回転のスケールによって決まるため、その両方の効果を組み込んだ  $X=\Omega/\Omega_{gi}$  を用いて、その強度を測る指標とする。

図1はKH不安定の3次元非線形発展を表したものであり、左の列は $\Omega \cdot B > 0$ のケース、右の列は $\Omega \cdot B < 0$ の計算結果を示す。上段は非線形発展の中間 ( $T=281.3\lambda/V_0$ ) で、下段は最終発展段階を示す。また、 $|X|=0.1$ ,  $\beta=10.0$ とした。両者の間には、非線形発展に有意な差が現れた。 $\Omega \cdot B > 0$ の場合、 $\Omega \cdot B < 0$ に対してより細かいスケールの構造が現れており、より乱流的発展をすることが明らかになった。この傾向は非線形発展の最終段階においてより顕著であることが、下段の図からも見て取れる。

以上の議論では $|X|=0.1$ で固定し、角速度に対する磁場の向きによる結果の違いを示した。その議論を発展させて、様々な $X$ の値に対して2次的MRIの成長を比べたのが図2である。横軸は $X$ で、縦軸は2次的MRIの成長率を表す。2次的MRIの成長率は磁気擾乱の横波成分のエネルギーの時間変化の傾きから求めた。また、これまでの $\beta=10.0$ の計算結果に加え、 $\beta=1.0$ の結果も加えた。その結果、 $X$ の大きさが正に増えれば増えるほど2次的MRIの成長率が增大する傾向にあることが明らかになった。現時点では計算コストの制限から小さい $X$ の値でしか数値実験ができていないが、本計算結果は、イオン慣性長に対して小さい渦であればあるほど、より早く崩壊し、乱流へと移行する可能性があることを示唆している。

本研究では、ケルビン・ヘルムホルツ (KH) 不安定によって励起される2次的磁気回転不安定 (MRI) に対するイオンの慣性効果を、3次元 Hall MHD シミュレーションを行うことによって調べた。その結果、磁場と KH 渦の角速度の内積が正の場合に、より速い2次的MRIの成長が見られ、イオン慣性効果が大きければ大きいほどその効果が顕著であることが明らかになった。これらの結果は、宇宙空間ではより小さく、速く回転する渦であればあるほどイオン慣性効果が効いて、より速い渦の崩壊が起こることを示唆している。また、角速度と磁場の内積の符号によって成長率が違う結果は、磁気圏境界におけるKH不安定の発展の非対称性があることを意味し、夕方側 (正) ではより速く、朝側 (負) ではより遅く2次的不安定性が成長することに相当する。その結果、磁気圏・電離圏へのエネルギー輸送効率が朝夕側において差が生じる可能性があることを示唆している。

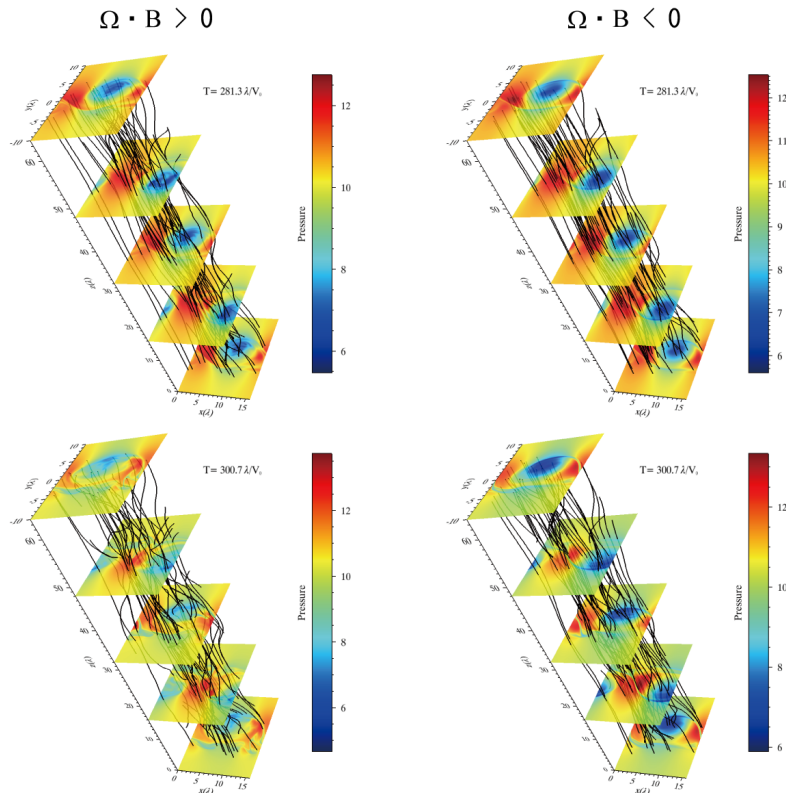


図1 圧力の空間分布 (カラー) と磁力線 (実線) をそれぞれ、 $\Omega \cdot B > 0$ の場合 (左列) と $\Omega \cdot B < 0$  (右列) に表す。また、上段は $T=281.3 \lambda/V_0$ の非線形段階の中間を、下段には $T=300.7 \lambda/V_0$ の最終段階を表す。

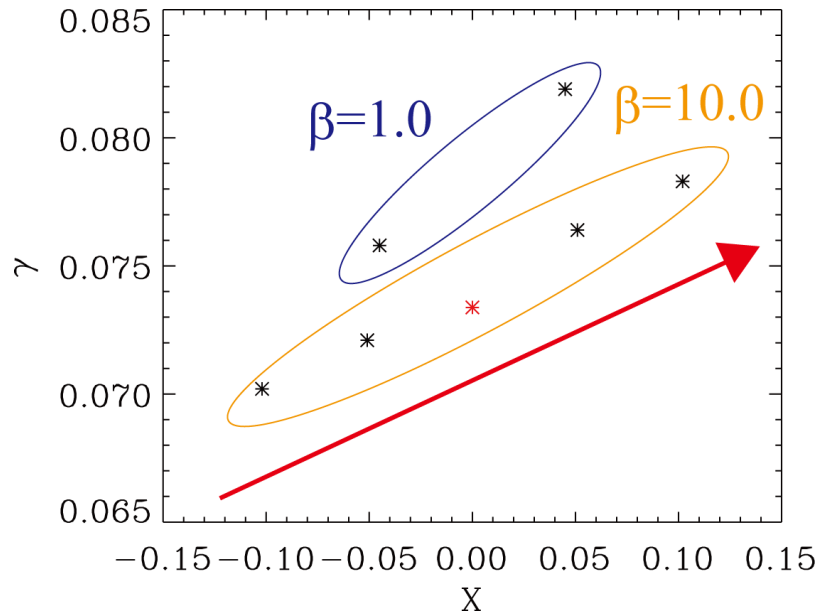


図2 2次的MRIの成長率のXに対する依存性.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 松本洋介, 関華奈子, 「CIP法のMHD方程式系への適用と応用」, 地球惑星関連学会2007年合同大会, 幕張, 2007年5月19日-5月24日
- 2) Yosuke Matsumoto, "Turbulent natures of Kelvin-Helmholtz instability and its application to Sun-Earth interactions", AOGS 4th annual meeting, Queen Sirikit National Convention Centre, Bangkok, Thailand, Jul 30 - Aug 4, 2007 (invited)
- 3) 松本洋介, 関華奈子, 「地球磁気圏における磁気回転不安定性」, 日本天文学会 2007年 秋季年会, 岐阜大学, 2007年9月26日-9月28日
- 4) 松本洋介, 関華奈子, 「ケルビン・ヘルムホルツ不安定の3次元乱流発展に対するイオンの運動論的効果」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 名古屋大学, 2007年9月28日-10月1日
- 5) 松本洋介, 宮下幸長, 三好由純, 「静止軌道上に現れる高密度プラズマの磁気圏侵入プロセスについて」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 名古屋大学, 2007年9月28日-10月1日
- 6) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Turbulent natures of Kelvin-Helmholtz instability and its application to Sun-Earth interactions", International CAWSES Symposium, Kyoto University, Kyoto, Oct 23 - Oct 27, 2007
- 7) 松本洋介, 「CIP法で宇宙プラズマを解く-MOCCT法への挑戦」, SGEPS波動分科会, 福井市地域交流プラザ, 福井, 2007年11月15日-11月16日 (招待講演)
- 8) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "MHD and Hall MHD simulations of 3-D turbulence lead by the Kelvin-Helmholtz instability", AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, Dec 10 - Dec 14, 2007
- 9) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Implementation of the CIP algorithm to magnetohydrodynamic simulations", *Comput. Phys. Commun.*, in press

## 衝撃波における航跡場粒子加速

### Wakefield Particle Acceleration in Shock Waves

#### ● 研究グループ

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

#### ● 計算の目的

宇宙では  $10^{21}\text{eV}$  にも達する超高エネルギー宇宙線が観測されており，宇宙最高エネルギー問題として様々な学際的領域研究が展開されている．この宇宙線の粒子加速のメカニズムとして，乱流波動や衝撃波・リコネクションなどを介した加速が議論されてきている．本研究では，衝撃波粒子加速メカニズムの研究により，超高エネルギー宇宙線の起源を解明することを目的としている．特に本計算では，プラズマ電磁粒子コードをもちいて，相対論的衝撃波上流で励起される大振幅先駆波の持つ輻射圧に着目した新しい粒子加速効過程を研究する．

#### ● 研究の概要

相対論衝撃波では，惑星間衝撃波や超新星爆発に伴う衝撃波とはことなり，大振幅電磁場が励起されることがよく知られているが，本研究では大振幅電磁場の有する輻射圧により作られた静電場（航跡場）による粒子加速を解明しようとしている．この航跡場加速は宇宙においては新しいアイデアであるが，超強度レーザー実験において次世代の加速器として 1980 年頃より既に盛んに研究されてきている．本研究では，レーザー物理の進展を踏まえた上で，相対論衝撃波による宇宙線の加速機構に迫ろうとしている．数値計算としては，有限差分法を用いた従来の電磁粒子コード(PIC コード)を改良し，相対論領域でも安定に動作するフーリエ・スペクトル法を用いた 2 次元衝撃波コードを使う．衝撃波上流の流速のローレンツ因子および磁場の強さをパラメーターとして，様々な条件化での衝撃波をシミュレーションすることにより，衝撃波の構造および非熱的粒子生成の機構を調べる．

#### ● 今年度の研究成果の概要

相対論衝撃波では，レーザー実験での航跡場加速とは異なり，いくつかの新しい加速機構が存在することが明らかになってきた．(1)ひとつは，マッハ数の大きな衝撃波では衝撃波面の振動（衝撃波再形成過程）が現れるが，衝撃波面の振動による先駆波強度のモジュレーションがラマン散乱を誘発し，短時間で乱流状態へと移行し，効率のよい粒子加速が起きることである．(2)もう一つは，背景磁場の存在により，単純な航跡場加速ではなく波乗り加速（サーフィン加速）とカップルし，磁場がない場合に比べて加速効率をあげることである．前者の成果については，*Astrophysical Journal*に出版された．

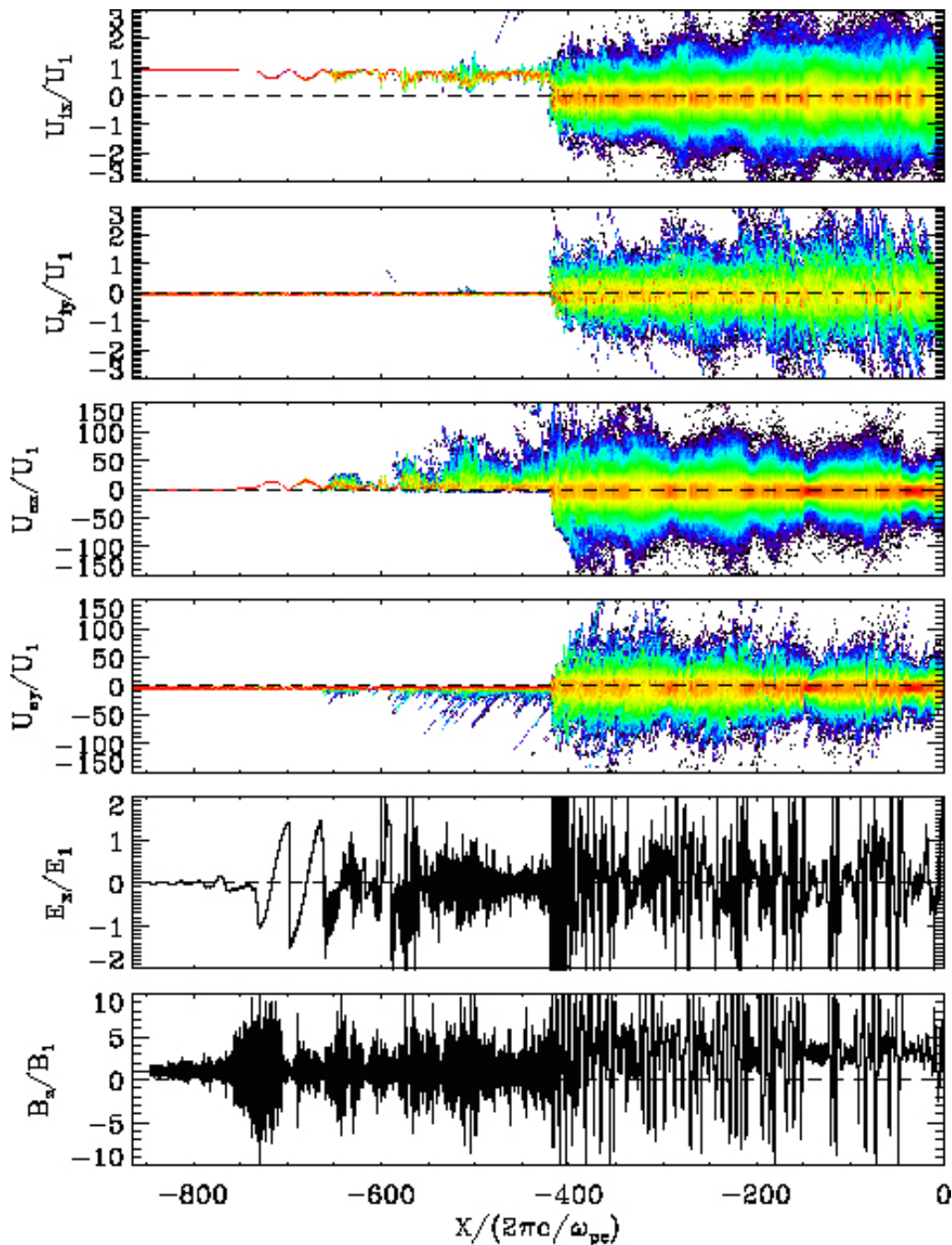


図1 相対論衝撃波の構造. 磁化した相対論プラズマが左側境界から注入されている. 図の上から順番に, イオンの位相空間図で $U_x$ - $X$ ,  $U_y$ - $X$ , 電子の位相空間図で $U_x$ - $X$ ,  $U_y$ - $X$ . 下から2番目の図が静電場で衝撃波上流域に航跡場が励起されている. 一番下の図は電磁波の波形のプロットで, 衝撃波面から上流に向かって先駆波が伝播しているのが分かる. 上から3番目の電子の位相空間図からも分かるように, 衝撃波上流で効率よい粒子加速が見られている.

## ● 研究成果の公表状況

(相対論衝撃波に関連したもの)

- 1) M. Hoshino, Wakefield acceleration by radiation pressure in relativistic shock waves, *Astrophys. J.*, 672, 940-956, 2008
- 2) M. Hoshino, Particle acceleration due to radiation pressure in relativistic shock wave, *International Cosmic Ray Conference*, in press, 2008
- 3) K. Nagata, M. Hoshino, C. Jaroschek, and H. Takabe, Interaction between Alternating Magnetic Fields and a Relativistic Collisionless Shock, *Astrophys. J.*, in press, 2008

## 相対論的電流シートにおける磁場散逸・高エネルギー粒子加速過程の研究

Particle Acceleration and Magnetic Dissipation in Relativistic Current Sheet of Pair Plasmas

### ● 研究グループ

研究代表者：NASA Goddard Space Flight Center, 銭谷誠司(zenitani@lssp-mail.gsfc.nasa.gov)

### ● 計算の目的

向かい合った磁場が繋ぎ変わる磁気リコネクションの大規模な粒子シミュレーションを行い、それに付随する粒子加速や磁場散逸を研究する。

### ● 研究の概要

高エネルギー宇宙天体近傍の宇宙空間における磁場散逸・粒子加速過程として重要な、相対論的電子・陽電子プラズマ中の反平行磁場（電流シート）構造における物理素過程を、大規模なプラズマ粒子シミュレーションによって研究する。

### ● 今年度の研究成果の概要

相対論的電子・陽電子の反平行磁場（電流シート）構造で起きるさまざまなマクロスケール不安定：1) 磁気リコネクション、2) ドリフトキンク不安定、3) ドリフトソーセイジ=テアリング不安定の線形成長の様子や、こうした不安定の非線形成長に伴う粒子加速効果を包括的に議論した（論文 1,2）。さらに、磁気リコネクションに伴って、プラズマ分布の異方性がワイベル不安定というマイクロ不安定を起こすことを発見し、ワイベル不安定が粒子加速やリコネクションのマクロ構造に及ぼす影響を議論した（論文 3）。

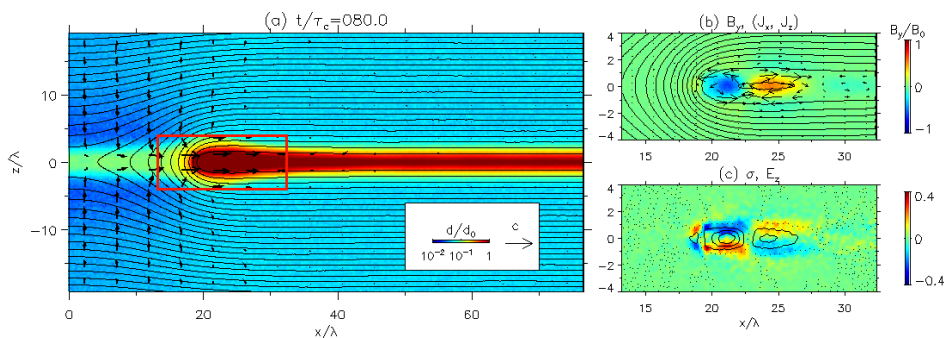


図1 相対論的電子・陽電子プラズマシートの反平行磁場構造で起こした磁気リコネクションのスナップショット。右図は赤枠内の拡大図で、ワイベル不安定によって生成された縦磁場と荷電分離構造を示している。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) S. Zenitani and M. Hoshino (2007), “Particle Acceleration and Magnetic Dissipation in Relativistic Current Sheet of Pair Plasmas”, *Astrophysical Journal*, 670, 702
- 2) S. Zenitani and M. Hoshino (2008), “The Role of the Guide Field in Relativistic Pair Plasma Reconnection”, *Astrophysical Journal*, in press (vol. 676 掲載予定)
- 3) S. Zenitani and M. Hesse (2008), “The role of the Weibel instability at the reconnection jet front in relativistic pair plasma reconnection”, *Physics of Plasmas*, 15, 022101

## 無衝突衝撃波における非熱的粒子加速

Nonthermal particle acceleration in collisionless shock waves

### ● 研究グループ

研究代表者：東京大学 地球惑星科学専攻, 天野孝伸(amano@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

### ● 計算の目的

宇宙空間プラズマ中の無衝突衝撃波における高エネルギー粒子加速の問題をより詳細に調べるにあたって粒子法による無衝突衝撃波の2次元ミュレーションを行った。

### ● 研究の概要

宇宙空間においてはしばしば衝撃波に伴い高エネルギー粒子が観測されるが、その生成メカニズムは未解明の点が多い。本研究では特に電子の加速に焦点を絞り粒子法を用いて無衝突衝撃波の2次元大規模数値シミュレーションを行った。特に星間空間のような磁場強度が小さく、また超新星残骸において見られるような強い衝撃波を想定している。

1次元シミュレーションを用いた先行研究では電子サーフィン加速と呼ばれる機構が非常に有効であると報告されているが、本研究では2次元性について詳細に調べた。

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究の結果、1次元において効率の良い電子サーフィン加速が2次元においても起こり得ることが分かった。電子サーフィン加速においては電子—イオン間の2流体不安定性が非常に重要である。被加速電子はこの不安定性によって励起された1次元的なポテンシャルに捕捉され、その間にポテンシャル構造に沿って誘導電場で加速されるためである。しかし不安定性の性質が2次元性によって大きく変わり、多次元的な静電ポテンシャル構造が形成されることが知られていた。

本研究ではこのような多次元的なポテンシャル構造であっても一部の電子はポテンシャルの間を縫うようにして加速されることを明らかにした。また結果として得られる電子のエネルギースペクトルには顕著な非熱的成分が見られることが分かった。



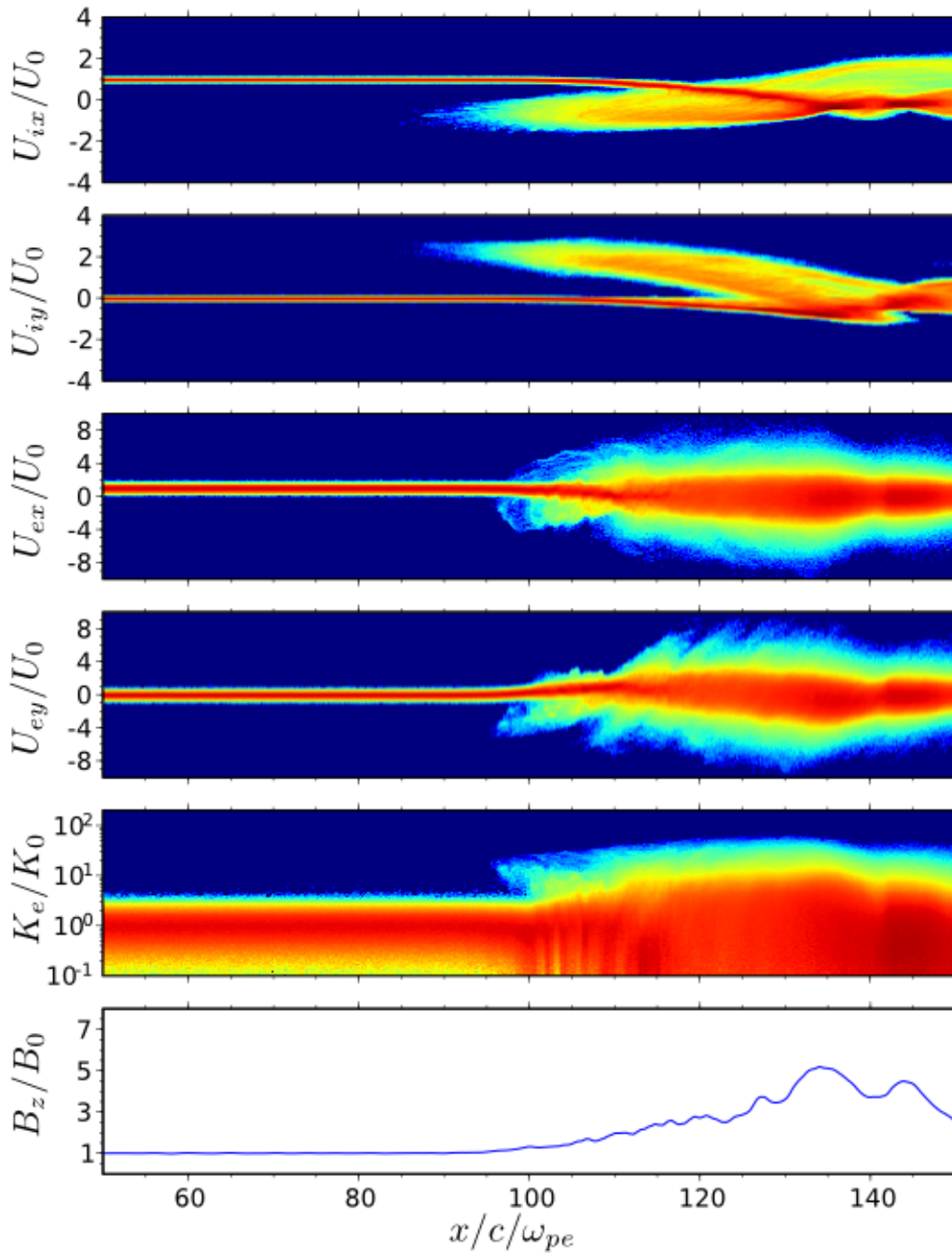


図1 衝撃波遷移層（上からイオン・電子の位相空間図，エネルギースペクトル，磁場強度）

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Amano, T., Hoshino, M., Electron injection in at high Mach number quasi-perpendicular shocks: surfing and drift acceleration, *Astrophys. J.*, 661, 190
- 2) Amano, T., Hoshino, M., Electron injection at quasi-perpendicular supernova shocks, *Proceedings of the 30th International Cosmic Ray Conference* (in press)
- 3) 天野孝伸, Nonthermal particle acceleration in collisionless shock waves, 東京大学 博士論文 2008

## 宇宙プラズマ衝撃波のダイナミクスと高エネルギー粒子生成過程

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

主に超新星残骸に伴う衝撃波をターゲットにしたマッハ数 100 程度のプラズマ衝撃波を再現し，衝撃波遷移層やその近傍におけるマイクロ時空スケールでの磁場，電場構造の発現と，それに伴うダイナミカルな高エネルギー粒子生成過程を解明する．衝撃波電磁場中の電子の力学を自己無頓着に解き，衝撃波の発展・伝播の様子を粒子性を持った電子やイオンの動きとして捉えることで，その散逸機構，即ち高温・高エネルギー粒子が生成される様子を具体的な形で表現・理解したい．

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

超新星残骸に伴って存在するような強い衝撃波（磁気音波のマッハ数で 100 程度）の一次元数値シミュレーションを行い，衝撃波遷移層付近のマイクロかつ動的な電磁場構造と高エネルギー電子生成の様子を調べた．上流の冷たい電子は，大まかには衝撃波面の先端から衝撃波遷移層下流へ向けて一気に高エネルギーになっていくが，特にエネルギーの高い非熱的成分は遷移層中でスポラディックに生成される．衝撃波面入射イオンと反射イオンが分離している上流側で大振幅電場を伴う磁場振動構造（背景磁場の 10 倍のスケール），下流側でイオン慣性長程度の磁気ソリトン構造が形成され，いずれも電子ダイナミクスが寄与していると同時に，これらの磁場構造によってトラップ・反射を繰り返すことによって，電子が高エネルギー化していく．電子軌道が局所ローレンツ力によって変形を繰り返すことで「散乱」は電子ラーモア半径以下で頻繁に起こり，電子ジャイロ運動時間の数倍程度でローレンツ因子 3～4 程度までに達する．大振幅静電場の影響は，電子ジャイロ位相に依存し，stochastic であるのに対し，大振幅磁場構造は運動量増加に寄与する．

## 相対論的電磁流体シミュレーションによる磁気リコネクション

Magnetohydrodynamic simulations of relativistic magnetic reconnection

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

マクロな視点から磁気リコネクションの発展を調べ，高エネルギー天体現象のメカニズムを電磁流体近似で理解すること

### ● 研究の概要

2次元ペチェック型リコネクションのシミュレーション研究を行い，理論モデルで提唱されているリコネクションレートと比較検討する。

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度も昨年度に引き続き2次元ペチェック型リコネクションのシミュレーション研究を行った。非相対論的リコネクションのシミュレーションと同じようにインフロー領域とアウトフロー領域の境界には衝撃波が形成され，磁気エネルギーの大部分がこの衝撃波で粒子エネルギーへと変換される。また相対論的效果によるローレンツ収縮と衝撃波におけるプラズマの圧縮効果が増大することで，アウトフロー速度が光速に近付くとインフロー速度が増加する傾向が見られた。しかしながら周辺磁場強度が非常に大きくなることで二対の衝撃波面のなす角の大きさが減少し，その効果の影響によりアウトフローのローレンツ収縮の効果が相殺される。そのためインフロー速度には上限値が存在し，光速には達しない。

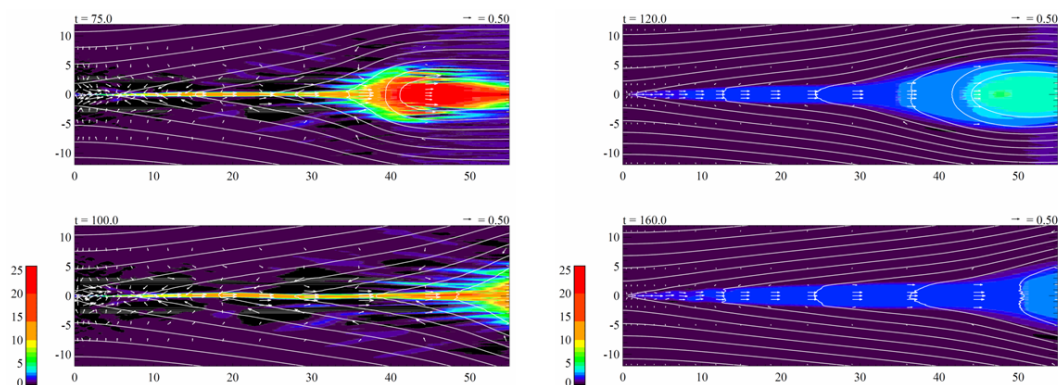


図1 インフロー領域のプラズマベータが0.05(左図)，及び0.5(右図)のときの磁気リコネクションのガス圧の2次元分布の時間発展。リコネクションポイントを中心に形成される二対の衝撃波間の領域が，左図の相対論的な場合の方がより狭くなる。

### ● 研究成果の公表状況

- 1) ○渡邊直之 [1]，横山央明 [2]，「Relativistic effects on magnetic reconnection」地球惑星科学連合2007年大会，E109-P004，幕張メッセ，千葉，2007年5月
- 2) ○渡邊直之 [1]，横山央明 [2]，「相対論的磁気リコネクションのエネルギー変換メカニズム」日本天文学会2007年秋季年会，A152a，岐阜大学，岐阜，2007年9月

## 相対論的 2 流体プラズマコードの開発と崩壊不安定のシミュレーション

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

高エネルギー天体現象に応用可能な相対論的プラズマシミュレーションコードの開発を行った。また、それを用いて大振幅波動によるエネルギー散逸・プラズマ加熱について研究を行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

現在観測されている宇宙線には  $10^{20}$  eV にも及ぶ超高エネルギー宇宙線イベントの観測が数例あるが、その生成メカニズムは重大な未解決問題となっている。Chen et al. [2002] では Alfvén 波の ponderomotive 力で励起される wakefield での粒子加速による高エネルギー宇宙線の生成を主張しているが、この電場の大きさの評価は直感的なもので、定量的な評価はなされていなかった。今回、新たに開発した相対論的 2 流体プラズマコードによって、Alfvén 波の崩壊不安定をさまざまなパラメータでシミュレーションすることでこのような縦電場の生成を多くの条件の下で定量的に評価した。通常の wakefield はイオン・電子系で励起されるものを考えるが、今回は電子・陽電子系でシミュレーションを行ない、この場合にも相対論効果により強い縦電場が生成されることを明らかにした。また、このような静電場・相対論効果を含むプラズマ流体モデルによるシミュレーションの有効性が示すことができた。これは今後パルサー磁気圏等の、電場の効果・相対論の効果が重要になる領域の大域シミュレーションを飛躍的に発展させる可能性がある。

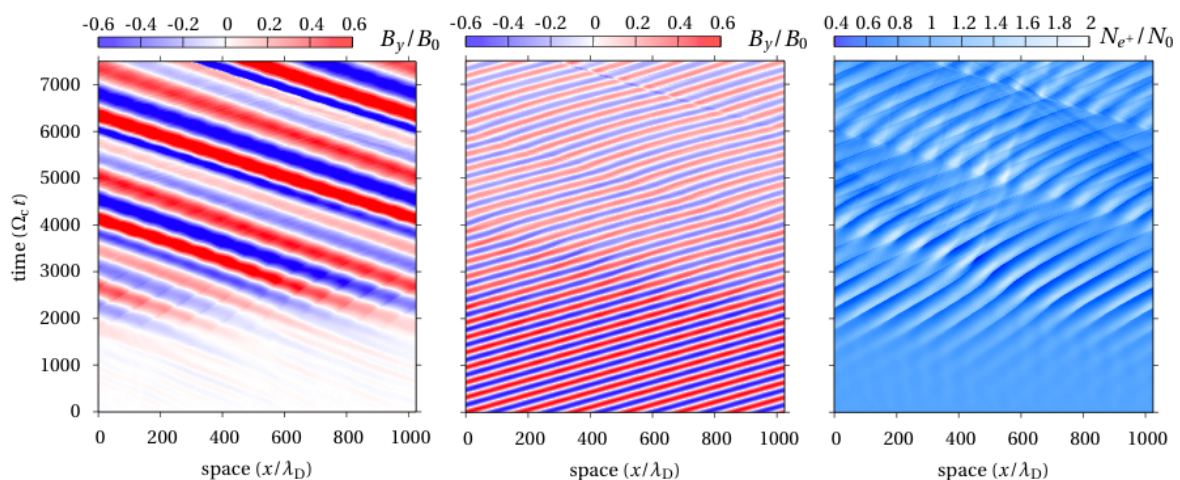


図1 崩壊不安定の時間発展。横軸:空間座標, 縦軸:時間座標。左から, Alfvén波(子波)の磁場成分, Alfvén波(親波)の磁場成分, 密度(音波:子波)。親波のAlfvén波が減衰して子波が励起されている。

**● 研究成果の公表状況**

- 1) R. Yoshitake, M. Hoshino, Decay Instability of relativistic Alfvén waves and large-amplified electric field formation, International Workshop on Plasma Shocks and Particle Acceleration, Osaka, Japan, Jan. 25, 2008, ポスター発表

## 電子とイオンの2流体シミュレーションを用いた大規模プラズマ現象の解明

Two-fluid simulations applied to MHD-scale phenomena in space plasmas

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙プラズマ研究系，中村琢磨(takuma@stp.isas.jaxa.jp)

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

関谷裕孝(sekiya@geo.titech.ac.jp)

### ● 計算の目的

地球近傍の宇宙空間は、ほとんどが希薄なイオン（主に水素イオン）と電子から成るプラズマで満たされている。このような宇宙空間で発生する現象の多くは電子スケールよりはるかに大きいスケールの現象なため、電子の効果を無視することが多い。ところが、宇宙プラズマの運動は非常に動的であるため、現象のスケールが大きくてもその内部に局所的に小さなスケールの領域が生まれやすい。本研究では、このような小スケール領域が鍵となり大スケール現象に影響を及ぼすスケール間結合を捉えることを目的とし、電子スケールを解像できるイオンと電子の2流体シミュレーションを大スケールな宇宙プラズマ現象に対して行った。

### ● 研究の概要

本研究では主に、大スケールな動的磁気リコネクションの性質を調べている。磁気リコネクションは、蓄積された磁気エネルギーを熱・運動エネルギーに一気に変換する非常に動的な爆発現象である。現象の規模は電子スケールを遥かに超えて大規模であるが、現象が最初に起こる現場は電子スケールまたはそれ以下の小スケール領域である。そこで、電子スケールを解像できる2流体シミュレーションを大スケールな領域に対して行うことでスケール間の結合を物理的に正しく捉えながら全体像を把握することができる。具体的に本研究では、「①地球磁気圏境界で起こる大規模磁気リコネクション」、「②地球磁気圏尾部領域で起こる大規模磁気リコネクション」に注目し、流体近似だからこそ実現できる大きな領域を確保し、より現実的な初期設定の下で計算を行っている。

### ● 今年度の研究成果の概要

#### ① 地球磁気圏境界で起こる大規模磁気リコネクション

地球磁気圏境界の中でも太陽風が磁気圏に最初にぶつかる前面領域は、太陽風の磁場と地球の磁場が磁気リコネクションを起こしやすい領域である。太陽風起源のプラズマを効率的に地球磁気圏内部へ輸送する過程にこの領域で起こる磁気リコネクションが大きく関与していることが強く示唆されてきたが、具体的にこの領域でどのように磁気リコネクションが発生するのかは未だ解明されていない。一方、この領域では磁気圏境界付近で磁場がパルス的に変動するイベントが高頻度で観測されることが知られている。このイベントはflux transfer event(FTE)と呼ばれ、動的な磁気リコネクションが原因で起こると考えられてきた。ところが、過去に行われた磁気リコネクションのシミュレーションでは、太陽風が流れる領域（マグネトシース）で起こるFTEsは説明できても磁気圏領域で起こるFTEsを説明できなかった。そこでまず、Geotail衛星による観測データを用い、磁気圏領域でFTEsが発生する条件を統計的に求めた。するとマグネトシース領域のプラズマの流れが速い場合に磁気圏領域でFTEsが発生しやすいことが分かった。次に、マグネトシース領域にプラズマ流を設定し、動的な磁気リコネクションについて2流体シミュレーションを行ったところ磁気圏側で発生するFTEsを説明できることがわかった（図1）。さらに、シミュレーションデータを解析することでFTEsが起こる条件を調べ、磁気圏領域で動的

な磁気リコネクションによって FTEs が起こるモデルを提唱した。

## ② 地球磁気圏尾部領域で起こる大規模磁気リコネクション

地球磁気圏の尾部領域で起こる磁気リコネクションは、尾部領域に蓄積された磁気エネルギーを開放しオーロラサブストームを起こす原因として注目されてきたが、その全体像は未だ明らかになっていない。その大きな原因として、尾部領域の電流層が長いいため局所的な観測では全体像が掴めないことが挙げられる。例えば、尾部電流層ではプラズモイドと呼ばれる磁気ループとその内部・近傍で磁気リコネクションが原因と考えられる高速プラズマ流が観測されているが、この磁気ループが実際にどのように作られこの後どう発展するのか、尾部構造・サブストームに対し鍵となるのか、といった全体像を掴むことは難しい。そこで本研究では、大スケールな電流層に対して 2 流体シミュレーションを行い磁気リコネクションの大規模な動的発展過程を調べた。具体的には、計算領域の境界を周期境界ではなく自由境界（開放系）に設定することで、計算境界に影響されない磁気リコネクションの大規模発展過程を捉えることに成功した。また、長い電流層の中の一箇所で磁気リコネクションが起こるのではなく、より現実的に長い電流層上の各所で磁気リコネクションが発生する初期設定の下で計算を行った。開放系における磁気リコネクションは境界に発展が妨げられないため周期系に比べ強く発生する傾向がある（図 2-a）。そのため、長い電流層では、最も「端」で起こる磁気リコネクションが、電流層の「中（端以外）」で起こる磁気リコネクションより強く成長する。その結果、電流層の「端」で発生した磁気リコネクションが成長を続け、「中」の磁気リコネクションは消滅し、最終的に両端で囲まれた大きなプラズモイドが形成されることが分かった（図 2-b）。さらに、各所で発生させる磁気リコネクションの強さを変えてパラメータサーベイを行った結果、「中」で発生させる磁気リコネクションを「端」に比べ極端に強くしない限り「端」を消滅させて「中」の磁気リコネクションが生き残ることはないことが分かった。これらの結果は、サブストームに対応して地球に近い電流層で頻繁に起こる磁気リコネクションや、その近傍で多く観測されるプラズモイドを説明できる可能性が高い。またこれらの結果は、地球磁気圏尾部領域だけでなく、他の宇宙空間に対しても磁気リコネクションの大規模発展の基本物理として応用できる普遍的なものである。

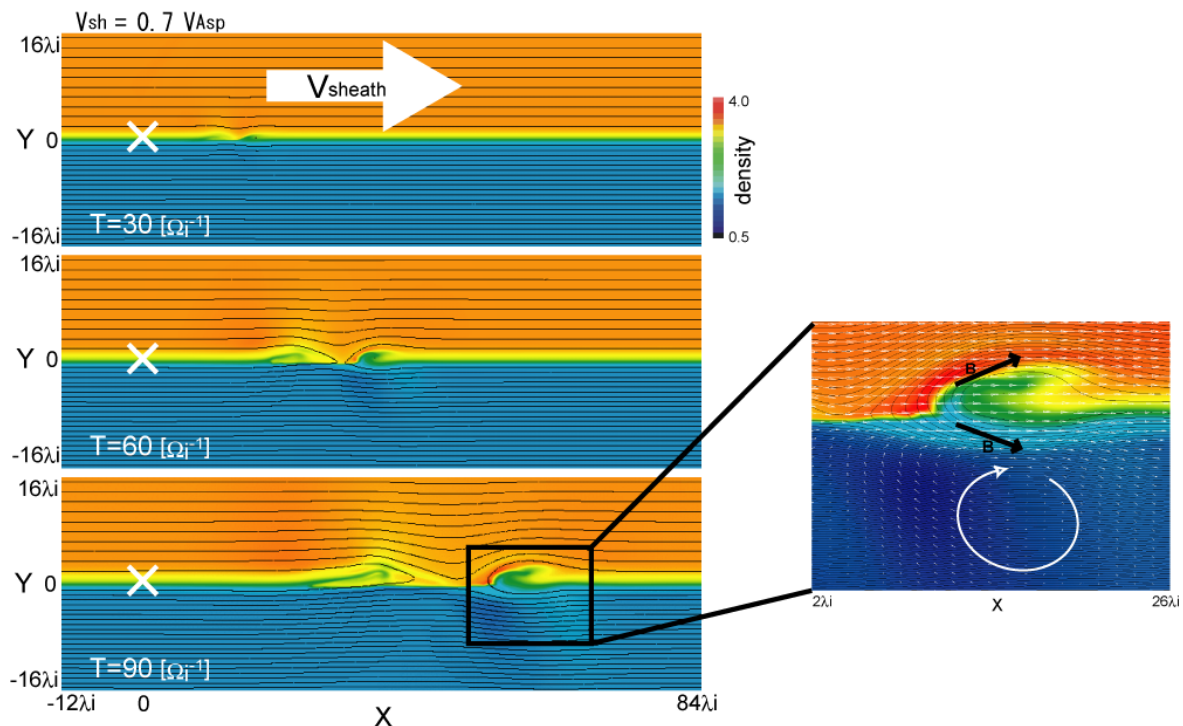


図1 磁気圏境界面における動的磁気リコネクションの2流体シミュレーション結果。図はイオンの数密度のコンターに磁力線を重ねたもの。マグネトシース領域（上部）に流れを加えると、磁気圏領域（下部）に磁気リコネクションの発生に伴う磁力線の膨らみが生まれる。この膨らみにより FTEs とみなされる磁場のパルス変動を説明できる。

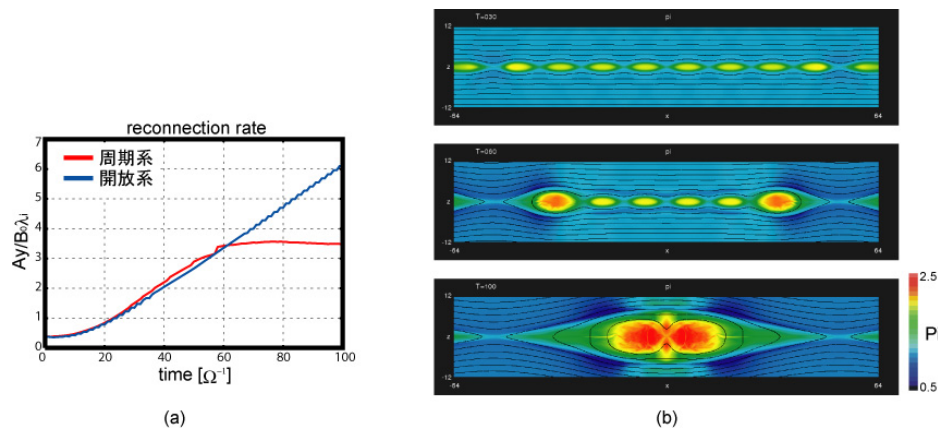


図1 (a)周期系と開放系で計算した場合のリコネクションの成長度合いのプロット。周期系で計算すると境界の影響で磁気リコネクションの成長が抑えられてしまう。(b)開放系で計算した長い電流層で起こる磁気リコネクションの2流体シミュレーション結果。図はイオン圧力に磁力線を重ねたもの。9箇所で行った磁気リコネクションのうち、成長に有利な「端」の磁気リコネクションが生き残り、最終的に大きなプラズモイドを形成する。

## ● 研究成果の公表状況

### 学会発表

- 1) 中村琢磨, 藤本正樹, Three-dimensional two-fluid simulations of MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices considering finite electron inertial effects, 日本地球惑星科学関連会 2007 年大会, 千葉, 幕張, 2007 年 5 月
- 2) 関谷裕孝, 中村琢磨, 藤本正樹, Interaction of multiple X-lines in an open system: Two fluid simulations with finite electron inertial effects, 日本地球惑星科学関連会 2007 年大会, 千葉, 幕張, 2007 年 5 月
- 3) 中村琢磨, 山崎太陽, 長谷川洋, 長井嗣信, 篠原 育, 宮下幸長, 藤本正樹, 向井利典, Structure of magnetospheric FTEs and associated backward ion flow: Statistical study, 第 122 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 名古屋, 愛知, 2007 年 9 月
- 4) 中村琢磨, 関谷裕孝, 井筒智彦, 篠原 育, 藤本正樹, Various patterns of Hall magnetic field in magnetic islands: Two-fluid and full particle simulations, 第 122 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 名古屋, 愛知, 2007 年 9 月
- 5) 関谷裕孝, 中村琢磨, 藤本正樹, Magnetic reconnection with multiple X-lines in an open system: Two fluid simulations with finite electron inertial effects, 第 122 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 名古屋, 愛知, 2007 年 9 月
- 6) T.K.M. Nakamura, M. Fujimoto, and A. Otto, Plasma mixing and transport across the tail-magnetopause during northward IMF caused by the coupling between the MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortex and magnetic reconnection: 2D and Two-fluid simulations, , European Geosciences Union General Assembly, Vienna, Austria, April 2007
- 7) Sekiya, H., T.K.M. Nakamura, and M. Fujimoto, Magnetic reconnection with multiple X-lines in an open system: Two fluid simulations with finite electron inertial effects, American Geophysical Union Fall Meeting, San Francisco, California, USA, December 2007
- 8) T.K.M. Nakamura, T. Yamazaki, H. Hasegawa, I. Shinohara, T. Nagai, Y. Miyashita, M. Fujimoto, and T. Mukai, Structure of magnetospheric flux transfer events: Comparing Geotail observations and two-fluid simulations, The US-Japan Workshop on Magnetic Reconnection 2008, Okinawa, March 2008

### 学位論文 (修士)

- 9) 関谷裕孝, Magnetic reconnection with multiple X-lines in an open system: Two-fluid simulations including finite electron inertial effects, 東京工業大学, 2007



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

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

原始惑星系円盤内における磁気回転不安定性の効果を円盤内の非一様性を考慮した MHD シミュレーションにより調べる。特に、以下の2点について調べる。①この不安定性が作り出す状態下におけるダストの運動を、テスト粒子を用いて調べ、「ダスト落下問題」の解決と微惑星形成への可能性を迫る。②円盤内縁領域に注目し、同様に非一様に成長する不安定性によるロスビー波不安定の誘発現象について検証する。

### ● 研究の概要

惑星系が形成されたと考えられている原始惑星系円盤において、円盤ガスが磁気流体力学的にいかなる振る舞いを示すかを数値シミュレーションにより研究している。特に、原始惑星系円盤の弱い磁場が引き起こす、磁気回転不安定性 (MRI) の効果を調べる。MRIは原始惑星系円盤内の乱流の起源として注目されているが、電離度や磁場強度によってその性質は大きく異なる。そのため、円盤内のガスは不均質であることから、MRIの安定領域と不安定領域が混在している可能性が高い。本研究により、そのような不均質な状況では、MRIの非線形段階で回転方向速度分布の変形を引き起こすことが分かった。この結果を①円盤内部、②円盤と原始星磁気圏の内縁領域の2領域に分けてMRIが円盤に及ぼす効果を詳細に調べた。

- ① 原始惑星系円盤においてダストが衝突・合体を繰り返して微惑星が形成されるが、微惑星が形成される前段階でダストが早く中心星へ落下してしまい、微惑星が出来なくなってしまうという「ダスト落下問題」が未解決のまま残されている。この問題はガスとダストの回転速度の差によって生じる。一方、円盤内部ではガスは弱電離状態にある。このときMRIは、円盤を垂直に貫く磁場強度が弱い領域では誘発されず、磁場強度が強い領域でのみ起こる。この非一様な成長率を持つMRIによって、円盤の一部にガスの回転速度がダストのそれより上回る領域が形成され、準定常状態へ移行することがわかった。さらにテスト粒子の計算結果によって、この状態下ではダスト落下が防がれるだけでなく、ダスト濃集積することがわかり、微惑星形成の可能性が示唆される。
- ② 円盤内縁領域では、中心星磁気圏では強磁場によってMRIが安定化され、円盤磁場はMRIが不安定となる。こうした状況下では、円盤内のみ乱流化し角運動量が外側に運ばれ、ガスが内側に降着する。中心星磁気圏ではMRIが発生しないためにガスが降着せず、したがって円盤内縁領域にガスが溜まり高圧部分が生じる。一方で、回転円盤内に高圧の部分があるとロスビー波不安定が発生することが知られている。原始惑星系円盤の内縁領域においてはこのように、異なるメカニズムの流体力学的不安定が連続的に発生する可能性が考えられ、これまで考えられてきたような静々と降着するという内縁領域の描像を一遍する可能性がある。

## ● 今年度の研究成果の概要

- ①：昨年度では、不安定領域の両隣に十分に広い安定領域が存在するときに、MRI成長が準定常状態を作りだし、テスト粒子（mサイズのダスト）が濃集積する、という結果が得られた。しかし、これは、安定領域が十分に広い、という限られたケースであるかもしれない。また、原始惑星系円盤内の磁場構造や正確な電気抵抗値はわかっていない。そこで、MRI安定領域・不安定領域それぞれの動径方向幅と電気抵抗値を様々に変え、非一様なMRIが作り出す円盤ガスの状態・ダストの運動を調べた。その結果、MRIが作り出す状態は、初期の全領域で平均化した磁気レイノルズ数 $R_{m,ave}$ によって異なり、したがってダストの運動もこのパラメータの値によって異なることがわかった。 $R_{m,ave}>1.0$ では、安定領域が存在するにも関わらず、乱流状態となり、ダスト集積は起こらない。 $R_{m,ave}<1.0$ では、MRIは上で述べた準定常状態を作り出すが、 $R_{m,ave}$ が大きいほどMRI乱流が残留しやすい。したがって、テスト粒子は集積するものの、 $R_{m,ave}$ が大きいほど集積量は少なくなることがわかった（図1）。また、 $R_{m,ave}<0.1$ のとき、集積量は最も多く、18000倍以上であり、微惑星形成を強く示唆する。これらの結果はmサイズのダストを想定したものであるが、このサイズまでどのようにダストが成長するのかも未だわかっていない。そこで、本研究ではさらに、cmサイズを想定して計算を行った。その結果、集積量はmサイズのときよりも小さくなるが、粒子高密度領域が形成され、この領域内でダストが衝突・合体し、mサイズまで成長することも考えられる。
- ②：CIP-MOCCT法を用いた円筒座標系 globalMHD コードの開発に成功した（図2）。したがって、円盤内縁領域において、「非一様MRIがガス高圧領域を形成・ロスビー波不安定発生」という一連の現象を調べることが可能となった。

縦軸（左）：1グリッドあたりの粒子数の最大値（全領域における） $\max(n)$

縦軸（右）：1グリッドあたりの初期と比べた粒子数の最大値  $\max(n)/n_0$

横軸：時間

赤： $R_{m,ave}=0.09$ （mサイズ）

緑： $R_{m,ave}=0.32$ （mサイズ）

黒： $R_{m,ave}=0.64$ （mサイズ）

青： $R_{m,ave}=0.09$ （cmサイズ）

赤のケースは $\max(n)/n_0>18,000$ まで増加する。 $R_{m,ave}$ の値、ダストサイズによって集積量が異なることがわかる。しかし、いずれも従来の研究で得られた集積量（約100倍）を超えている。

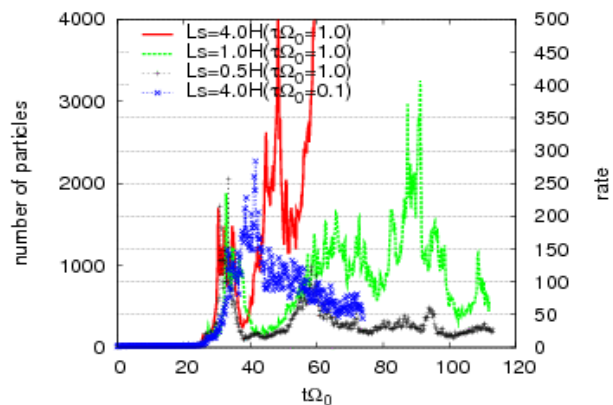


図1 テスト粒子の集積量の時間変化

赤 : シミュレーション結果  
 青, 緑 : 理論的に求めたアルフベン速度.

初期値から理論的に計算されるアルフベン速度が達成されている.

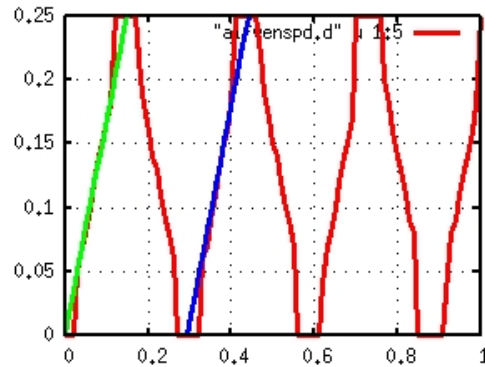


図2 三次元 globalMHD シミュレーションコードのテスト計算結果

## ● 研究成果の公表状況

### 学会発表

#### (国内)

- 1) 加藤真理子, 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹 井田 茂, 非一様な磁気回転不安定性による回転速度変化と微惑星形成, 日本地球惑星科学連合2007年大会, 幕張メッセ 国際会議場, 2007年5月
- 2) 小林雄介, 中村佳太, 藤本正樹, 原始惑星系円盤内のKelvin-Helmholtz渦の振る舞い, 日本地球惑星科学連合2007年大会, 幕張メッセ 国際会議場, 2007年5月
- 3) 加藤真理子, 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹 井田 茂, 原始惑星系円盤における磁気回転不安定性の不均一な成長によるガス回転速度分布の変形とダスト集積, 2007年周期年会, 岐阜大学, 2007年9月
- 4) 加藤真理子, 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹 井田 茂, 磁気回転不安定性の不均一な成長による原始惑星系円盤速度分布の変形とダスト集積, 第122回地球電磁気・地球惑星圏学会総会及び講演会, 名古屋大学, 2007年9月

#### (国外)

- 5) M. Kato, K. Nakamura, R. TanDokoro, M. Fujimoto, and S. Ida, Modification of angular velocity distribution and concentration of the dust particles by inhomogeneous growth of MRI in proto-planetary disks, The International Astronomical Union Symposium 249, Suzhou, China, Oct. 2007
- 6) Y.Kobayashi, M.Fujimoto, On the Boundary Between a Proto-star Magnetosphere and its Protoplanetary Disk, American Geophysical Union Fall Meeting, San Francisco, USA, Dec. 2007
- 7) M. Kato, K. Nakamura, R. TanDokoro, M. Fujimoto, and S. Ida, Dust concentration by modification of gas angular velocity due to inhomogeneous MRI growth, Wilhelm und Else Heraeus - Physics School "The early Phase of Planet Formation", Bas Honnef, Germany, Feb. 2008

### 学位論文

#### (修士)

- 8) 小林雄介, Behaviors of vortices in protoplanetary disk- a study of general property of vortices by Rossby wave, 東京工業大学, 2008
- 9) 加藤真理子, Planetesimal formation by modification of gas angular velocity distribution due to the inhomogeneous MRI growth, 東京工業大学, 2008

## 弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション

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

### ● 研究グループ

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

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

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

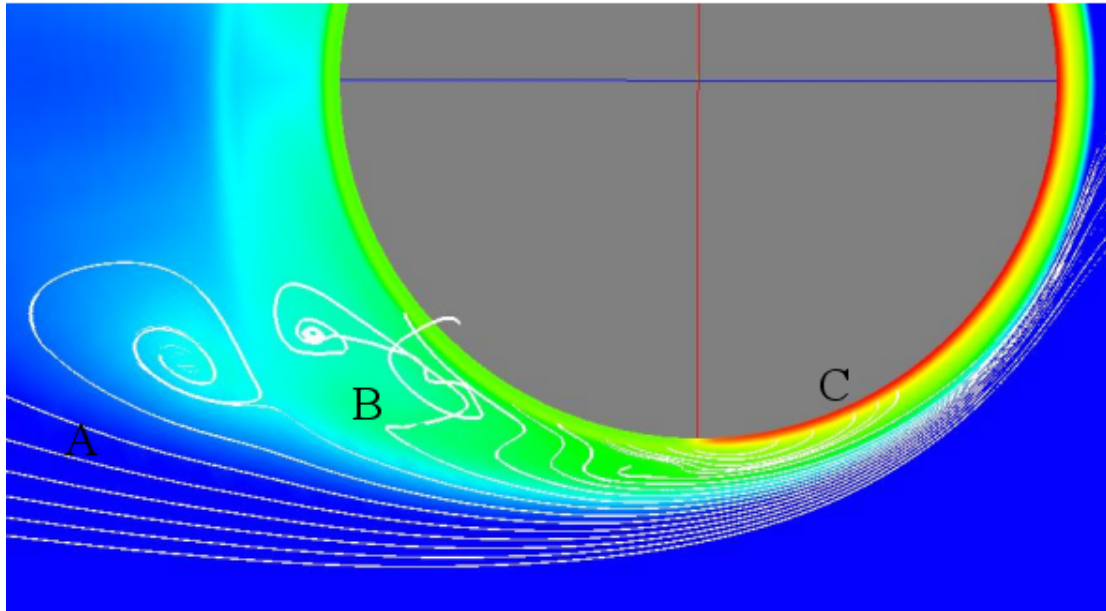
(1) 3次元MHD codeを用い、夜側のWakeの構造を含め、太陽風と火星電離層との相互作用を総括的に調べている。本年度は、火星の周りを流れる太陽風パラメータが、密度3/cc、磁場4 nT、速度400 km/s、温度 $2.0 \times 10^5$  Kのときの計算を定常状態になるまで行い、それを標準状態 (Reference state) として、太陽風状態をその周りに変化させたとき、イオンの流出がどうなるかを系統的に調べた。まず Reference状態について、詳しく解析した結果、火星の周りの流れによって変形した太陽風磁場の張力に起因して、夜側に特徴的なRay構造が形成されることがわかった。

太陽風全圧力の影響だけを調べるために、太陽風磁場を0 nTとし、太陽風全圧力を変化(太陽風密度を変化)させ、電離層から流出する重イオンの量、流出経路を調べた。その結果、太陽風全圧力が弱い場合の流線は(A)太陽風からテールへ開いた流線、(B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線、(C)電離層から吹き出してテールで閉じた流線があることがわかった。昼側電離層の下部で生成される $O_2^+$ は、電離層から吹き出て夜側に運ばれ、夜側電離層を形成する。太陽風からテールへ開いた流線上では $O_2^+$ は生成せず、 $O_2^+$ は流出しないことがわかった。また太陽風全圧力が強い場合の流線は、(A)太陽風からテールへ開いた流線、(B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線があることがわかった。この場合も太陽風からテールへ開いた流線上では $O_2^+$ は生成せず、 $O_2^+$ は流出しないことがわかった。(図1, 図2)

太陽風磁場がある場合、太陽風磁場の張力に起因して $O_2^+$ の流出量は $10^{24} \sim 10^{25}/s$ 程度あることがわかった。(図2)

- (2) 太陽風磁場の金星電離圏への侵入は、電離圏の基本的な構造に影響し、また惑星大気の散逸量にも影響する。しかし、磁場侵入のメカニズム自体は未だ解明されていない。我々は、金星電離圏の物理過程を組み入れたグローバル電磁流体モデルを用い、太陽風動圧によって電離圏の光化学過程やダイナミクスが変化し、太陽風動圧が臨界値を超えると電離圏が支えられなくなって磁場が侵入することを明らかにした。[Jin et al., 2008]

## 太陽風全圧力 1/10



## 太陽風全圧力 ×1

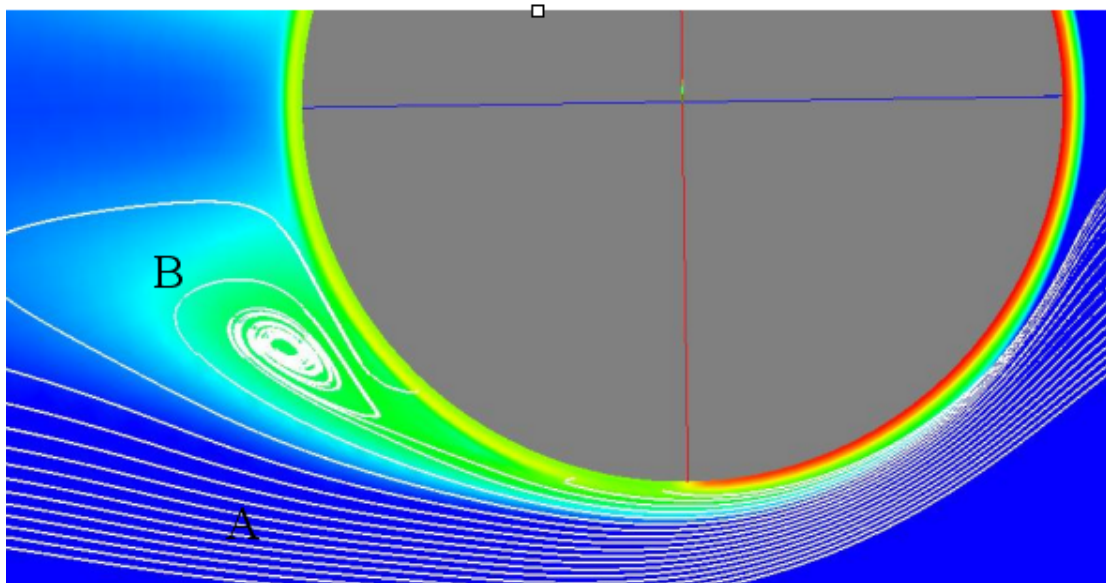


図1 火星の $O_2$ 密度のカラーコンター上に流線を書いた図。右側が太陽風の上流である。太陽風の全圧力に対して、流線のトポロジーが異なる。太陽風全圧力1/10の場合、(A)太陽風からテールへ開いた流線、(B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線、(C)電離層から吹き出してテールで渦になり閉じた流線がある。太陽風全圧力×1の場合、(A)太陽風からテールへ開いた流線、(B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線のみがある。

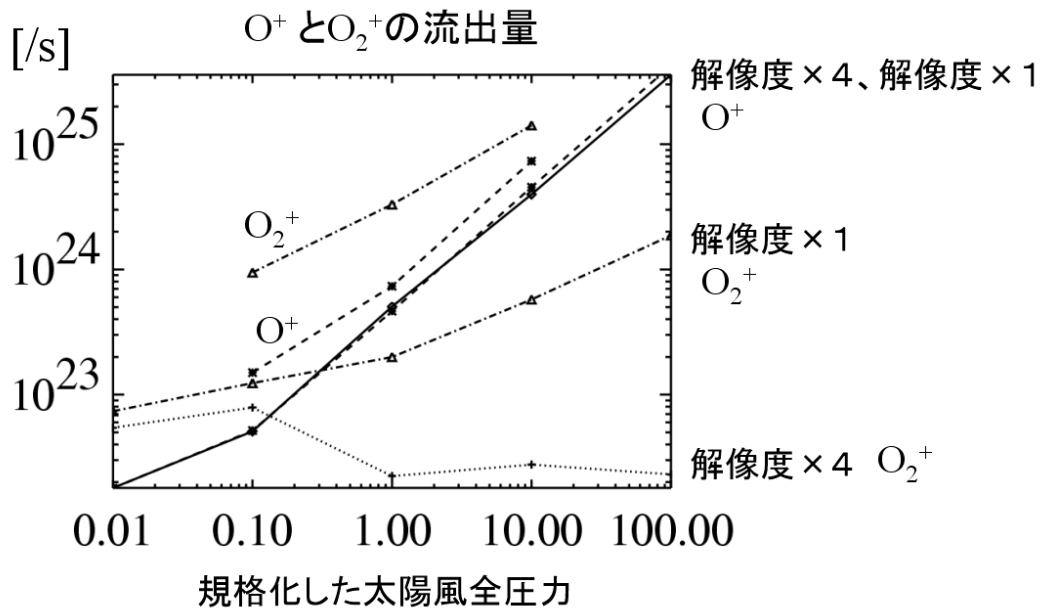


図2 太陽風全圧力に対する重イオン流出量の依存性を太陽風磁場がある場合とない場合について示す。データが5点ある線が太陽風磁場がない場合の計算であり、太陽風磁場 (4nT) を入れた例はまだ3点しか計算してないので3点のみ ( $O^+$ ,  $O_2^+$ ) である。磁場のない場合については、数値粘性の影響を測るために、空間解像度が標準の計算以外に空間解像度を4倍上げた計算も行った。まず磁場のない場合、 $O^+$ は空間解像度によらず、太陽風全圧力(密度)に対して、傾き1の直線(図の対角線上)になっていて、真の流出量を示していると考えられる。一方 $O_2^+$ は空間解像度が低いと流出するが、解像度を上げると流出量がほとんどゼロになることから、真の流出量はゼロに近い( $10^{23}$ よりはるかに少ない)ことがわかる。一方太陽風磁場をいれると、 $O_2^+$ の流出量は大幅に増加し、 $10^{24}$ を超える。これは、太陽風磁場が $O_2^+$ の多い電離層低高度まで侵入して、プラズマを外へ持ち出すからと考えられる。

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) Jin, H., K. Maezawa, and T. Mukai (2008), The critical solar wind pressure for IMF penetration into the Venus ionosphere, *J. Geophys. Res.*, 113, A02309, doi:10.1029/2007JA012725.
- 2) 前澤 洸 火星大気からのイオン流出の上限と下限値, 日本地球惑星科学連合2007年大会口頭発表, 2007年5月, 幕張メッセ国際会議場
- 3) 前澤 洸 火星からの大気イオン流出: MHDシミュレーションによる新しい評価方法, 日本地球電磁気・地球惑星科学学会第122回総会・講演会口頭発表, 2007年9月, 名古屋大学

## 磁気リコネクションによる粒子加速の数値実験

Study of particle acceleration on magnetic reconnection

### ● 研究グループ

研究代表者：千葉大学大学院理学研究科基盤理学専攻物理学コース 准教授，  
宮路茂樹(miyaji@astro.s.chiba-u.ac.jp)

研究分担者：千葉大学自然科学研究科数理物性科学専攻 宇宙物理学研究室，  
高橋博之(takahasi@astro.s.chiba-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

強磁場天体における磁気エネルギー解放は軟ガンマ線リピータ，ブラックホール候補天体等で観測されるフレアの起源になっている可能性がある。そこで太陽フレアのモデルを適用することにより相対論的に膨張する磁気アーケード中での磁気エネルギー解放と粒子加速過程を相対論的プラズマ粒子コードで調べる。

### ● 研究の概要

磁気アーケード中に形成されるカレントシートでの磁気エネルギーの散逸と粒子加速を迫うために，2次元相対論的 Particle-In-Cell シミュレーションを行った。初期の磁場形状は Mikic et al.(1988)の太陽フレアモデルを用い，磁気ループのフットポイントで，シア運動を  $\vec{E} = -(\vec{V} \times \vec{B})/c$  の形で入れた。シア速度の大きさは  $0.3c$  とした。cは光速である。プラズマは電子，陽電子プラズマを仮定し，初期は空間に一様分布しているとする。初期のプラズマの温度は  $k_B T = 0.01 m_e c^2$  とし，磁気エネルギー密度とプラズマの静止質量エネルギー密度の比を 1 とした。

### ● 今年度の研究成果の概要

磁気ループのフットポイントから捻れを注入すると，磁気ループは捻られ，磁気エネルギーを蓄えて膨張する。膨張速度は  $0.3c$  程度まであがる。磁気ループ内ではカレントシートが作られ，カレントシート中ではループ面内の磁場に比べ，シア運動によって作られたループ面に垂直な磁場が優勢となり，カレントシートは捻られた磁場の磁気圧によって支えられる。カレントシートの厚さがラーモア半径程度になると磁気リコネクションを起こし，プラズモイドが噴出する。その速度は  $0.8c$  程度である。リコネクションポイントではループ面を貫く方向に強い電場が発生するため，粒子はこの方向に加速される。磁気ループはリコネクション後もフットポイントの捻れにより膨張を続け，再びその内部にカレントシートをつくる。このカレントシート内で再び磁気リコネクションが起り，粒子を加速する。今回，一つの磁気ループ内部で2回の磁気リコネクションを観測したが，より長い計算によりループ内部において複数回の磁気リコネクションが起こるものと考えられる。

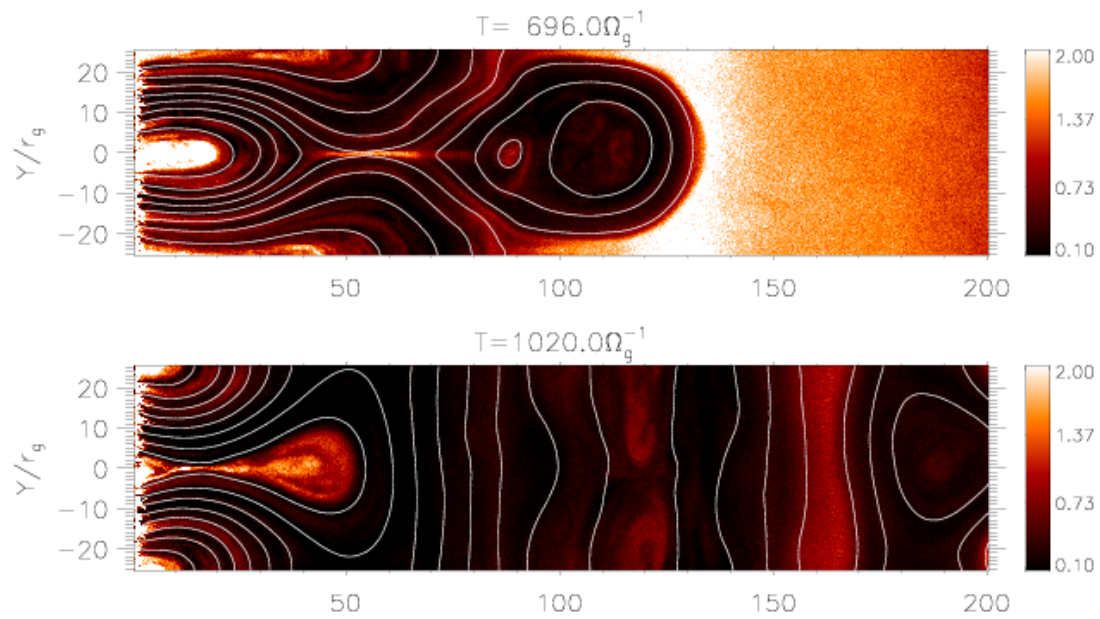


図1  $T = 696\Omega_g^{-1}$  (上図) と  $T = 1020\Omega_g^{-1}$  (下図) におけるスナップショット.  
カラーは密度, 線は磁力線を表す.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) H. Takahshi, E. Asano, R. Matsumoto 'Particle Acceleration by Relativistic Expansion of Magnetic Arcades', The Meeting on Astrophysics of Compact Objects, Huangshan, China, July 1-7, 2007, poster



# 利用概要

JAXA では、調布地区、角田地区、相模原地区の 3 拠点にあるスーパーコンピュータの運用を情報・計算工学センターで運用を行っている。ここでは、これら 3 システムの平成 19 年度の運用概要をまとめる。

なお、現在これら 3 システムを集約した次期システムとして、調布地区にメインシステムを設置し、角田地区、相模原地区、筑波地区にローカルシステムを設置する形態の新システムの構築を行っているところであり、平成 21 年 4 月に本格稼動する予定である。

## 1. システム概要

調布地区 NS システム (Numerical Simulation System)、角田地区 NSE (Numerical Space Engine) システム、相模原地区 SSS (Space Science Simulator) システムの概要を下記に示す。

### ● NS システム

NS システムの構成を図 1.1 に示す。計算システムは、CeNSS (Central Numerical Simulation System) と呼ばれ、富士通 PRIMEPOWER HPC2500 を中心に構成されている。CeNSS の諸元を表 1.1 に示す。

## 数値シミュレータ III の構成

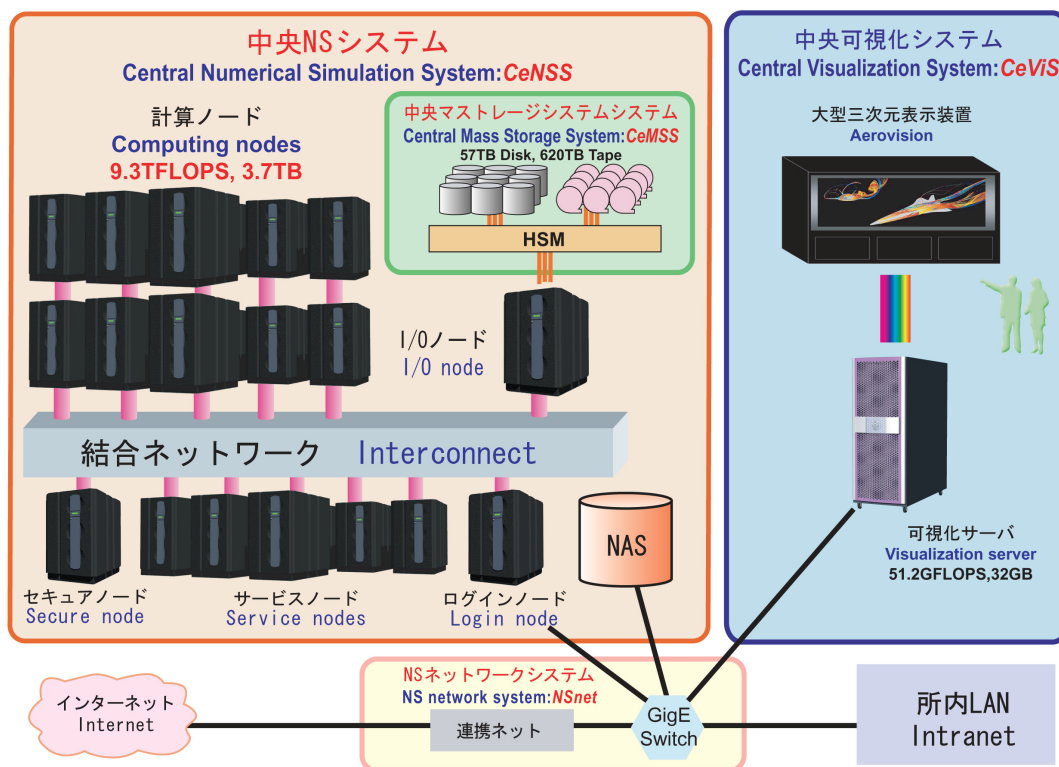


図 1.1 NS システムの構成図

表 1.1 CeNSS の主要諸元

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

※CeNSS システムは順次縮小し、平成 20 年度 10 月までの運用である。本情報は平成 19 年度当初の諸元である。

#### ● NSE システム

NSE システムの概要を図 1.2 に示す。NSE システムは NEC SX-6 を中心に構成されている。NSE システムの諸元を表 1.2 に示す

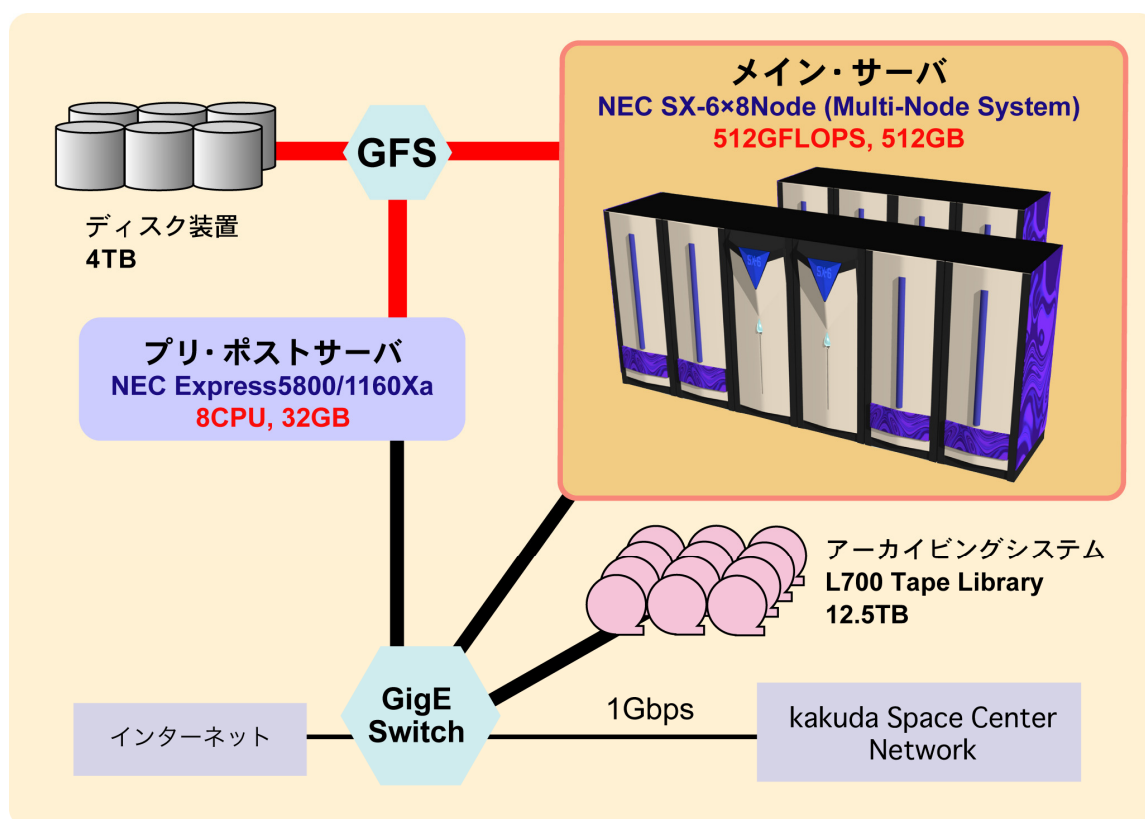


図 1.2 NSE システムの構成図

表 1.2 NSE の主要諸元

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

※NSE システムは、平成 20 年 10 月までの運用である。本情報は平成 19 年度当初の諸元である。

### ● SSS システム

SSS システムの構成を図 1.3 に示す。SSS システムは NEC SX-6 を中心に構成されている。SSS システムの諸元を表 1.3 に示す。

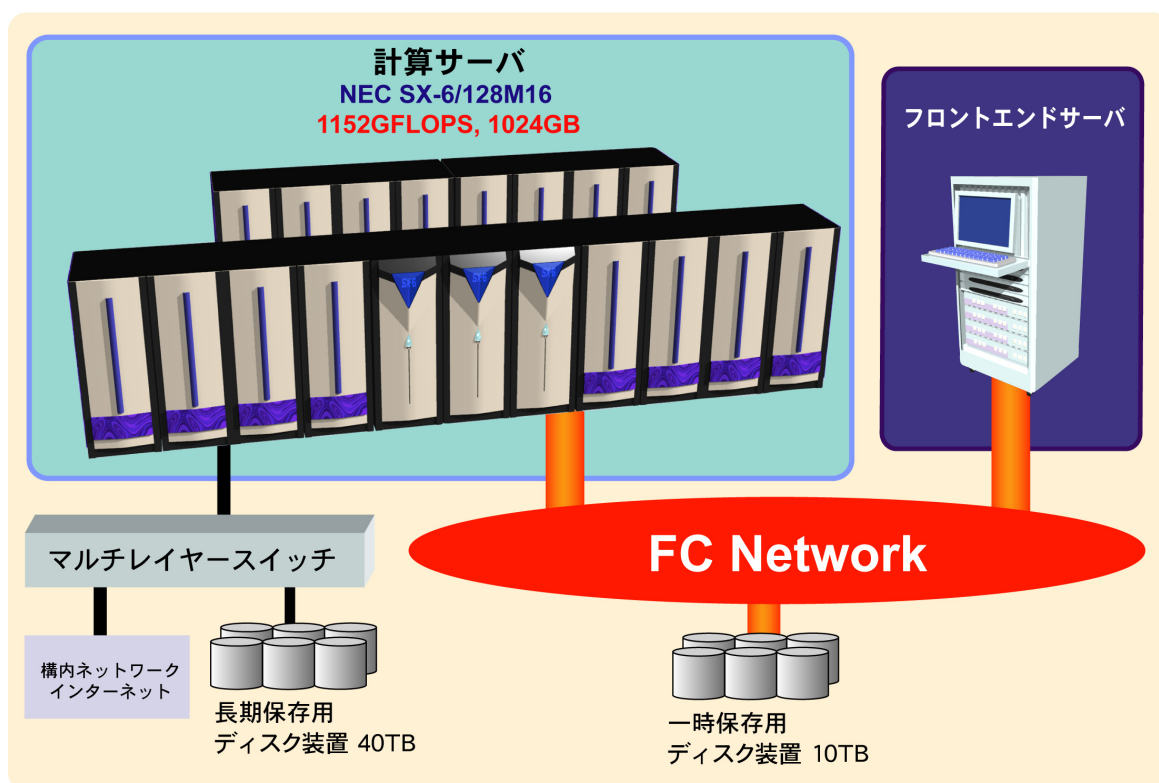


図 1.3 SSS システムの構成図

表 1.3 SSS の主要諸元

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

## 2. 障害発生状況

NS, NSE, SSS 各システムの障害件数をそれぞれ図 2.1, 図 2.2, 図 2.3 にまとめる. ソフトウェア障害は, システム安定と共に件数は減少しているため, 累計件数の増加は徐々に緩やかになっている. これに対し, ハードウェア障害は, 部品の劣化などの要因により継続して障害発生が発生しているため, 累計件数は比例的に増加している.

### ● NS システム

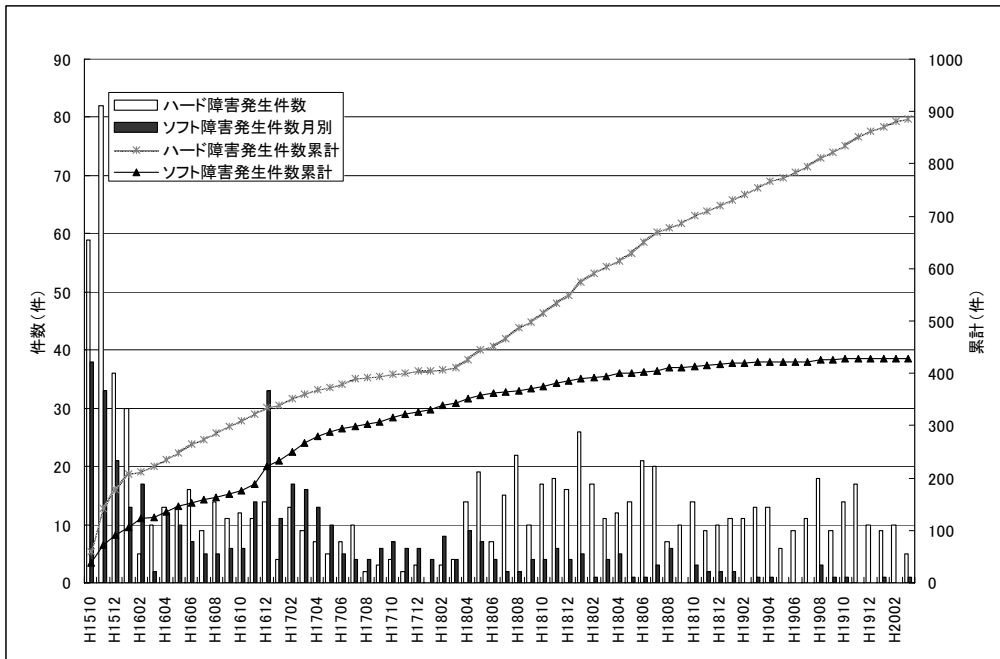


図 2.1 NS システム障害件数

### ● NSE システム

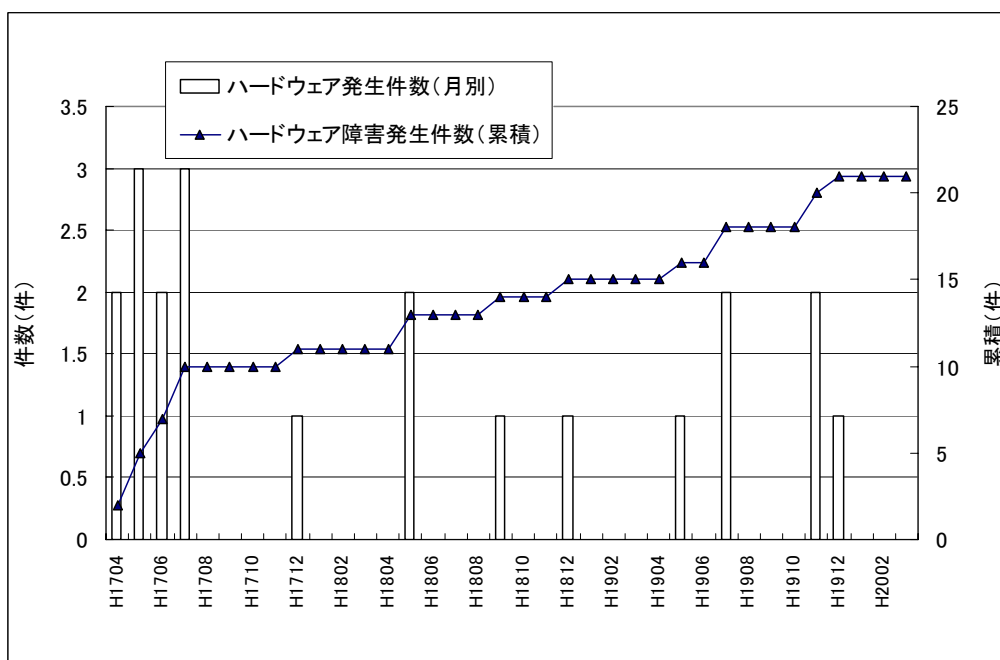


図 2.2 NSE システム障害発生件数

SSS システム

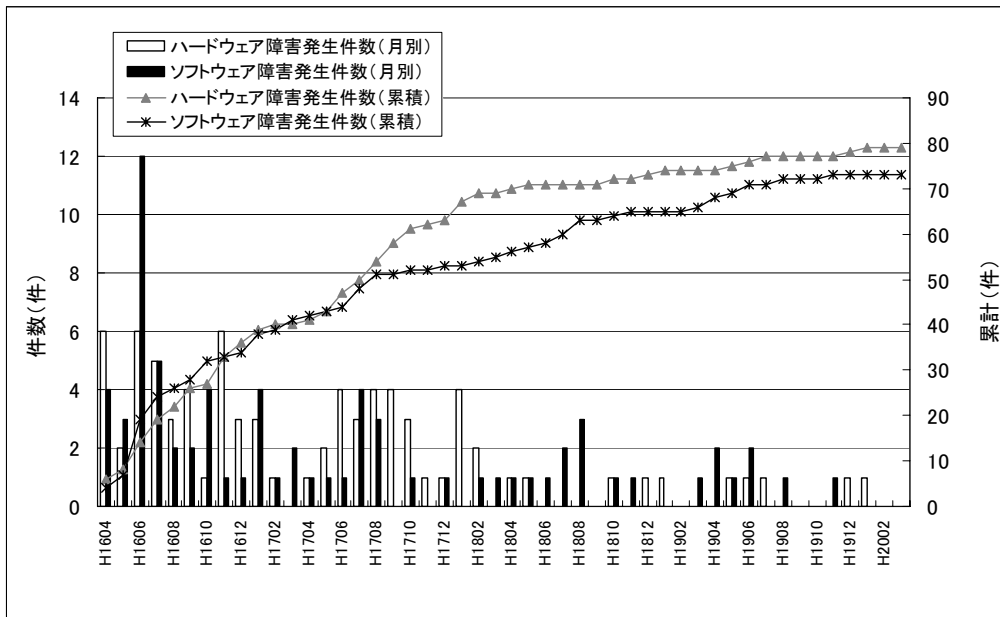


図 2.3 SSS システム障害発生件数

## 3. 運用概要

## ● NS システム

平成 18 年度以降の NS システムの稼働率を表 3.1 に示す。NS システムは、独自スケジューラによる運用を行っているため、CPU 稼働率がおおむね 90%以上と高稼働率を維持している。

表 3.1 NS システム稼働状況

運用 月次	CPU 稼働状況		ジョブ処理計画運用時間			計画 停止時間 保守作業 センタ作業 予告停電	総 CPU 電源投入 時間 (E)	電源投入 時間に 対する CPU 稼働 率 (A)/(E) (※2)	運用 日数
	バッチジョブ 総割当時間 (A)	CPU 稼働率 (※1)	処理可能 時間	障害 時間	運用時間 合計 (B)				
H1804	1,066,759	96.48%	1,105,560	88	1,105,648	121,765	1,150,463	92.7%	30
H1805	1,144,923	95.96%	1,193,045	52	1,193,097	75,474	1,247,014	91.8%	31
H1806	1,138,996	92.72%	1,227,600	782	1,228,382	0	1,227,368	92.8%	30
H1807	1,141,966	91.57%	1,223,137	23,975	1,247,112	31,524	1,243,572	91.8%	31
H1808	1,084,960	96.42%	1,124,526	771	1,125,297	143,249	1,173,176	92.5%	31
H1809	1,177,382	97.38%	1,209,097	0	1,209,097	17,220	1,225,999	96.0%	30
H1810	1,129,727	93.48%	1,206,406	2,107	1,208,513	60,947	1,244,599	90.8%	31
H1811	1,132,877	96.97%	1,168,235	0	1,168,235	58,850	1,192,485	95.0%	30
H1812	1,051,359	94.30%	1,114,851	0	1,114,851	151,625	1,125,650	93.4%	28
H1901	1,020,576	93.66%	1,085,088	4,524	1,089,612	182,946	1,089,194	93.7%	27
H1902	1,057,639	94.53%	1,117,117	1,706	1,118,823	25,401	1,126,617	93.9%	28
H1903	1,113,071	93.99%	1,184,131	63	1,184,194	83,232	1,241,548	89.7%	30
H1904	1,089,524	94.65%	1,151,060	76	1,151,136	75,300	1,174,433	92.8%	29
H1905	1,160,862	94.14%	1,233,152	0	1,233,152	33,474	1,247,298	93.1%	31
H1906	1,091,595	90.93%	1,200,387	52	1,200,439	27,251	1,224,292	89.2%	30
H1907	1,165,307	94.56%	1,232,300	72	1,232,372	36,963	1,258,080	92.6%	31
H1908	1,050,810	90.41%	1,127,928	34,351	1,162,279	140,159	1,202,382	87.4%	28
H1909	1,168,664	95.46%	1,224,223	0	1,224,223	0	1,227,530	95.2%	30
H1910	946,913	89.72%	1,055,375	0	1,055,375	210,583	1,074,267	88.1%	31
H1911	1,073,360	93.94%	1,139,035	3,623	1,142,658	87,124	1,142,773	93.9%	30
H1912	911,460	92.47%	985,242	486	985,728	284,965	992,831	91.8%	29
H2001	1,024,465	90.67%	1,128,086	1,765	1,129,851	143,553	1,129,180	90.7%	28
H2002	841,305	92.35%	910,953	17	910,970	276,877	1,053,688	79.8%	29
H2003	385,575	87.94%	438,432	0	438,432	242,745	439,920	87.6%	31
合計	25,170,075	93.71%	26,784,966	74,510	26,859,476	2,511,227	27,454,357	91.7%	714

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

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

実行ジョブ状態を表 3.2 に示す。21 台～100 台の CPU 割り当てが突出して多いことが分かる。

表 3.2 NS システム実行ジョブ情報

(時間単位：時間)

CPU 数	総実行 ジョブ数	CPU 割当時間		実効 CPU 使用時間		平均実行 待ち時間	平均 CPU 使 用時間 /CPU	平均割 当 CPU 数	平均 MAX レンジペー ジ (Gbytes)	平均割当 プロセス 数	平均割当 スレッド 数
		合計時間	割合	合計時間	割合						
0-1	12,118	31,197	0.3%	28,683	0.5%	9.3	2.6	4.8	0.6	4.8	1.0
2-4	4,725	32,459	0.3%	21,295	0.4%	13.7	2.1	3.4	1.2	2.7	1.4
5-20	18,703	806,685	6.7%	509,813	8.5%	23.8	3.0	16.4	13.7	11.8	1.6
21-50	28,787	4,430,881	36.9%	2,470,782	41.0%	47.8	3.2	35.5	29.8	34.9	1.2
51-100	14,927	5,907,760	49.2%	2,685,209	44.6%	77.9	3.4	77.6	83.4	58.8	4.9
101-200	1,214	563,548	4.7%	212,211	3.5%	125.3	1.6	128.2	236.5	68.1	1.9
201-300	329	217,963	1.8%	81,592	1.4%	68.8	1.4	274.5	131.9	79.5	3.4
301-400	6	41	0.0%	7	0.0%	0.1	0.0	375.0	113.3	375.0	1.0
401-500	5	115	0.0%	43	0.0%	0.2	0.0	499.2	429.8	499.2	1.0
501-1000	112	22,108	0.2%	12,945	0.2%	0.2	0.2	701.3	525.0	701.3	1.0
1001-2304	7	575	0.0%	184	0.0%	0.0	0.0	1024.0	795.5	1024.0	1.0
合計	80,933	12,013,333	100.0%	6,022,764	100%	41.3	3.0	35.9	34.3	29.4	2.0

## ● NSE システム

平成 19 年度の NSE システムの稼働率を表 3.3 に示す。

表 3.3 NSE システム稼働率

運用 月次	CPU 稼働状況		ジョブ処理計画運用時間			計画停止 保守作業 センタ作業 予告停電	運用 日数
	総 CPU 使用時間 (A)	平均 CPU 稼働率 (A)/(B)	処理可能 時間	障害時間 (計画外 停止)	運用時間 合計 (B)		
H1904	34,389	74.73%	46,016	0.0	46,016	64.0	30
H1905	41,749	87.80%	47,365	186.9	47,552	64.0	31
H1906	40,927	89.35%	45,803	0.0	45,803	277.1	30
H1907	42,447	89.14%	47,545	70.6	47,616	0.0	31
H1908	41,710	87.60%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
H1909	40,337	87.98%	45,845	0.0	45,845	234.9	30
H1910	42,523	89.30%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
H1911	42,507	92.25%	46,012	68.2	46,080		30
H1912	40,118	88.64%	45,238	21.0	45,259	2,357.1	31
H2001	41,147	86.41%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
H2002	36,719	82.43%	44,544	0.0	44,544	0.0	29
H2003	33,193	70.17%	47,302	0.0	47,302	313.6	31
合計	957,726	85.55%	1,119,159	347	1,119,505	3,311	731



平成 19 年度のノード別（キュー別）バッチジョブ件数を表 3.4 に示す。C2M5 キューが年間をとおして突出していることが分かる。

表 3.4 NSE ノード別ジョブ件数

運用 月次	C2M5	C4M20	C8M30L	C8M30M	C8M30H	MPI40M	合計
	sx-6#0	sx-6#0	sx-6#1	sx-6#1	sx-6#2	sx-6#3～#7	
H1904	2,377	334	409	0	408	2,480	6,008
H1905	3,178	341	366	0	452	440	4,777
H1906	2,916	329	395	5	462	371	4,478
H1907	7,252	367	194	0	8,721	383	16,917
H1908	2,452	388	164	0	423	371	3,798
H1909	2,403	390	429	0	394	360	3,976
H1910	2,900	da442	442	0	403	370	4,557
H1911	2,705	387	411	0	385	370	4,258
H1912	2,397	345	416	0	393	351	3,902
H1913	2,937	372	421	0	403	373	4,506
H1914	2,484	322	308	0	325	353	3,792
H1915	2,000	325	410	0	343	372	3,450
合計	36,001	4,342	4,365	5	13,112	6,594	64,419

## ● SSS システム

平成18年度以降のSSSシステムの稼働率を表3.5に示す。平成18年度は70%前後だったCPU稼働率が、平成20年度は90%前後となっている。これは、新スケジューラの導入等の運用改善により実現したものである。

表 3.5 SSS システムの稼働率

運用月次	CPU稼働状況 (node00を除く)					ジョブ処理計画運用時間		計画停止/保守作業/センタ作業/予告停電	総CPU電源投入時間 (120CPU)	運用日数	SSS全ノード(128CPU)		
	総CPU使用時間(A1)	目標平均CPU稼働率 (A1)/(B1)	総CPU割当時間 (A2)	参考平均CPU稼働率 (A2)/(B1)	program性能 (A1)/(A2)	障害時間 (計外停止)	運用時間合計 (B1)				総CPU使用時間	平均CPU稼働率	運用時間合計 (B2)
H1804	59,424	71.05%	64,106	76.65%	92.70%	0	83,640	2,760	86,400	30	61,226	68.6%	89,216
H1805	66,723	74.73%	71,981	80.62%	92.70%	0	89,280	0	89,280	31	67,393	70.8%	95,232
H1806	61,374	71.03%	66,210	76.63%	92.70%	0	86,400	0	86,400	30	62,702	68.0%	92,160
H1807	53,381	59.79%	57,588	64.50%	92.70%	0	89,280	0	89,280	31	54,237	57.0%	95,232
H1808	55,803	65.68%	60,200	70.86%	92.70%	0	84,960	4,320	89,280	31	56,161	62.0%	90,624
H1809	67,877	78.56%	73,870	85.50%	91.89%	0	86,400	0	86,400	30	69,038	74.9%	92,160
H1810	60,119	67.34%	66,769	74.79%	90.04%	980	89,280	0	89,280	31	61,411	64.5%	95,232
H1811	66,344	76.79%	73,035	84.53%	90.84%	0	86,400	0	86,400	30	67,571	73.3%	92,160
H1812	66,897	74.93%	74,234	83.15%	90.12%	0	89,280	0	89,280	31	68,116	71.5%	95,232
H1901	73,724	82.58%	79,460	89.00%	92.78%	0	89,280	0	89,280	31	74,227	77.9%	95,232
H1902	58,350	85.46%	63,047	92.34%	92.55%	0	68,280	12,360	80,640	28	58,682	80.6%	72,832
H1903	72,656	85.16%	77,763	91.14%	93.43%	56	85,320	3,960	89,280	31	72,860	80.1%	91,008
H1904	74,583	86.32%	80,590	93.28%	92.55%	0	86,400	0	86,400	30	75,452	81.9%	92,160
H1905	79,736	89.31%	85,465	95.73%	93.30%	36	89,280	0	89,280	31	81,380	85.5%	95,232
H1906	73,911	89.06%	79,516	95.81%	92.95%	73	82,994	3,406	86,400	30	74,260	83.9%	88,527
H1907	75,328	84.37%	81,959	91.80%	91.91%	83	89,280	0	89,280	31	76,874	80.7%	95,232
H1908	79,192	89.38%	85,649	96.66%	92.46%	0	88,606	674	89,280	31	82,136	86.9%	94,513
H1909	78,356	90.69%	83,283	96.39%	94.08%	0	86,400	0	86,400	30	81,019	87.9%	92,160
H1910	79,552	89.10%	86,113	96.45%	92.38%	0	89,280	0	89,280	31	82,517	86.6%	95,232
H1911	76,688	88.76%	83,413	96.54%	91.94%	0	86,400	0	86,400	30	80,215	87.04%	92,160
H1912	81,833	91.66%	87,878	98.43%	93.12%	137	89,280	0	89,280	31	85,736	90.03%	95,232
H2001	77,021	88.90%	82,685	95.44%	93.15%	34	86,640	2,640	89,280	31	77,021	83.34%	92,416
H2002	69,425	83.12%	74,230	88.88%	93.53%	296	83,520	0	83,520	29	71,713	80.50%	89,088
H2003	73,720	86.04%	77,691	90.68%	94.89%	0	85,680	1,800	87,480	30	75,562	83.73%	90,240

各キュー別のジョブ実行状況を表 3.6 に示す。件数では、D キュー、CPU 時間では M キューが突出していることが分かる。

表 3.6 SSS システム キュー別ジョブ実行状況

キュー名	リクエスト 処理件数	総 CPU 使用時間	CPU 寄与率	平均ベクトル 利用率	平均リクエスト 経過時間	平均 最大使用 メモリ量 (KB)	平均 実行 待ち時間	利用 ユーザ 数	運用制限値 (CPU 数)
D	25,512	7,241	0.8%	71.7%	0.11	10,805,457	0.1	92	1~4
B	2,949	18,673	2.0%	71.3%	4.87	2,503,037	5.7	54	1~4
S	6,485	59,440	6.3%	77.7%	4.94	6,367,919	1.0	79	1~7
M	12,364	519,745	55.0%	81.7%	5.7	18,882,262	1.1	87	8
N	2,588	134,821	14.3%	87.2%	6.8	29,185,488	13.9	29	16
L	5,205	198,331	21.0%	81.6%	5.08	29,343,609	20.4	20	32
Etc	236	7,008	0.7%	84.5%	4.57	14,572,006	2.4	14	1
合計・平均	55,339	945,258	100.0%	82.0%	2.98	14,266,811	3.3	98.0	-

#### 4. ユーザ登録状況

各システムのユーザ登録状況を表 4.1 に示す。

表 4.1 各システムユーザ登録状況 (人)

分類	NS	NSE	SSS
内部利用	184	30	79
共同研究	29	2	87
設備貸付	5	0	0
研修生	13	1	28
合計	231	33	194

## 5. 分野別利用割合 (NS システム)

NS システムの分野別利用割合を図 5.1 にまとめる。平成 15 年の 3 機関統合, そして平成 17 年の JEDI センター発足後より宇宙の利用が徐々に増加していることが分かる。

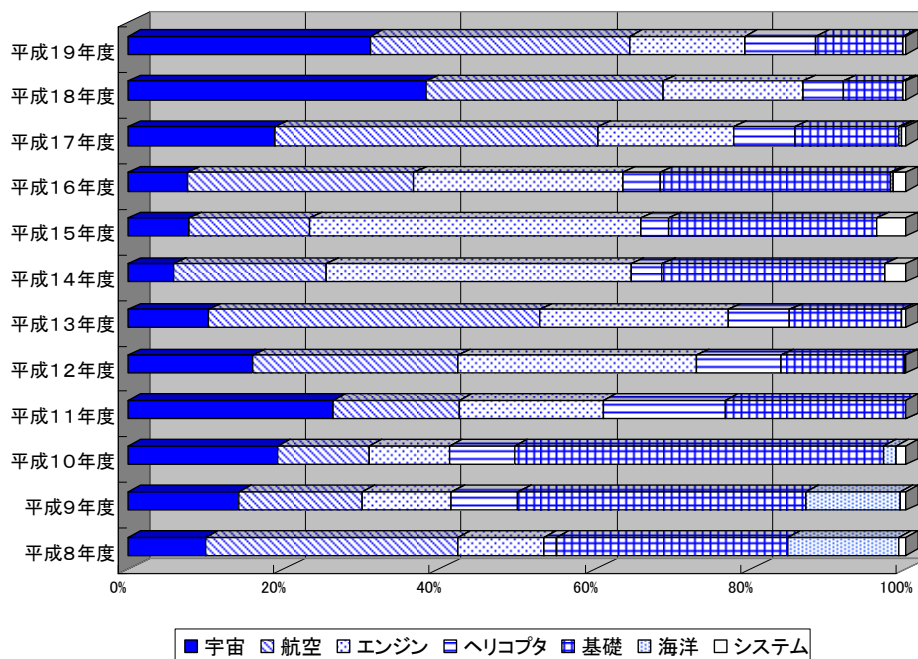


図 5.1 NS システム分野別利用割合

---

【発行】 情報・計算工学センター 計算機運用・利用技術チーム

【編集】 情報・計算工学センター

JSS システム利用成果報告書編集チーム

編集リーダー 松尾裕一, 佐藤 茂, 篠原 育

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.