

平成23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 2011



情報・計算工学センター  
宇宙航空研究開発機構

平成24年11月

# 平成 23 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 2011

## ＝ 目 次 ＝

### 【成果概要】

#### 航空技術

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	3
超音速風洞の始動特性について	7
軸流多段圧縮機の数値解析	9
ファンダクト内非定常流れ解析	10
燃焼器内部流れ解析	12
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究	15
航空エンジンの複数要素流れ解析	16
低レイノルズ数翼の非定常空力特性の数値解析	17
亜音速ジェット騒音の LES 数値予測の研究	19
デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発(その 3)	21
小型ロケットを用いたエジェクタの解析	23
リブレット面を有するチャンネル流れの直接数値シミュレーション	24
単段ファンの非定常流れ解析	25
ファン非定常流れ解析	27
CFD 抵抗分解解析プログラムの開発	28
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	30
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	32
低 NO <sub>x</sub> 燃焼器用ステージング燃料ノズルの数値解析	34
極超音速旅客機形状周りの流れの数値シミュレーション	36
超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果	38
流体・熱伝導連成数値解析による複雑冷却構造の温度予測	39
ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究	40
静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析	42
次世代スパコンアーキテクチャに対応した CFD コード開発	44
小型航空機エンジン用燃焼器の流れ解析	45
学際シミュレーションによる高精度なパラシュートの設計開発	46
航空機排気の広域数値解析	48
超音速流中における自然層流機首の設計	50
大型超音速旅客機の自然層流翼の設計	52
小型超音速旅客機の自然層流翼設計	54
低速におけるエンジン尾排と機体の干渉に関する数値解析	56
高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発	57
六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発	59
Standard Dynamics Model の安定微係数解析	61
クランクトアロー翼機の低速大迎角域における空力解析	63

実機によるソニックブーム計測結果を用いた推算ツール検証	65
低ソニックブーム設計概念実証機 (S3CM) の空力解析	67
D-SEND#1 のフラッタ解析	69
航空機の空力・騒音に関する研究	70
CFD の小型旅客機設計適用に関する研究	74
将来型航空輸送機の空力形状設計	75
極超音速機の空力性能に関する研究	77

## 宇宙開発

超音速再突入における DSMC 粒子計算	78
将来宇宙輸送システムの空力設計	81
圧縮性乱流の large-eddy simulation に関する研究	82
液体ロケットエンジン設計解析技術の高度化に関する研究	84
ロケット打上げ時の音響振動, 及びオーバープレッシャーに関する解析	88
ロケットフェアリング遷音速流れ解析	90
物体適合・直交ハイブリッド非構造格子を用いた CFD ソルバーの開発と宇宙輸送機空力特性の数値解析	92
二次元スリットレゾネータ設計の最適化と新形状の提案	95
液体ロケット燃焼振動関連解析	97
ASTRO-H 熱・流体関連解析	99
極超音速飛行条件におけるロケットラムジェット複合サイクルエンジンの数値解析	100
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	102
MPD スラスト内プラズマ流れの数値解析	104
宇宙往還機の耐熱材料の酸化現象に関する研究	106
ノズル比推力向上技術の研究	108
固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発	110

## 基礎研究

スペクトルフリンジ法による平板境界層の遷移過程の直接数値シミュレーション	112
宇宙飛翔系に関わる高速流体力学の研究	114
剥離を伴う乱流境界層の DNS	119
液体燃料噴霧の微粒化および着火初期過程の詳細数値解析	121
空力弾性翼に関する研究	123
高解像度全球非静力学モデルによる火星大気研究	125
自動格子生成ソフトと流体解析コードを組み込んだ CFD ポータルシステムの構築	126
高エンタルピ流の数値解析	129
超臨界圧における $LO_x/GH_2$ 同軸噴流火炎の LES	130
プラズマアクチュエータを用いた大迎角細長物体の剥離流れ制御の数値シミュレーション	132
垂直離着陸型ロケットの空力多目的設計探査	134
超音速流れ場における半球殻物体周囲流れの数値解析	135
旋回流型ハイブリッドロケットの解析に向けた, 旋回流対応乱流モデルの評価	136
ハイブリッド&ラムジェット複合サイクルエンジンにおけるエジェクタロケットモードに関する数値解析	138
超臨界状態を仮定したハイブリッドロケットエンジン固体燃料表面の液層の不安定解析	140
燃焼詳細構造の数値的解明	142
磁気リコネクションにおけるイオンの温度異方性と遅進衝撃波形成	144
降着円盤における磁気回転不安定と粒子加速	146

CIP法を用いた磁気圏グローバルMHDシミュレーションモデルの開発	149
宇宙線変成衝撃波の構造安定性に関する数値実験	151
磁気リコネクションのトリガにおける温度異方性の効果	152
無衝突プラズマの降着円盤における磁気回転不安定性の非線型発展	153
<b>その他</b>	
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	154
スーパーコンピュータの利用効率向上のためのジョブスケジューラのパラメータ最適化	156
<b>大学共同利用(宇宙工学)</b>	
宇宙輸送に係る乱流流れの数値解析	158
マルチスケールシミュレーションによる材料強度に関する基礎的研究	160
ロケットエンジンおよび超音速飛行体用エンジンに関する燃焼流体の研究	162
火星探査飛行機用低レイノルズ数翼型の空力特性	166
極低Re数流れにある二次元物体の空力特性に関する数値的研究	168
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	170
<b>大学共同利用(宇宙理学)</b>	
発達した乱流の大規模数値シミュレーション研究	172
相対論的磁気リコネクションにおけるガイド磁場の影響	174
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	176
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	178
無衝突衝撃波におけるピックアップイオンの役割	180
相対論的ジェットの数値流体力学的研究	183
無衝突磁気リコネクションの運動論的研究	186
水星の材料物質の起源、熱史、および磁場生成	188
太陽系内小天体の起源と力学進化	190
惑星大気の大気対流構造の比較数値モデリング	192
ブラックホール候補天体のBright hard stateに関する磁気流体数値実験	195
星周円盤の形成と重力不安定によるガス惑星の形成	197
輻射磁気流体シミュレーションに基づく星形成過程の観測的性質の研究	199
宇宙初期における天体の形成過程	201
シミュレーション解析による太陽圏の構造とダイナミックスの研究	203
<b>大学共同利用(航空技術)</b>	
飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	205
<b>【利用概要】</b>	
1. システム概要	209
2. 障害発生状況	211
3. 運用概要	211
4. ユーザ登録状況	213
5. ユーザ区分別利用状況	214
6. 分野別利用割合	214



# 成果概要

# ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション

## Numerical Simulations of Helicopter Noise Reduction Technologies

### ● 研究グループ

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

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

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

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,  
村上 曜(yohm@chofu.jaxa.jp)

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

日本大学, 宗田賢治(muneda55@chofu.jaxa.jp)

日本大学, 佐々木直人(sasa1192@chofu.jaxa.jp)

東北大学, 中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)

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

東北大学, 李龍周(lee@ad.mech.tohoku.ac.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

開発された回転翼航空機向け統合解析ツールの<rFlow3D/JANUS>コードの CFD 計算手法は移動重合格子法。ロータブレードの枚数分の内部格子をブレード周りに形成し、ブレードの回転や弾性変形に合わせて移動・変形をし続ける。また、ヘリコプタの胴体は複雑な形状をしている場合が多く、胴体周りの格子は非構造格子も採用できるように拡張されている。背景格子は直交格子を 2 層まで用いることができ、ブレードの回転領域や後流領域では密な格子を採用して、翼端渦を精度よく捉えられるようにしている。内部格子では移動格子に対応した完全非定常 NS/Euler 方程式を 4 次精度の SLAU+FCMT スキームで離散化し、ヘリコプタのような低速から遷音速領域が共存する流れ場に対応している。胴体周り非構造格子の場合は TAS-Code をベースにしたソルバーを使用している。また、ブレードの弾性変形は CFD で求めた空気力に基づいて、構造解析との弱連成手法で計算される。さらに目標となるロータ推力やモーメントと一致するように、ブレードの制御入力を変更し、トリムを取りながら、現実の飛行条件を再現できるようにした。さらに、アクティブ・デバイスの作動を模擬するため、フラップとタブの作動量に合わせて自動で格子を変形できるようにした。

## ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 回転翼の固有値解析のツールである<rMode>, 流体・構造連成解析ツールである<rFlow3D/JANUS>, および騒音解析ツール<rNoise>の解析フロー全体の検証計算を進め, 実験値との比較で, 精度が2dB未満であることを把握した.
- 2) 独自のロータ試験装置で得られたJMRTSデータベースに基づいて数値シミュレーションを行い, 胴体がBVI干渉に及ぼす影響を把握した.
- 3) NASA/ONERA/DLRとの共同研究テーマであるアクティブ制御によるロータ騒音の低減効果について解析を行い, 国際機関との相互比較により, 解析ツールの信頼性の向上を図った.

図1 HHC作動による騒音変化の計算（格子解像度の影響について）

図2 胴体がBVI干渉に与える影響について

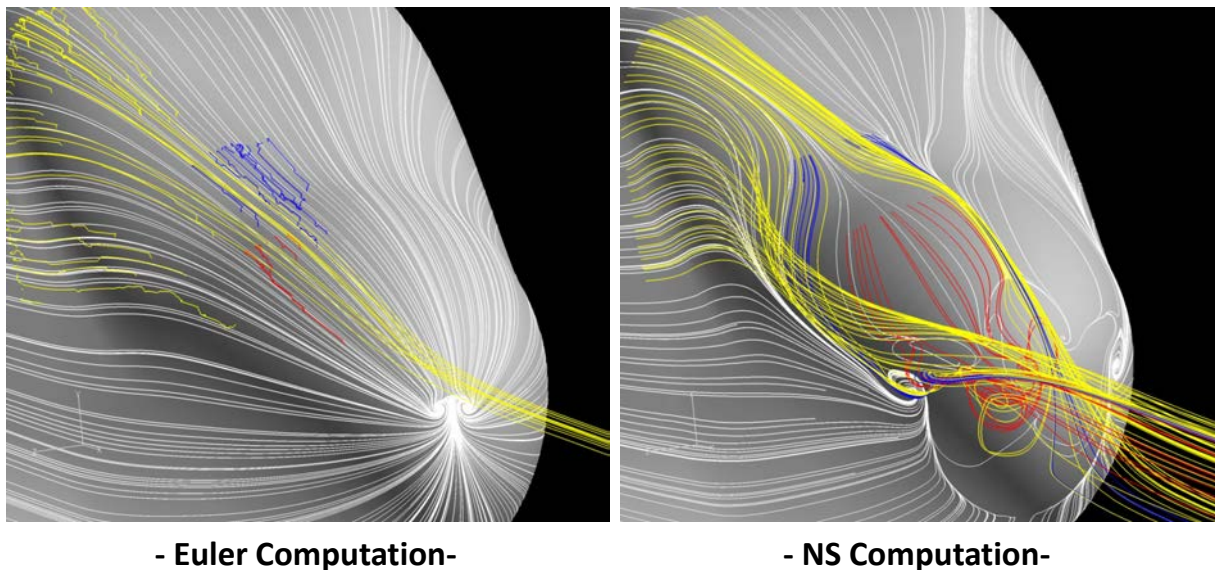


図3 非粘性・粘性計算の胴体後部における流れ場の比較

#### ● 研究成果の公表状況

##### □ 頭発表 (国際学会)

- 1) Shigeru Saito, Yasutada Tanabe, Noboru Kobiki, Hideaki Sugawara, Naoto Sasaki and Hajime Fujita: Aerodynamic and Aeroacoustic Characteristics of JAXA Real-Sized Quiet Rotor Blade, 37<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, MAGA Gallarate (VA), Italy, September 13-15, 2011.
- 2) Yoh Murakami, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito and Hideaki Sugawara: A New Appreciation of Prescribed Wake Models for CFD Analysis in View of Aeroacoustic Applications, 37<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, MAGA Gallarate (VA), Italy, September 13-15, 2011.
- 3) Shigeru Saito, Yasutada Tanabe and Noboru Kobiki: Overview of the JAXA Helicopter Research Activity, 1<sup>st</sup> Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, BEXCO, Busan, Korea, February 12-15, 2012.
- 4) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito and Hideaki Sugawara: Evaluation of Rotor Noise Reduction by Active Devices Using a CFD/CSD Coupling Analysis Tool Chain, 1<sup>st</sup> Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, BEXCO, Busan, Korea, February 12-15, 2012.
- 5) Hideaki Sugawara, Yasutada Tanabe and Shigeru Saito: Influence of Fuselage on Blade-Vortex Interaction Based on JMRTS Database, 1<sup>st</sup> Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, BEXCO, Busan, Korea, February 12-15, 2012.
- 6) Kenji Muneda, Noboru Kobiki, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Hideaki Sugawara and Hajime Fujita: An Analytical Study of Aerodynamic and Acoustic Performance of Active Tab by Using rFlow3D, 1<sup>st</sup> Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, BEXCO, Busan, Korea, February 12-15, 2012.
- 7) Yong-Joo Lee, Michitaro Hashiba, Daisuke Sasaki, Kazuhiro Nakahashi, Yasutada Tanabe and Shigeru Saito: An Extension of JANUS Solver for Helicopters to Viscous Flow Simulations, 1<sup>st</sup> Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, BEXCO, Busan, Korea, February 12-15, 2012.
- 8) Michitaro Hashiba, Daisuke Sasaki and Kazuhiro Nakahashi: Development of Cartesian-Mesh Based CFD Solver Combined with Unstructured-Mesh, 8<sup>th</sup> International Conference on Flow Dynamics, November 9-11, 2011.

- 9) Yong-Joo Lee, M. Hashiba, D. Sasaki, K. Nakahashi, Y. Tanabe and S. Saito: Aerodynamic Analysis around Helicopter with the Coupling of Structured and Unstructured Grids, SNU-Tohoku Joint Workshop on Next Generation Aero Vehicle, Seoul National University, Korea, October 13-14, 2011.

**口頭発表（国内学会）**

- 10) 田辺安忠, 齊藤 茂 : CFD/CSD連成解析に基づくロータ騒音予測ツールの構築, 第49回飛行機シンポジウム, 静岡, 2011年10月26日 - 28日.
- 11) 菅原瑛明, 田辺安忠, 齊藤 茂 : ヘリコプタの胴体がBVIに与える影響について, 第49回飛行機シンポジウム, 静岡, 2011年10月26日 - 28日.
- 12) 宗田賢治, 田辺安忠, 小曳 昇, 齊藤 茂, 藤田 肇 : アクティブ・タブによるヘリコプタ騒音低減効果に関する数値解析, 第49回飛行機シンポジウム, 静岡, 2011年10月26日 - 28日.
- 13) 佐々木直人, 齊藤 茂, 田辺安忠, 菅原瑛明, 藤田 肇 : アクティブ・フラップによるBVI騒音低減の数値解析, 第49回飛行機シンポジウム, 静岡, 2011年10月26日 - 28日.
- 14) 橋場道太郎 : 直交・非構造格子重ね合わせによる3次元流体ソルバーの構築, 第49回飛行機シンポジウム, 静岡, 2011年10月26日 - 28日.
- 15) 李龍周, 橋場道太郎, 佐々木大輔, 中橋和博, 田辺安忠, 齊藤 茂 : 構造・非構造格子のCouplingによるヘリコプター空力解析, 日本航空宇宙学会北部支部, 2011年3月10日.

# 超音速風洞の始動特性について

## Investigation of Starting Characteristics of JSWT

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

1m x 1m超音速風洞において始動可能な模型ブロック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

JAXA 1m x 1m超音速風洞の始動圧力比を改善するため，風洞流路の数値解析結果から，ディフューザの改良形状を提案した。提案の形状について，検証試験を実施し，風洞の最小淀み点圧力を最大 20% 程度低減可能なことを確認した。また風洞の数値解析の結果を用いて，風洞試験が実施可能な模型の大きさ（許容ブロックage比）を予測する手法を考案し，風洞試験によってその妥当性を検証した。

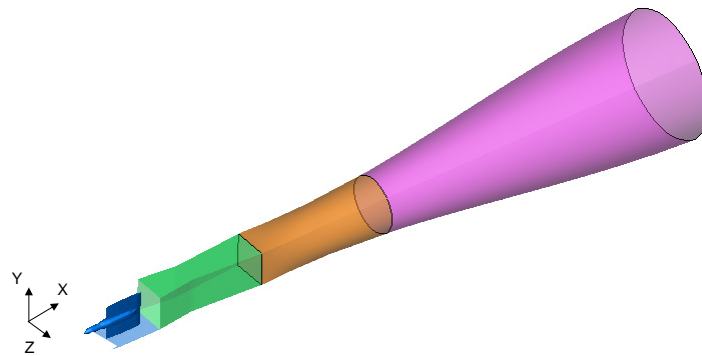


図1 超音速風洞の数値解析モデル

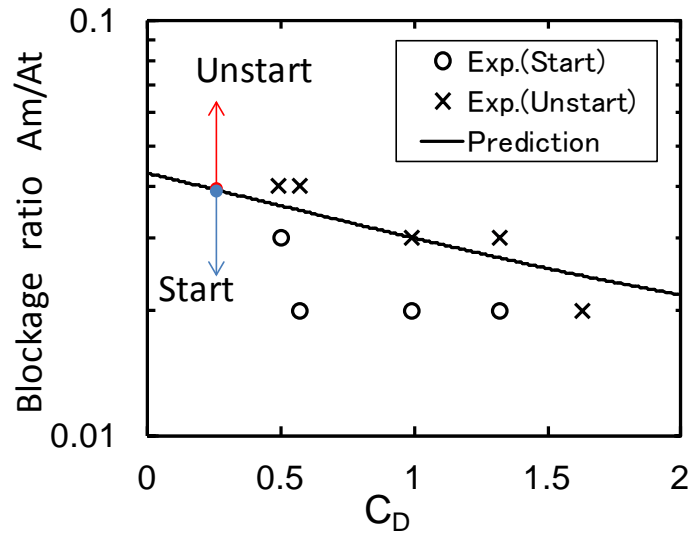


図2 数値解析を用いた不始動の予測結果と実験の比較  
( $M=1.4$ )

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読付論文

- 1) 赤塚, 永井 : “超音速風洞の始動特性と流路形状の影響”, 日本航空宇宙学会論文集, 59(2011), pp.206-211.
- 2) 赤塚, 西島, 渡辺, 永井 : “超音速風洞の不始動予測” 日本航空宇宙学会論文集 (投稿中)

#### 口頭発表

- 3) 赤塚, 西島, 渡辺, 永井 : “超音速風洞の不始動予測” 第49回飛行機シンポジウム



## 軸流多段圧縮機の数値解析

### Numerical Analysis of Multi Stage Axial Compressor

#### ● 研究グループ

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

研究分担者：(株)ヴァイナス，加藤 進

#### ● 計算の目的

ジェットエンジン内多段軸流圧縮機について，性能予測精度の向上と前処理，数値解析，後処理を効率良く行うためのツール開発，数値解析プログラムの改良と評価。

#### ● 研究の概要

数値解析の収束加速やキャビティなどの実機に近い形状を含む数値解析，比熱比が温度の関数となっているモデルによる数値解析などを行い，その効果を確認する。

#### ● 今年度の研究成果の概要

キャビティがある場合の計算について，重合格子法を適用し，テスト計算にてキャビティを含む流れ場を安定に解けることが確認できた。また，比熱比が温度の関数となっているモデルによる計算について，実機形状に近い翼型周りの流れ場に適用することができた。

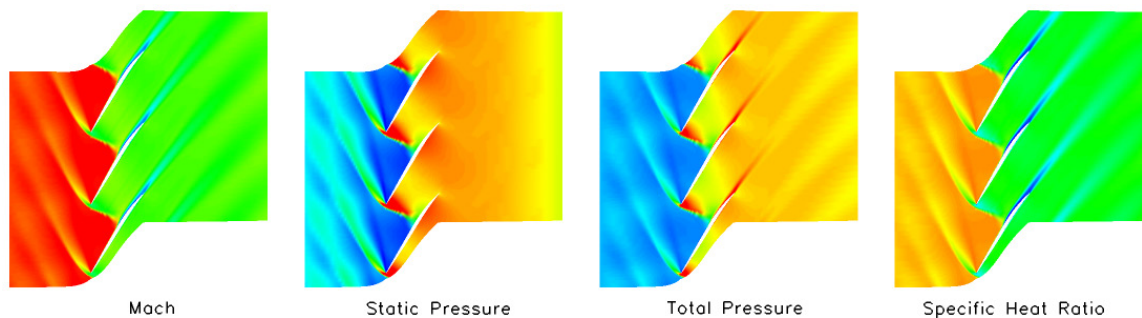


図1 比熱比を温度の関数としたモデルによる計算結果

# ファンダクト内非定常流れ解析

Unsteady Flow Simulation in Fan Duct

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：環境適合エンジン技術チーム，山根 敬(yamane@chofu.jaxa.jp)

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

株式会社 IHI，大庭芳則(yoshinori\_ooba@ihi.co.jp)

株式会社 IHI，楠田真也(shinya\_kusuda@ihi.co.jp)

## ● 計算の目的

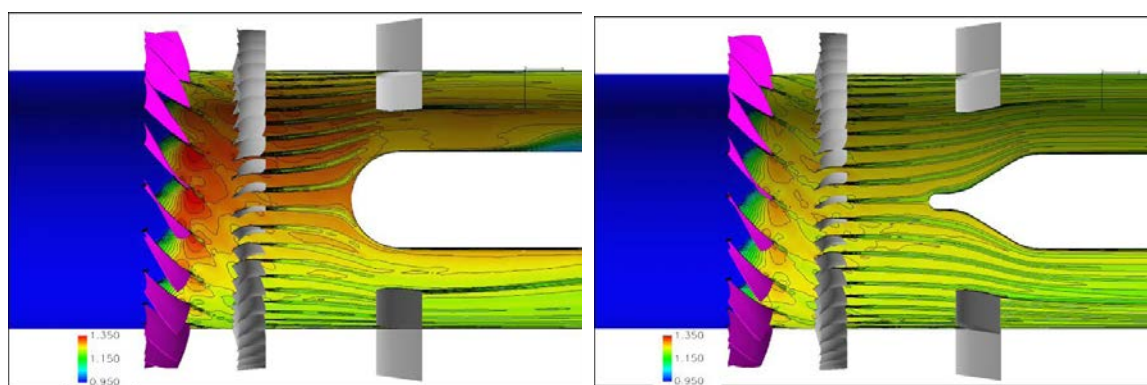
ターボファンエンジンのファンダクト内流れにおいて，ダクト内に配置されるパイロンがファン推進性能に及ぼす影響を調べ，改良設計のための技術情報を提供する．

## ● 研究の概要

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

## ● 今年度の研究成果の概要

ファン動翼，静翼，ストラットに加えて，パイロンを含むファンダクト内流れを，ファン入口からダクト出口まで実施した．パイロンを追加する事により，軸対称ではなくなるため，全周非定常の大規模解析となった．今年度は改良型のパイロンを対象に解析を実施し，パイロンのポテンシャルの影響が抑制され静翼下流の全圧の周方向分布が改善される事を確認した．



改良前

改良後

図1 パイロン改良前と改良後の流れ場の比較

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Experimental and Numerical Research of Fan Bypass Duct Flows in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project, Y. OOBA, T. MUROOKA, T. YAMANE, O. NOZAKI and T. ISHIYAMA, ASME-GT2011-45481, 2011.
- 2) Unsteady Three-dimensional Simulation Research of Fan-OGV-Strut-Pylon Interaction in Japanese ECO Engine Project, Y. OOBA, T. MUROOKA, T. YAMANE, O. NOZAKI and T. ISHIYAMA, AIAA-2011-0979, 2011.

### 口頭発表

- 3) ファンバイパスダクト内の損失改善を目指したCFD, 山根 敬, 野崎 理, 石山 毅, 大庭芳則, 楠田真也, 室岡武, 第2回航空プログラムシンポジウム, 2011.

# 燃焼器内部流れ解析

Numerical simulation of the flow in a combustor

## ● 研究グループ

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

研究分担者：株式会社 IHI 基盤技術研究所 熱・流体研究部，  
リーヘルマン ディアク(dirk\_riechemann@ihi.co.jp)

株式会社 数値フローデザイン，堀 高太郎(hori@nufd.jp)

株式会社 IHI エスキューブ 第三ソリューション事業部 第二ソリューショングループ，  
岡部英樹(hideki\_okabe@iscube.ihi.co.jp)

株式会社 IHI エスキューブ 第三ソリューション事業部 第二ソリューショングループ，  
五十川雄大(M08138@iscube.ihi.co.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

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

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

## ● 今年度の研究成果の概要

昨年度解析したライナの周りにケーシングを加えた解析を実施した (図1)。セル数6000万弱の燃焼解析ができ、その後処理として温度などについて平均や変動の算出、更に、時間による変化を把握するために動画の作成が可能であることを確認した。

空気のライナへの入り方 (流量、流れ方向など) に局所的な変化が現れ、その影響でライナ内の燃焼が異なってくる様子が捉えられた (図2～図5)。

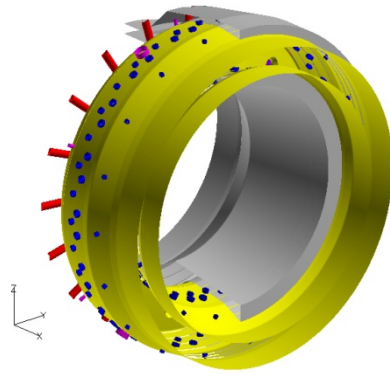
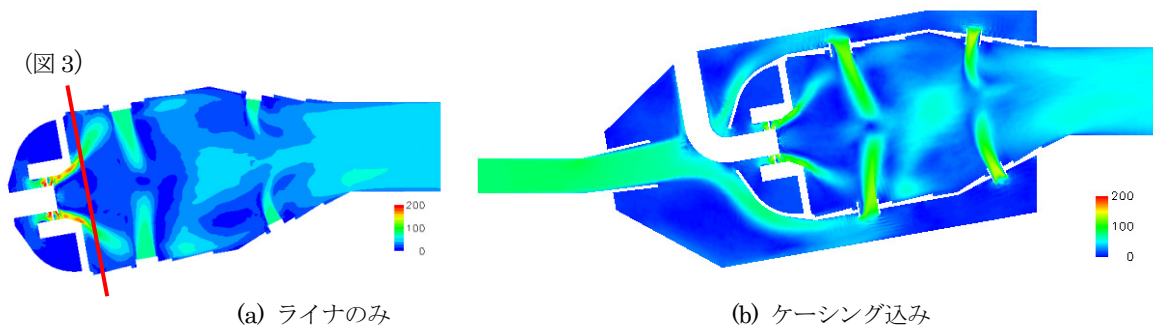
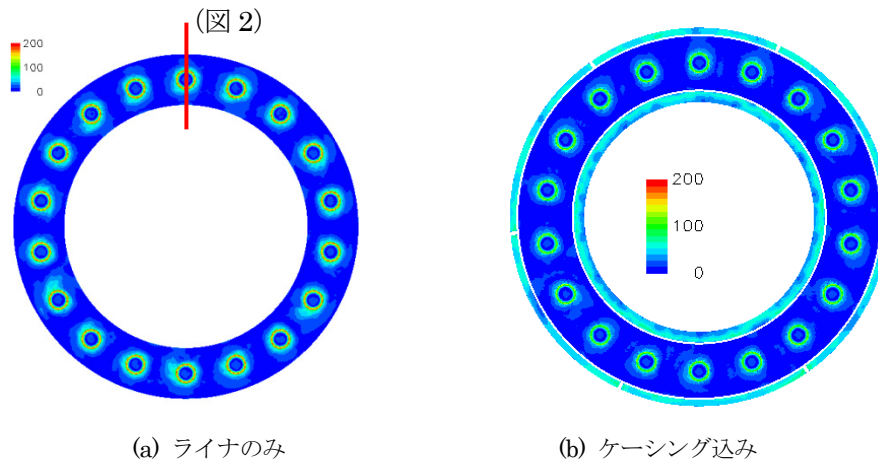


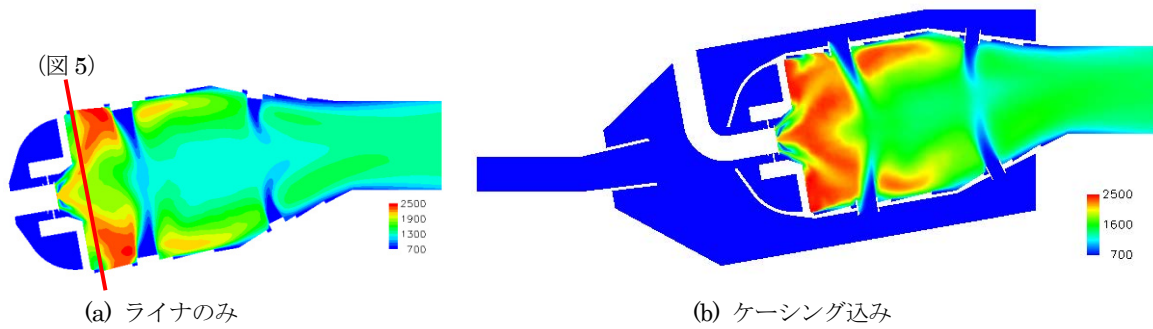
図1 航空エンジン用燃焼器の概念



(a) ライナのみ (b) ケーシング込み  
図2 バーナ中央断面における流速分布 (平均値)



(a) ライナのみ (b) ケーシング込み  
図3 バーナ近辺の流速分布 (平均値)



(a) ライナのみ (b) ケーシング込み  
図4 バーナ中央断面における温度分布 (平均値)

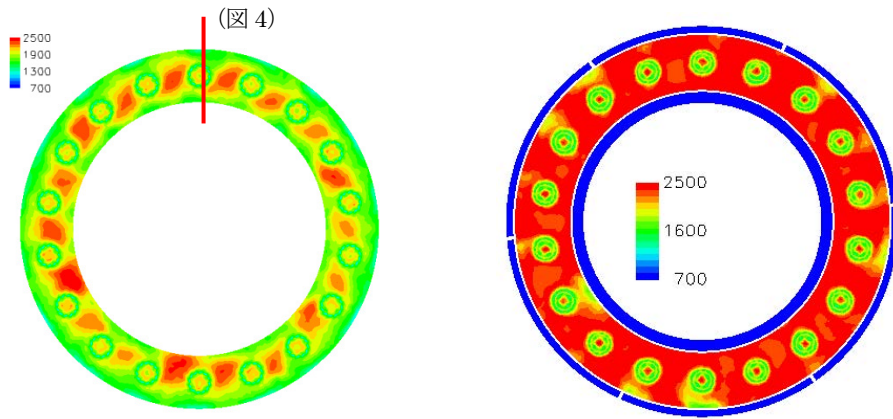


図5 バーナ近辺の温度分布 (平均値)



# UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究

Study of Unsteady Aerodynamic Characteristics of Vibrating Blade Row Using UPACS

## ● 研究グループ

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

研究分担者：研究開発本部, 賀澤順一(kazawa@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部, 野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)

株式会社 IHI, 山脇るり子(ruriko\_yamawaki@ihi.co.jp)

株式会社 IHI, 山上 舞(mai\_yamagami@ihi.co.jp)

株式会社 IHI, 見上千尋(chihiro\_mikami@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。

今年度は、入口・出口境界における無反射境界条件の実装に着手した。

## ● 今年度の研究成果の概要

入口・出口境界における非物理的な擾乱の反射を抑えるために、無反射境界条件を適用した。二次元・定常流れ場においてその動作を確認した。

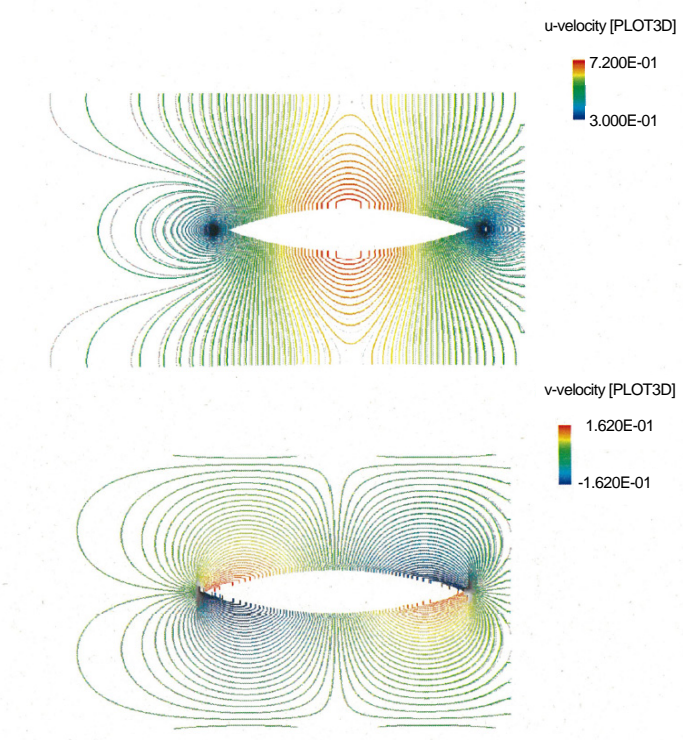


図1 無反射境界ありの結果(カラー)と出口境界が遠い場合(白黒)の比較



# 航空エンジンの複数要素流れ解析

Flow Analysis of Neighboring Components in Aero Engines

## ● 研究グループ

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

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

株式会社 数値フローデザイン，張 会来(zang@nufd.jp)

## ● 計算の目的

航空エンジンにおける圧縮機－燃焼器－タービンの各要素間の干渉効果をCFDで予測する。

## ● 研究の概要

圧縮機，燃焼器及びタービンを接続した計算を行い，それぞれ単独で計算した結果との比較を行うことにより，要素間干渉の影響を評価する。

## ● 今年度の研究成果の概要

圧縮機と燃焼器を接続した計算を行った。圧縮機の流れはUPACSを用い，燃焼器の流れはFrontFlowRedを用いて解析し，要素間境界では周方向平均した物理量により境界条件を与え，繰り返し計算を行った。

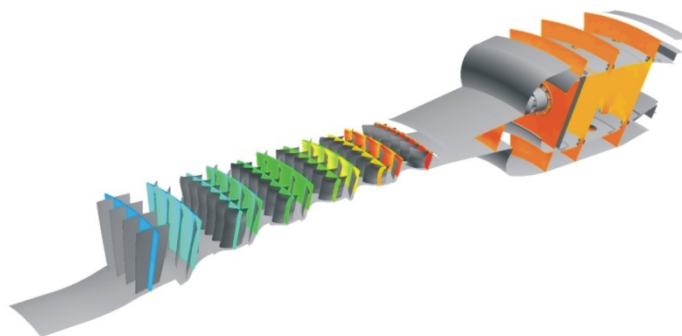


図1 圧縮機と燃焼器を接続した解析の例（全圧分布）

# 低レイノルズ数翼の非定常空力特性の数値解析

Numerical analysis of unsteady aerodynamics on low-Reynolds number airfoils.

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 流体グループ，跡部 隆(atobe.takashi@jaxa.jp)

首都大学東京 システムデザイン学部，藤本大介(fujimod@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

低レイノルズ数流れ中に置かれた翼型の非定常空力特性を得るため，高次精度圧縮性Navier-Stokesコードにより直接計算を行う．迎角やマッハ数などのパラメータに対する空力特性の変化に着目し，剥離剪断層や後流の不安定性の非定常変動との関わりを定量的に明らかにする．

## ● 研究の概要

低レイノルズ数翼においては境界層の層流化の影響で剥離が生じやすくなり，一般に高レイノルズ数流れで確立された翼理論が適用できない．境界層剥離に伴う渦の発生が顕著となり，揚力などの空気力に無視出来ないレベルの非定常的な変動を引き起こす．これはスケールの小さな模型飛行機等に加えて，希薄大気中を飛行する航空機の空力特性の議論に通じる．本研究では直接計算手法を用い，そこで再現される流れの定量的な評価を通して非定常変動の発生メカニズムを探ると共に，変動を最小限に抑え且つ空力性能の高い翼型の開発に向けた知見を得ることを目指す．

## ● 今年度の研究成果の概要

コード長と一様流速に基づくレイノルズ数10,000を仮定し，数種類の二次元NACA翼型（0012, 0006, 4406等）に対してパラメトリックスタディーを行った．特に，スパン方向に次元を持たせた三次元計算において，僅かなマッハ数の変化に対して渦変動の発生が大きく異なる場合があることがわかり，高次精度解法により再現される圧力変動と境界層不安定との関わりについて定量的な議論を行った．

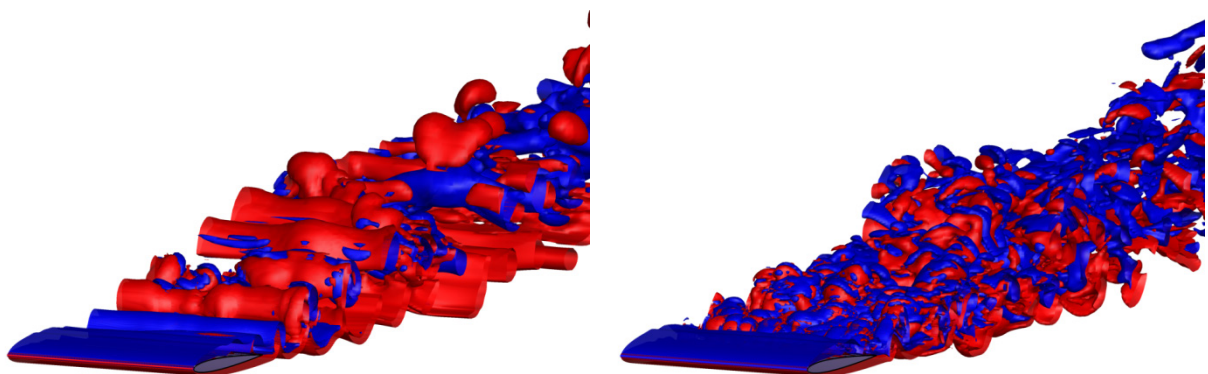


Fig.1 Transition of vortical motions due to a slight increment of Mach number from  $M=0.2$  (left) to  $0.3$  (right): isosurfaces of spanwise vorticity field are shown around NACA0006 airfoil at  $AoA = 5$ [deg].

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Ikeda, T., Atobe, T., and Takagi, S., “Direct simulations of trailing-edge noise generation from two-dimensional airfoils at low Reynolds numbers,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 331, No. 3, 2012, pp. 556-574.

### 査読なし論文

- 2) Ikeda, T. and Atobe, T., “Numerical studies of acoustic effects on 2D airfoil aerodynamics at a low Reynolds number,” *AIAA Paper 2012-0700*.

### 口頭発表

- 3) 池田友明, 跡部 隆. 低Re数翼周り流れでの後縁ノイズの周波数選択性について. 日本流体力学会年会, 2010.

# 亜音速ジェット騒音の LES 数値予測の研究

Large-Eddy Simulation of Subsonic Jet Noise

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，榎本俊治(enomoto.shunji@jaxa.jp)  
研究分担者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，山本一臣  
株式会社エイ・エス・アイ総研，山下建志

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

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

## ● 今年度の研究成果の概要

昨年度行ったマイクロジェット噴射のあるジェットのLES計算の結果を，実験結果と比較し詳細に検討したところ，広帯域騒音のピーク周波数に関しては，実験と比較して-3dBの誤差で予測しており，マイクロジェットによる騒音低減も計算結果に現れていることが示された。それらの結果を基に，航空プログラムグループ環境適応エンジンチームが開発している低騒音デバイス(ネイルミキサー)のLES解析に着手し，先ず5000万点格子を作成して流れ場の予測を試みている。

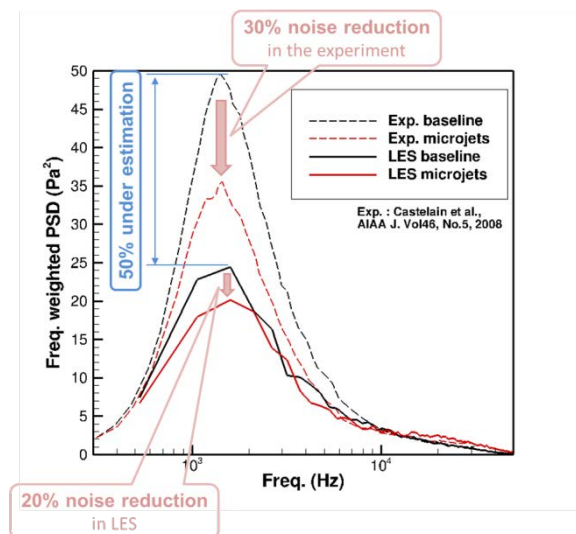


図1 マイクロジェット噴射のある亜音速ジェットの等速度面(左)と騒音予測(右)

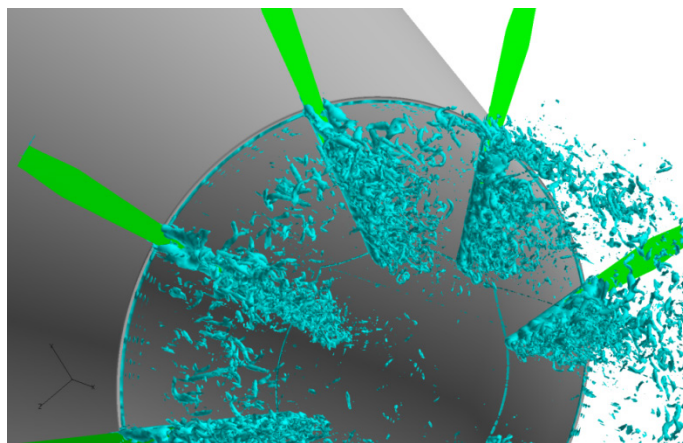


図2 ネイルミキサー周りの等渦度面

● 研究成果の公表状況

- 1) Large-Eddy Simulation of High-Subsonic Jet flow with Microjet Injection 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 05 - 08 June 2011, AIAA 2011-2883

# デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発(その3)

## System Development of Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel (Part 3)

### ● 研究グループ

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

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

山下達也(tatsuy@chofu.jaxa.jp)

保江かな子(yasue@chofu.jaxa.jp)

今川健太郎(imagawa@chofu.jaxa.jp)

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

橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)

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

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

齋木英次(ES\_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

中根宏子(ES\_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

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

横山雅彦(i4s\_support@ml.i4s.co.jp)

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

#### 1. コアシステム製作

- FY22 に抽出されたシステムの課題・問題点について、システム改良を実施した。
- FY22 に完成した試行システム（ハイブリッド風洞の必要最低要求に関する機能のみを搭載したシステム）を 2m×2m 遷音速風洞試験に適用することにより、システム試運用・評価を行い、新たに抽出されたシステムの課題・問題点について、システム改修を実施した。
- システム高度化として、模型設計支援，CAD データ変換，構造連成解析，風試不確かさ解析の各機能を開発した。

#### 2. サブシステム設計（デジタル風洞）

- （自動格子生成コード）：ロバスト性を向上させるとともに、自動格子粗密コントロール，マルチグリッド用格子生成等，諸機能について改良・拡張を実施した。
- （高速ソルバの開発）：計算スキームおよび乱流モデルの追加，強制遷移計算への対応等の機能拡張を行い，構造解析ソフト(NASTRAN)との連携により，中実物体に対する流体/構造連成解析に対応させた。

#### 3. サブシステム設計（アナログ風洞の流体画像計測データ処理の高速化）

- Cell アクセラレータによる PIV 高速処理システムについて，機能拡張（画像補間法の追加）を行った。
- 模型変形計測について，高速自動処理ソフトウェアを新規開発した。

JSS は，システム試運用における事前（パラメトリック）CFD の実施を主目的として活用した。



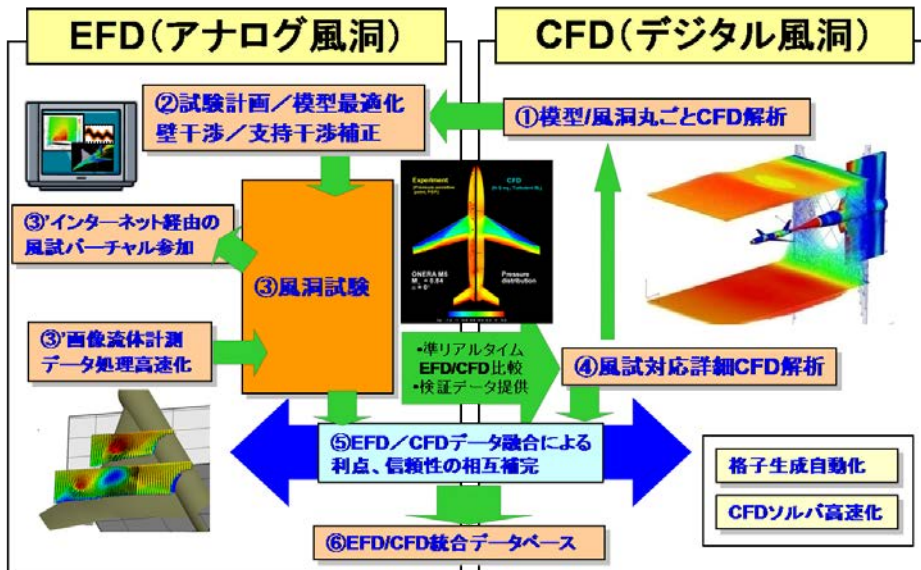


図1 デジタルアナログ・ハイブリッド風洞概念図

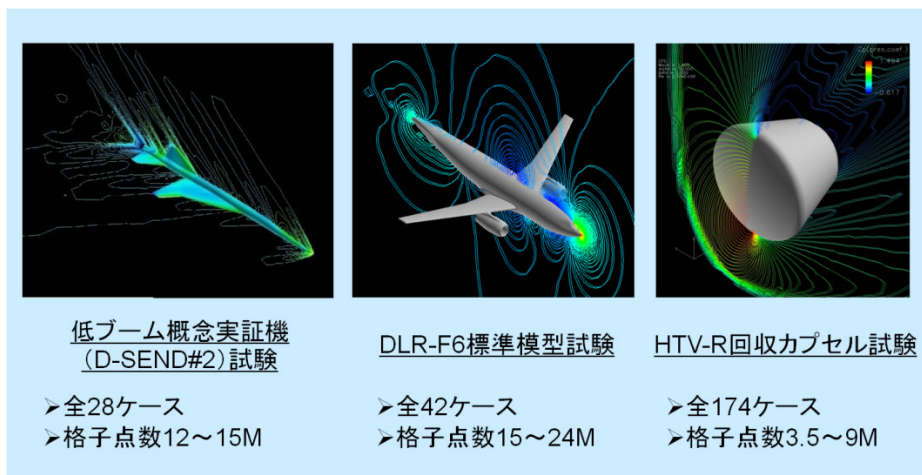


図2 事前 CFD 実施例

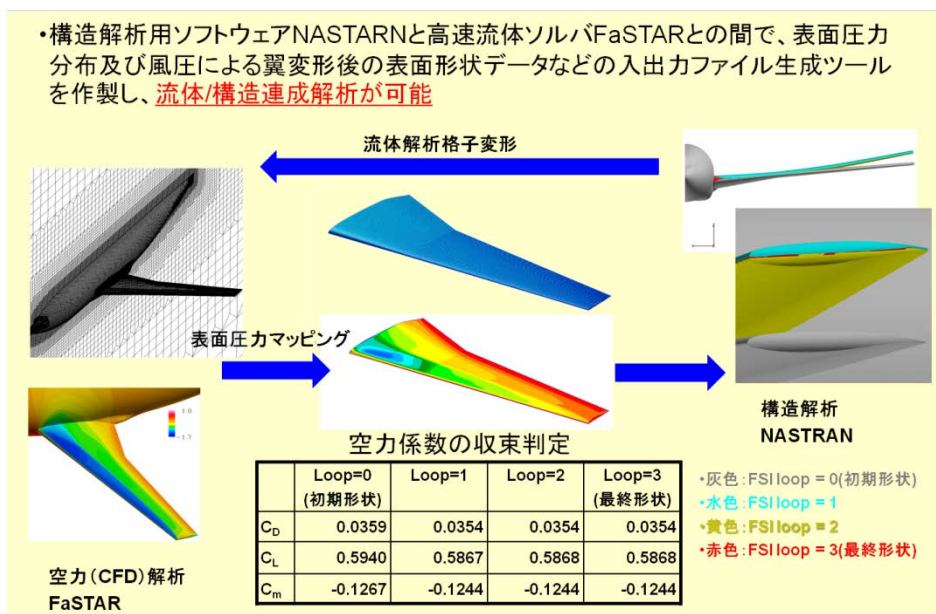


図3 流体/構造連成解析機能



# 小型ロケットを用いたエジェクタの解析

Analysis of the ejector with a small rocket

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部，長谷川進(hasegawa.susumu@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

離陸からラムジェット・モードへの移行を担うのはエジェクタ・モードであり，その設計手法の確立をすることが目的である．

## ● 研究の概要

CAMUIハイブリッド・エンジンをエジェクタ・ロケットのコアとして利用した場合の実験をもとに，形状変更を行ったエジェクタの計算を行った．数値計算を行うことにより吸込み性能の特性を明らかにした．さらに，複合サイクルエンジンの供試エンジンである“E3”エンジンで得られたエジェクタモード実験データとの比較検討を行った．

## ● 今年度の研究成果の概要

数値計算結果は，実験データの圧力分布の傾向をよく再現していることがわかった．次に，エジェクタ形状パラメータ  $\phi_d$  を変化させたとき，吸い込み性能がどのように変化するかを数値計算によって調べて，チョーク限界を示した．また，噴射ガスとして，常温窒素ガスと高温の燃焼ガスの吸い込み性能を明らかにした．

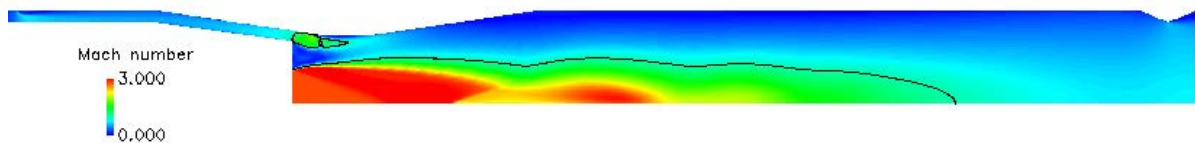


図1 エジェクタ・ダクト内のマッハ数分布  
ロケット圧力  $P_c=2.0$  MPa

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) CAMUI ロケットを利用したエジェクタ・ジェット試験の数値解
- 2) エジェクタ・ジェットによる空気吸込み量に関する数値計算

# リブレット面を有するチャネル流れの直接数値シミュレーション

Direct Numerical Simulation of Turbulent Flow in Channel with Riblets

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，岡林希依(okabayashi.kie@jaxa.jp)

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

## ● 計算の目的

航空機による地球規模の環境負荷を低減し，持続可能な航空の実現に貢献する先進空力技術として，巡航時の空力抵抗の約2分の1を占める摩擦抵抗の低減が不可欠である．その中でも乱流摩擦抵抗を低減する方法の一つとして，受動的乱流制御の一種であるリブレットが知られており，その実用化技術の獲得が急務である．本計算はCFDによりリブレットの有効性の事前評価，形状最適化を行うことを目的としている．

## ● 研究の概要

乱流摩擦抵抗を低減する方法の一つとして，流れ方向に平行な溝の列であるリブレットという乱流制御デバイスが知られている．近年，これを航空機の機体表面に形成する技術が開発され，早期の実用化が期待されている．JAXAではリブレット形状をさらに最適化することと，この形成方法を全機レベルで適用できるシステムを構築することを目指し研究を進めている．本研究はその一環として，流れ方向に平行な溝を持つ二次元リブレットに対し，流れ方向の形状にも変化をつけ，さらなる抵抗低減効果を狙った三次元リブレット形状の事前評価と最適化を行う．今回は前段階として，すでに実験結果と計算結果が得られている3種類の二次元リブレットについて計算を行った．

## ● 今年度の研究成果の概要

三次元リブレット最適化の基礎となる計算コードの検証のため，二次元リブレット面流れの計算を行った．3つの二次元のリブレット形状と摩擦抵抗低減率の大小の対応について，定性的には過去の実験と一致する結果が得られた．

図1 瞬時の流れ場．上面：平面，下面：リブレット  
(白：渦，青：低速ストリーク，赤：高速ストリーク)

## ● 研究成果の公表状況

- 1) 岡林希依・池田友明，「リブレット面を有するチャネル乱流の直接数値シミュレーション」，第25回数値流体力学シンポジウム

# 単段ファンの非定常流れ解析

## An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

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

現在は周期境界条件や翼振動モードを指定し，各条件における励振力の大きさを評価する強制振動法を用いているが，流体構造連成解析法によるフラッタ特性の評価方法の開発を進めているところ。



図1 JAXA遷音速ファン試験機

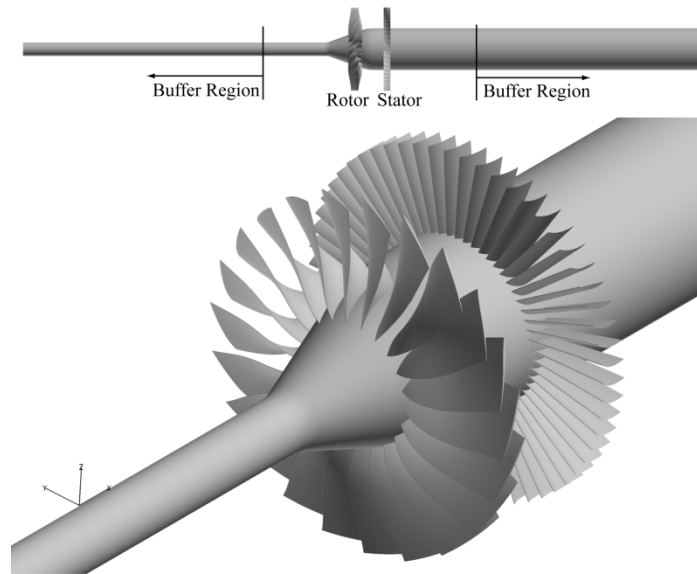


図2 ファン動静翼計算モデル

#### ● 研究成果の公表状況

##### 査読なし論文

- 1) 賀澤, 西澤, 正木, Numerical analyses of flutter characteristics of titanium and composite fan rotor blade, ISABE2011, 2011年9月.
- 2) 賀澤, 西澤, 正木, Numerical investigations of flutter characteristics of fan rotor blade, AJCPP2012, 2012年3月.

# ファン非定常流れ解析

## Numerical Analysis of Unsteady Flow around Fans

### ● 研究グループ

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

研究分担者：ASI 総研，堀口泰生

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

昨年度までにファン騒音予測精度については確認したため、ファン騒音低減手法について、URANSを用いた評価を開始した。

\*この研究は株式会社IHIと共同で行っております。

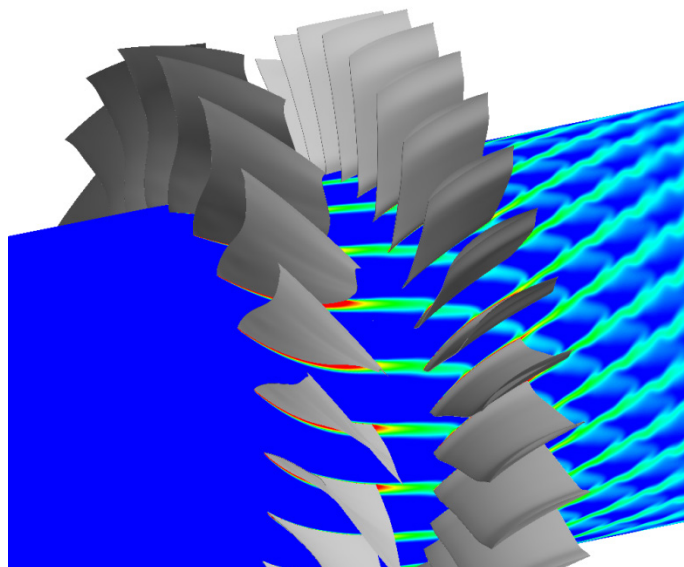


図1 Mid-Span断面でのエントロピ分布

# CFD 抵抗分解解析プログラムの開発

Development of drag decomposition program for CFD

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 風洞技術開発センター，上野 真(ueno.makoto@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

CFD で得られる飛行機周りの流れ場データを後処理して空気抵抗を発生要因ごとに定量的に分解する。

## ● 研究の概要

本研究はCFD（数値流体力学）シミュレーションで得られる飛行機周りの流れ場データを後処理して空気抵抗を発生要因ごとに定量的に分解するとともに、抵抗の発生個所を可視化することで飛行機設計改善を効率化することを目指している。近年、大規模な計算資源の使用が可能になったことから、飛行機設計でもCFDが大規模に使用されるようになってきているが、CFDで得られる空気抵抗は数値拡散の影響で擬似抵抗を含むものである。また、飛行機の抵抗は大まかに粘性抵抗、造波抵抗、誘導抵抗に分解されるが、これらの改善は対応した設計フェーズごとに行われるものであり、抵抗の合計値のみではなく、成分に分解された抵抗の値を得られることは設計の効率化に役立つものと考えられる。

本研究では、CFDで得られる流れ場から粘性抵抗、造波抵抗、誘導抵抗、擬似抵抗を定量的に分類し、その発生個所を可視化することで、飛行機設計改善の効率化を目指すものである。

## ● 今年度の研究成果の概要

抵抗分解を行うプログラムTEBUNCOをイタリア共和国ナポリ大学のTognaccini助教授と共同で開発し、所期の機能を完成させた。AIAA drag prediction workshop 4にJAXAが提出した遷音速のNASA Common Research Model形状周りの流れについて抵抗分解を行い、抵抗（特に擬似抵抗）の発生個所を特定するとともに、粗い格子でも擬似抵抗を除去することで細かい格子と同等の抵抗を得られることを示した。

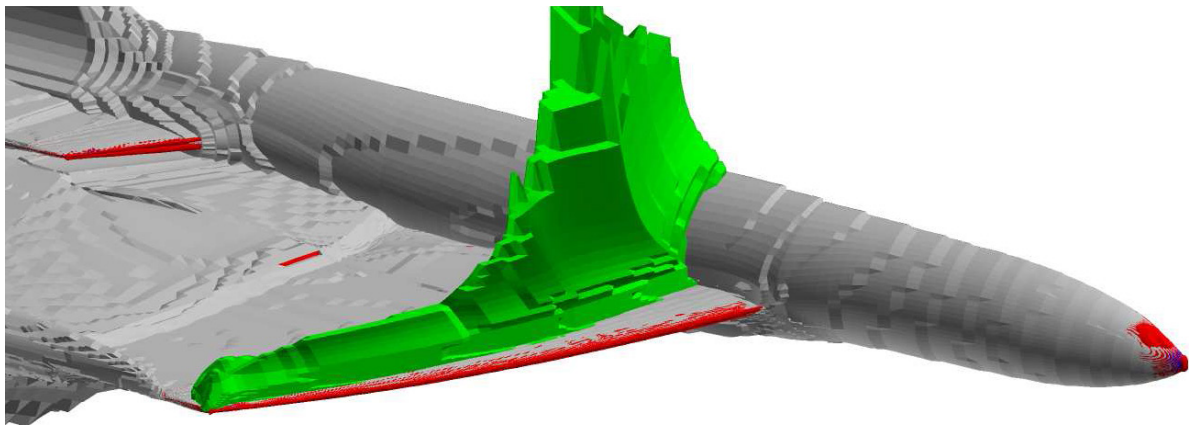


図1 抵抗の発生しているセルを示す（灰色：粘性抵抗，緑色：造波抵抗，赤色：擬似抵抗）

● 研究成果の公表状況

□ 頭発表

- 1) Makoto Ueno, et al., “Far-Field Drag Analysis of NASA Common Research Model Simulations by JAXA,” AIAA 2011-3699, 20<sup>th</sup> AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 27-30 June 2011, Honolulu, Hawaii.



# 高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究

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

## ● 研究グループ

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

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

鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻（機械工学コース），

住 隆博（客員）(sumi@mech.tottori-u.ac.jp)

研究開発本部流体グループ，桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

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

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

## ● 今年度の研究成果の概要

- 昨年度までの研究において，単点結合で，ブロック境界でのキンクを許容するという特徴を持つ，一般化特性インターフェイス理論を応用したマルチブロックLES解析コードを開発し，複雑形状として，フラップを有する高揚力2次元翼の検証解析を実施した。その結果，従来不可能とされていた複数の遷移点をモデルを用いることなしに捕獲できることを実証し，圧力分布等も定量的に実験値と一致することを確認した。
- 今年度はこの計算手法をスラット翼を含む形状に適用し，Multiple Tonal Peak（スラット騒音試験で現れる中周波数領域での複数ピーク音）の捕獲にほぼ成功した。また，レイノルズ数の異なるシミュレーションを実施し，レイノルズ数の増加に伴い，ピークがなくなる傾向にあることを捕えることができた。

### ● 主な手法の特徴

(1)対象方程式：3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式

(2)空間離散化法：4次精度最適化コンパクトスキーム

(3)時間積分法：4次精度最適化ルンゲクッタスキーム

(4) LES：ADM法

(5)境界条件：一般座標系に拡張されたNavier-Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)

(6) インターフェース(特異)面の取り扱い：一般化特性インターフェイス理論（独自提案）

- (7)乱流モデル：遷移及び乱流に関するモデリングは無し
- (8)並列化手法：XPFortran+自動並列+OpenMP / MPI

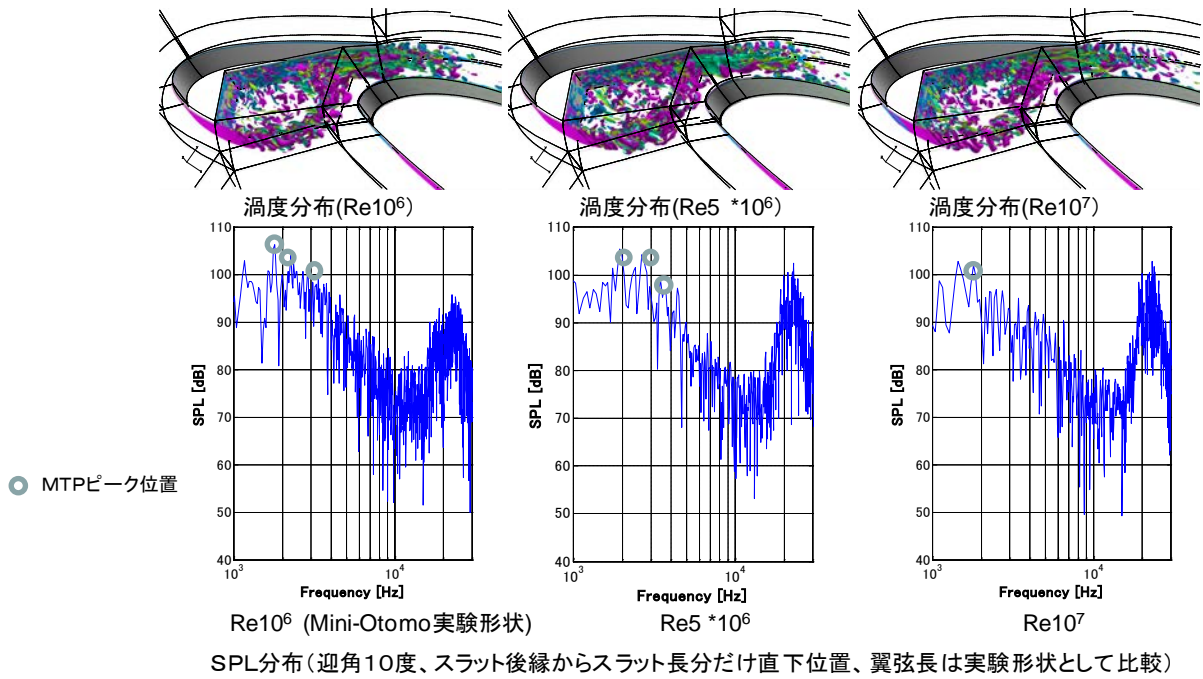


図1 スラット形状シミュレーション結果

# 航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究

Research on Simulation of Airframe noise

## ● 研究グループ

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

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

鳥取大学大学院 工学研究科 機械宇宙工学専攻（機械工学コース），

住 隆博（客員）(sumi@mech.tottori-u.ac.jp)

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

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

乱流で卓越する四重極音成分をより高精度にとらえるために，従来の音響理論に代わる解析手法を提案し，DNSあるいはLES解析結果との比較を通じて，遠方場騒音予測精度の向上が得られるかどうかを検証する。

## ● 今年度の研究成果の概要

- 従来手法の音響理論と非圧縮CFDの組み合わせでは，ドップラー効果や音波の反射・散乱現象の再現性の面で誤差が大きいという問題があった。昨年度まで，新たに，Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 法を高精度圧縮性LESコードに組み込む手法を構築し，低Re数流れの適用例において，一様流中のドップラー効果を再現できることを実証した。これにより，近傍場から遠方場までの広範囲で空力音の再現が可能となった。
- 今年度はさらに，乱流で卓越する四重極音成分をより高精度に評価可能な汎用性の高い修正FW-H法を開発し，スラット翼をはじめとする実問題への適用を行った。

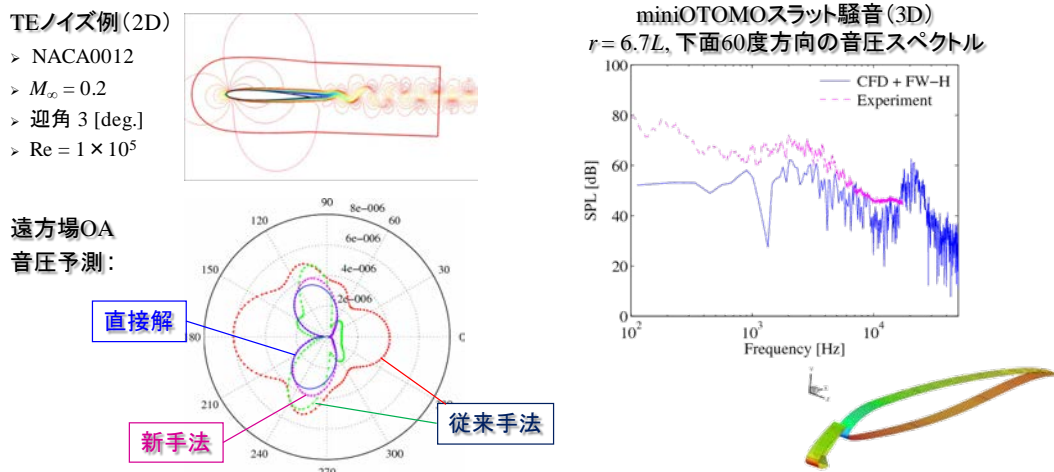


図1 2次元層流翼およびスラット形状解析結果例

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) T. Sumi, T. Kurotaki and J. Hiyama, " Interpolated characteristic interface conditions for zonal grid refinement of high-order multi-block computations", International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 26, No. 1, January 2012, 23-43.

### 口頭発表

- 2) 黒滝卓司, 池田友明, 「航空機騒音の低減のための音響予測技術」, 第 2 回航空プログラムシンポジウム, 2011.9.8.
- 3) 池田友明 他, 「航空分野における FW-H 法の遠方場予測精度改善に向けての検討」, 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 2011.12.

# 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

Numerical analysis of reacting flow in JAXA lean-staged combustors

## ● 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，山本 武(yamamoto.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：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

低NO<sub>x</sub>燃焼器のライナに開いた希釈空気孔が燃焼状態に与える影響を調査する。

## ● 研究の概要

低NO<sub>x</sub>燃焼器のライナに開いた希釈空気孔の位置を変化させた場合の噴霧燃焼解析を実施し，燃焼状態の変化を調べる。

## ● 今年度の研究成果の概要

複雑なステーシング燃料ノズルおよびライナ希釈空気孔を再現した非構造格子に対して，燃焼モデルとして渦崩壊モデルを用いた噴霧燃焼計算が実行できることを確認した。

今後より詳細に反応生成物を調べられる燃焼モデルを導入して，ライナ希釈空気孔位置が変化した場合の燃焼状態の変化を調査していく予定である。

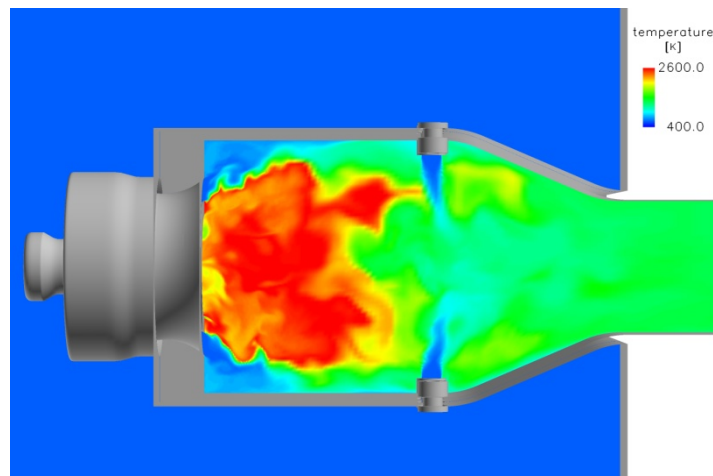


図1 燃焼器内温度分布

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Takeshi Yamamoto, Kazuo Shimodaira, Yoji Kurosawa, Seiji Yoshida, "Combustion Characteristics of Fuel Staged combustor for Aeroengines at LTO Cycle Conditions", ASME Turbo Expo 2011, GT-46133, American Society of Mechanical Engineers, 2011/6/6.
- 2) Takeshi Yamamoto, Kazuo Shimodaira, Yoji Kurosawa, Seiji Yoshida, "Investigations of Staged Fuel Nozzles for Aeroengine by Single-Sector and Multi-Sector Combustion Tests", 10<sup>th</sup> International Gas Turbine Congress (IGTC 2011), Gas Turbine Society of Japan, 2011/11/14.

### 口頭発表

- 3) 山本 武, 「低NO<sub>x</sub>化技術の研究開発」, 第2回航空プログラムシンポジウム, 2011/9/8.

# 極超音速旅客機形状周りの流れの数値シミュレーション

Numerical Simulations of Flows past Hypersonic Transport Configurations

## ● 研究グループ

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

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

## ● 計算の目的

主に以下の目的で計算した。

- 1) 実機飛行条件においてカナード端から発する翼端渦が機体に及ぼす影響を調べる。
- 2) 実機飛行条件における機体上面の剥離の様子を調べる。
- 3) 機体表面の空力加熱率分布を見積もる。

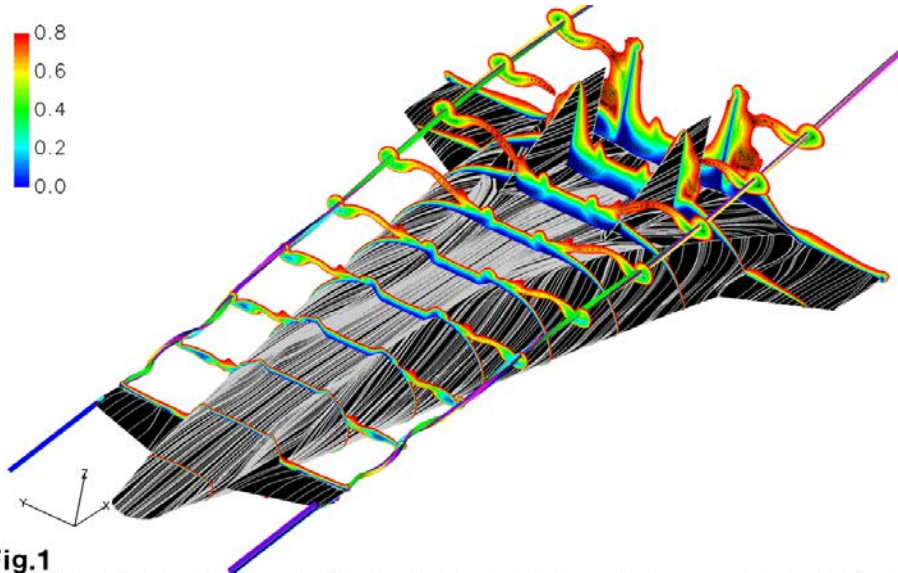
## ● 研究の概要

$M_\infty=0.3\sim 5$  の範囲で外部流の RANS 計算を UPACS により 29 ケース行った。横滑り角が 0 度なので全ての計算で対称な流れ場を仮定した。カナードと尾翼の有る形状では全域乱流を仮定し、実機の 1/100 の Re 数（胴体長基準）で計算した。乱流モデルは S-A である。壁面は  $M_\infty=0.3\sim 2$  では断熱壁， $M_\infty=3\sim 5$  では等温壁とした。 $M_\infty=1.05$  と  $M_\infty=5$  では実機 Re 数でも計算を行い、実機の 1/100 の Re 数による計算の妥当性を確認した。カナードと尾翼の無い形状では全域層流を仮定し、風試 Re 数で計算した。壁面は等温壁とした。格子はマルチブロック構造格子で、形状と一様流条件により異なるが、ブロック数は 115～228，格子点数は約 1000 万点～1700 万点である。使用した計算機は富士通 FX1。

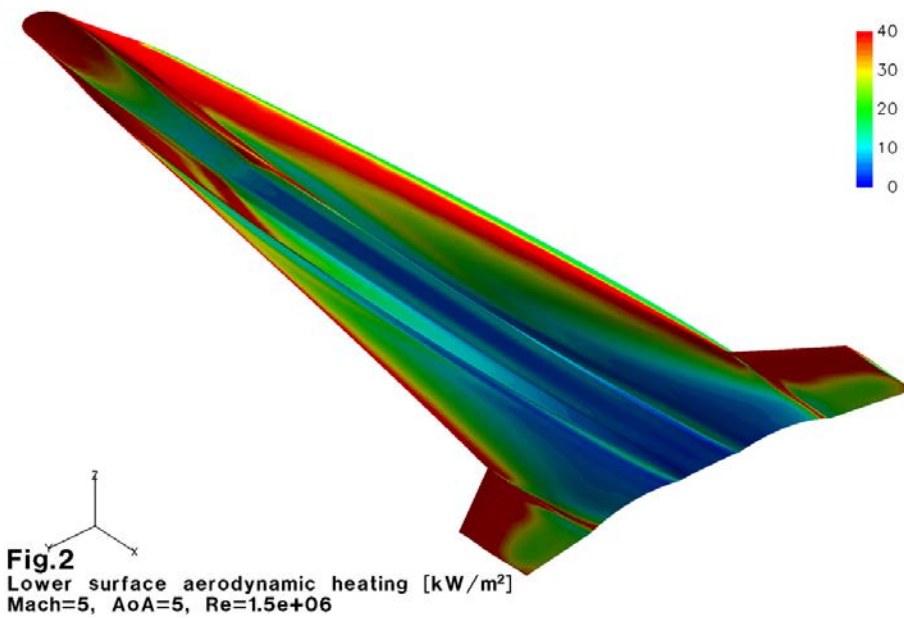


## ● 今年度の研究成果の概要

- 1) カナード翼端渦の軌跡を捉え、翼周りの流れ場に悪影響を与えないことを確認した。(Fig.1)
- 2) 実機飛行条件での計算で胴体上面の流れの剥離を確認した。(Fig.1)
- 3) 風試Re数での空力加熱解析結果が風試結果と定性的に良く一致することを確認した。(Fig.2)



**Fig.1**  
Normalized total pressure contours at ten crossflow stations and stream lines  
Mach=5, AoA=5, Re=2.4e+08



**Fig.2**  
Lower surface aerodynamic heating [kW/m<sup>2</sup>]  
Mach=5, AoA=5, Re=1.5e+06

# 超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果

Reynolds number Effects for High Alpha Aerodynamics on SST Configuration

## ● 研究グループ

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

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

## ● 計算の目的

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

- 単純形態（翼胴形態）のレイノルズ数効果推算
- 実機形態（JAXA-QSST）の高揚力装置設計

## ● 研究の概要

超音速機チームで開発した ADCS ソルバーによる数値解析を行い，単純形態における乱流モデル特性を調査するとともに，風洞試験結果と比較・検証を行った。また，実機形態(JAXA-QSST1次形態)の前縁・後縁フラップの舵角最適設計を行った。

## ● 今年度の研究成果の概要

超音速機形態(単純形態)の高迎角時の流れ場において，乱流モデルの特性を明らかにするとともに，風洞試験結果と比較・検証により，剥離渦流れを的確に推算する高精度の解析手法確立への貴重な知見が得られた。また，実機を模擬した複雑形態(JAXA-QSST1次形態)において数値解析による高揚力装置の最適設計を行い，高揚力装置最適設計手法を開発した。本最適設計により揚力と縦方向トリムを考慮し，揚抗比最大になる主翼前縁・後縁フラップ形状を取得した。

今後，本設計形態（複雑形状）の風洞試験による検証を行い，レイノルズ数効果を調査する予定である。

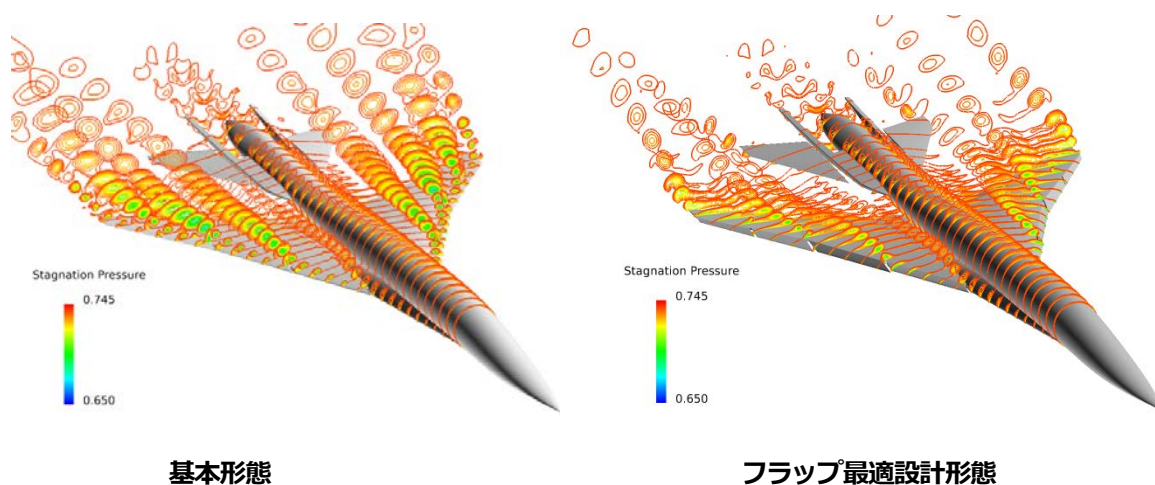


図1 JAXA-QSST形態フラップ最適設計(総圧分布：CL=0.5, Cm=const., ReMAC=56M)

# 流体・熱伝導連成数値解析による複雑冷却構造の温度予測

Conjugate Heat Transfer Simulation for Complicated Cooling Structure

## ● 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)

## ● 計算の目的

複雑なタービン翼冷却構造の温度予測を行うため，重合格子法により流体・熱伝導連成数値解析を行って，固体部分の詳細な温度解析結果を取得する。

## ● 研究の概要

タービン翼の冷却構造は，フィルム孔，インピンジ孔，内部冷却通路，ピンフィンなどの要素が組み合わさっており，構造格子を作成することは非常に困難である．そこで重合格子を併用することで，冷却構造要素の組み合わせを容易にして，構造の違いによる冷却性能の変化の予測を可能とする。

## ● 今年度の研究成果の概要

タービン冷却翼の実験模型を対象に，フィルム，インピンジ，内部ピンフィンの各要素を翼形状に対して重合格子で組み合わせ，連成解析により詳細な温度分布結果を得ることができた。

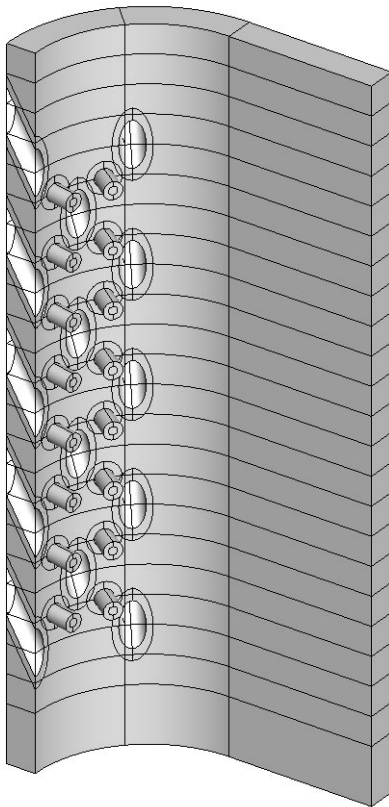


図1 重合格子によるタービン翼冷却構造格子ブロック

図2 連成解析による固体部温度分布

# ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究

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

## ● 研究グループ

研究代表者：東北大学大学院 工学研究科，中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)

研究分担者：東北大学大学院 工学研究科，佐々木大輔(sasaki@ad.mech.tohoku.ac.jp)

東北大学大学院 工学研究科，大木裕介(oki@ad.mech.tohoku.ac.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

本研究では，実機複雑形状への対応が可能であり，実用的な計算コストで圧力波形精度の向上を行うため衝撃波領域における解適合細分化法の開発および検証を行う。機体長に対して5~10倍離れた位置での圧力波形の高精度推算を最終目的とし，衝撃波の干渉を考慮した3次元空間の細分化を行う。近傍場圧力波形の推算精度向上のために導入したShock Functionを指標とする解適合細分化法，解析コストの増加を抑えた精度の改善のために導入した，新たな細分化指標，等方的な分割法である二分割アルゴリズムの非等方細分化への拡張，疎化による不要な格子点の除去の効果について検証を行う。最後に，複雑形状での近傍場圧力波形の推算精度を調べ，その有効性について議論を行う。

## ● 今年度の研究成果の概要

近傍場圧力波形の推算精度向上のために，Shock Functionを指標とする解適合細分化法を開発した。解析コストの増加を抑えた精度の改善のために，新たな細分化指標の提案および導入，等方的な分割法である二分割アルゴリズムの非等方細分化への拡張，疎化による不要な格子点の除去を取り入れた。本研究で取り入れた細分化指標により，格子解像度が不足する格子において細分化判定が可能な領域の改善を実現した。また，フィルタ指標の特性により，圧力変動に応じた格子サイズ(最小格子幅)が与えられ過度の細分化を抑制するため大幅な格子点数の低減効果を得た。

本手法での三次元形状に対する検証として，翼付き単純形状であるDeltaWing形状を用いて行った。DeltaWing形状での検証では，既存の近傍場解析手法であるCart3Dとの結果とよく一致しており，三次元性に対して良好な結果を得た。実機複雑形状である静粛超音速研究機モデル(S3TD)形状への適用を行い，近傍場圧力波形を3次元空間的に精度良くかつ効率よく推算できることを示した。

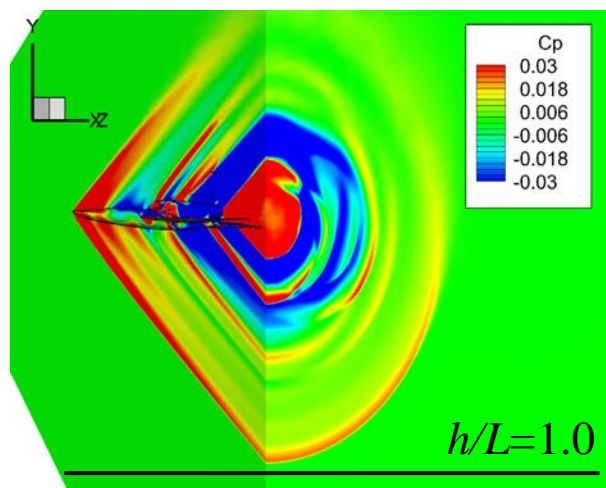


図1 S3TD 近傍における衝撃波面の様子

● 研究成果の公表状況

□ 頭発表

- 1) 大木裕介, 佐々木大輔, 中橋和博, 「ソニックブーム波形推算精度向上のためのShock Functionを用いた解適合細分化法」, 第25回数値流体力学シンポジウム講演予稿集(USB), 大阪, 2011年12月.



# 静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析

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

## ● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，渡辺 安(wata@chofu.jaxa.jp)  
研究分担者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，上野篤史(aueno@chofu.jaxa.jp)  
東京農工大学 技術研修生，三木 肇(50010643509@st.tuat.ac.jp)  
東京農工大学 技術研修生，服部 翔(50011643052@st.tuat.ac.jp)  
東京理科大学 技術研修生，中谷浩規(j4509701@ed.kagu.tus.ac.jp)  
東京理科大学 技術研修生，岡村直行(j4510612@ed.kagu.tus.ac.jp)

## ● 計算の目的

JAXAの進める静粛超音速機技術研究開発において機体／推進統合設計を行っている．本年度は新しい機体／推進統合方式として注目されているBLI (Boundary-Layer Ingestion) 方式やダイバータレス方式の適用を目指したインテークランプの設計指針を提案することを目的とした．

## ● 研究の概要

これまでの超音速機の機体／推進統合では，機体表面上を発達した境界層がインテークに流入しないよう，機体表面とインテークの間にダイバータを設けて境界層を除去する手法が採用されてきた．一方，ダイバータは抵抗を発生するものであり，ダイバータ高さを低減して機体空力性能を高めたいという要求が存在する．このため BLI 方式やダイバータレス方式が注目されているわけであるが，これを実現するためにはインテークに流入した境界層を除去する性能を持たせなければならない．そこで，付加的デバイスを用いずに境界層除去を実現するためにインテークランプに着目した．具体的には，インテークランプの主目的である超音速流の減速性能を考慮しつつ，その形状を工夫することで境界層除去性能を合わせもつことが可能かについて検討した．本研究の目的は，流れの減速性能と境界層除去性能を考慮したインテークランプ形状（ランプ幅とランプ角度）の設計指針を提案することである．

## ● 今年度の研究成果の概要

インテークランプはインテークに取り込まれる流れをスロートにおいてマッハ1.2程度までに減速することが求められるが，ランプ幅が狭い場合にはランプ端部からの膨張波の影響を受けるためこれを満足できない．従って，減速性能を考慮すると広いランプ幅が好ましいといえる．一方，ランプ幅が広いほどスロート面において境界層が占める割合が大きくなり，境界層除去性能が低下する．もうひとつの設計変数であるランプ角度についていえば，ランプ角度が大きいほど強い衝撃波が形成されるため減速性能に優れる．しかし，衝撃波/境界層干渉により境界層が成長するため境界層除去性能が劣り，離脱衝撃波が形成されるまでランプ角を大きくするとこれが一層低下する．

本研究で検討した範囲では，ランプ先端から衝撃波が離脱しないランプ角で，最低限の圧縮・減速要求を満たすランプ幅に設定することが亜音速ディフューザへの境界層流入量の少ないランプを設計するための指針であるといえる．

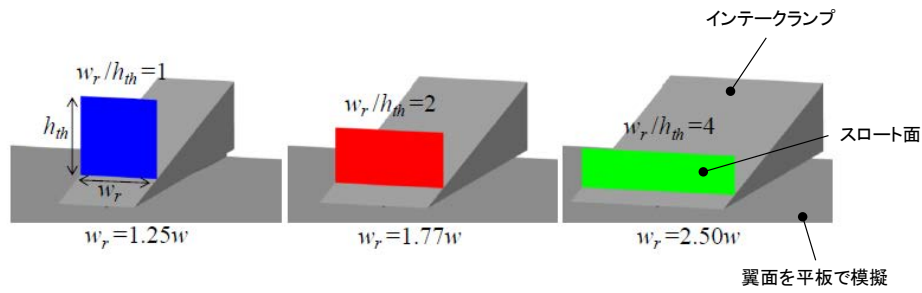


図1 インテークランプ形状設計変数とスロート面の定義

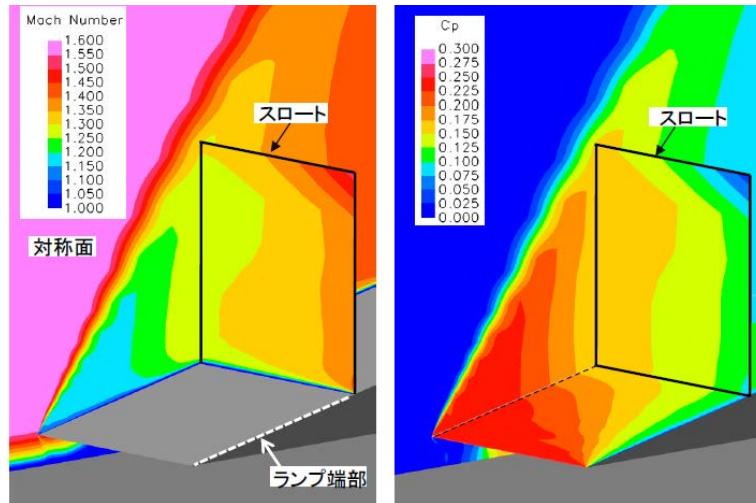


図2 ランプ周り流れの可視化結果

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 三木 肇, 渡辺 安, 亀田正治, “超音速機用ダイバータの性能評価”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.59, No.695 (2011), pp.328-334.

### 口頭発表

- 2) H.Miki, Y.Watanabe, M.Kameda, “Aerodynamic Performance of a Boundary-layer Diverter for Supersonic Propulsion System”, 11th Asian Symposium on Visualization
- 3) 三木 肇, 渡辺 安, 亀田正治, “超音速インテーク/ダイバータ周りの流れ場に関する研究”, 第49回飛行機シンポジウム



# 次世代スパコンアーキテクチャに対応した CFD コード開発

Development of CFD code for Next Generation Supercomputer Architectures.

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，石田 崇(ishida.takashi@jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

大型計算機はノード当たりのCPU数やCPU当たりのcore数の増加が続いており，従来のアルゴリズムでは性能を引き出すことが難しくなっている．そこで直交格子法の一つであるBuilding-Cube法をベースに次世代のスパコンアーキテクチャにうまく適用可能な流体解析コードの開発を行っている．開発している流体解析コードの性能評価を行うため，本計算を実行した．

## ● 研究の概要

共有メモリ型の計算機を想定して提案されたBuilding-Cube法を，分散メモリ型の計算機に適用できるように，データ構造および情報通信のアルゴリズムを改良する．

## ● 今年度の研究成果の概要

本年度の成果は以下の通りである．

- ・コードのMPI/OpenMPハイブリッド並列化
- ・スレッド並列によるMPI通信の隠ぺい

図1に2次元版の解析コードを用いて1千万点規模の計算格子に対してストロングスケーリングした結果を示す．スレッド並列にMPI通信を隠ぺいすることにより，大幅に性能向上することが確認できた．

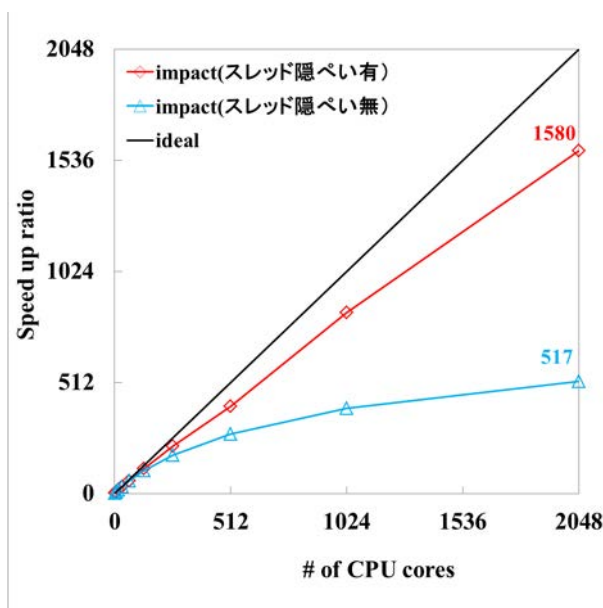


図1 ストロングスケーリングの結果

# 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，牧田光正(makida@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：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

航空機エンジン用燃焼器の出口温度分布を高精度で予測できる燃焼解析コードの開発。

## ● 研究の概要

小型航空機エンジン用燃焼器の 1/16 セクタ部分を抜き出した計算モデルに対して、さまざまな燃焼モデルを用いて噴霧燃焼解析を実施し、実験結果との比較を行うことによって、航空機エンジン用燃焼器の出口温度分布を高精度で予測できる燃焼解析手法を構築する。

## ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、燃焼モデルとして渦崩壊モデルおよびジェット燃料用のアレニウス型反応モデルを用いて燃焼解析を実施し、実機 3 次元形状の 1/16 セクタ燃焼器モデル(図 1)に対して安定して燃焼解析が実施できるようにコードの改修をおこなった。

燃焼器入口温度 550K の試験条件に合わせた計算を行ったところ、燃焼器出口の温度分布に関して定性的には実験結果と一致する結果が得られた(図 2)。今後、定量的にも出口温度を高精度に予測できるような燃焼解析コードおよび燃焼モデルの改良を行なっていく予定である。

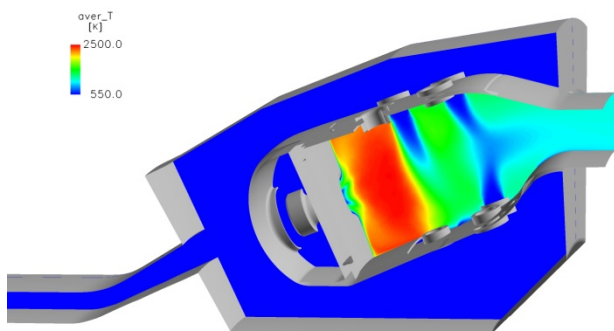


図 1 燃焼器中心断面における温度分布  
(渦崩壊モデル)

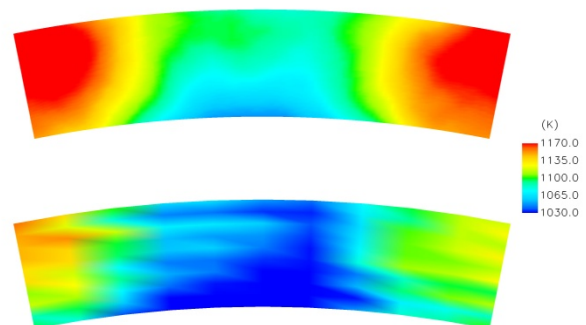


図 2 燃焼器出口の温度分布の比較  
(上図：渦崩壊モデルによる数値解析，下図：実験)

# 学際シミュレーションによる高精度なパラシュートの設計開発

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

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)

研究分担者：東京農工大学，新井紀夫(arai@cc.tuat.ac.jp)

東京農工大学，高橋 俊(takahass@cc.tuat.ac.jp)

## ● 計算の目的

現在，空力減速手段の一つとして広く用いられているパラシュートだが，精度の良い設計には未だに研究の必要性がある．2008年には惑星探査機の着陸用パラシュートが実験で展開せず機体が地表に衝突し大破している．これまでは現象の複雑さから実験的な研究が多く行なわれていたが，本研究ではより詳細に現象を把握するために数値シミュレーションを活用して，多分野連成解析により実際の現象に近い状況を模擬することで，パラシュートの設計開発法を確立する．

## ● 研究の概要

パラシュートの開傘から減速に至る際の空気力学的特徴と，その後の減速・落下挙動を調査すべく，運動解析と流体解析による連成解析を実施する．運動解析には六自由度の方程式を，また流体解析には三次元ALE非圧縮性Navier-Stokes方程式を用い，加減速を行いながら自由落下するパラシュート周りの流れ場を高精度に捉える．特に注目すべきは，パラシュートの急減速時に生じる剥離渦とパラシュート傘体部の干渉であり，これによってパラシュートの減速性能が低下するという研究報告がある．そのため，この干渉の原因とその対応策を検討すべく，連成解析によって現象の把握に努める．

## ● 今年度の研究成果の概要

様々な形状のパラシュートに対して，六自由度の運動方程式と三次元NS方程式の連成解析を実施することにより，その剥離特性とそれによって生じる空力特性について明らかにした．具体的には，パラシュートの落下を安定させるには剥離渦を発達させずに微細化することが重要であり，ディスクギャップバンド型やリングスロット型などのパラシュートでは，ラウンドシュート型と比較してその影響が顕著に見られた．

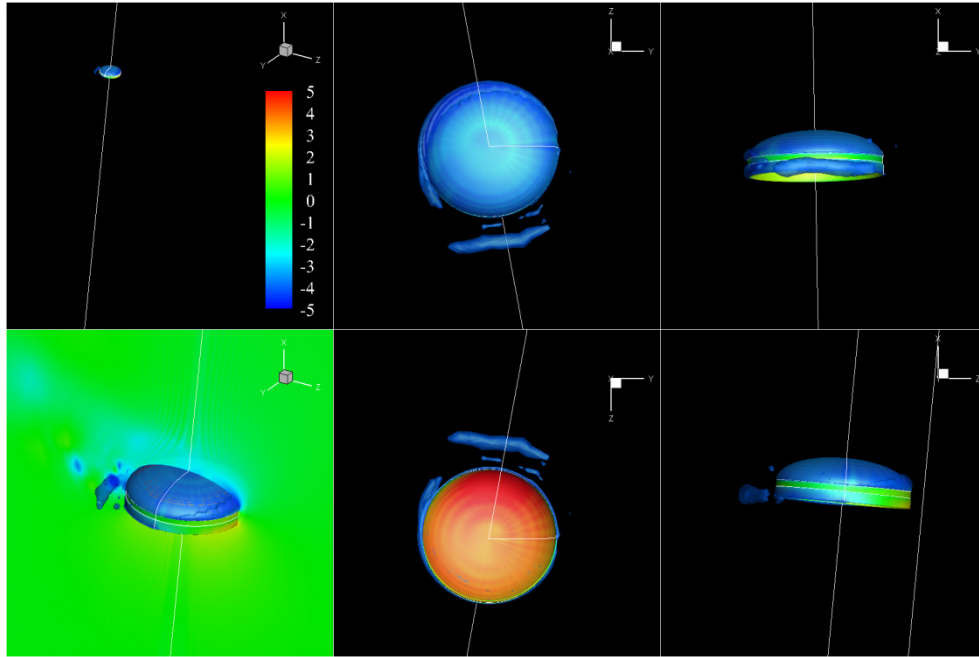


図1 自由落下するディスクギャップバンド型パラシュート周りの剥離渦

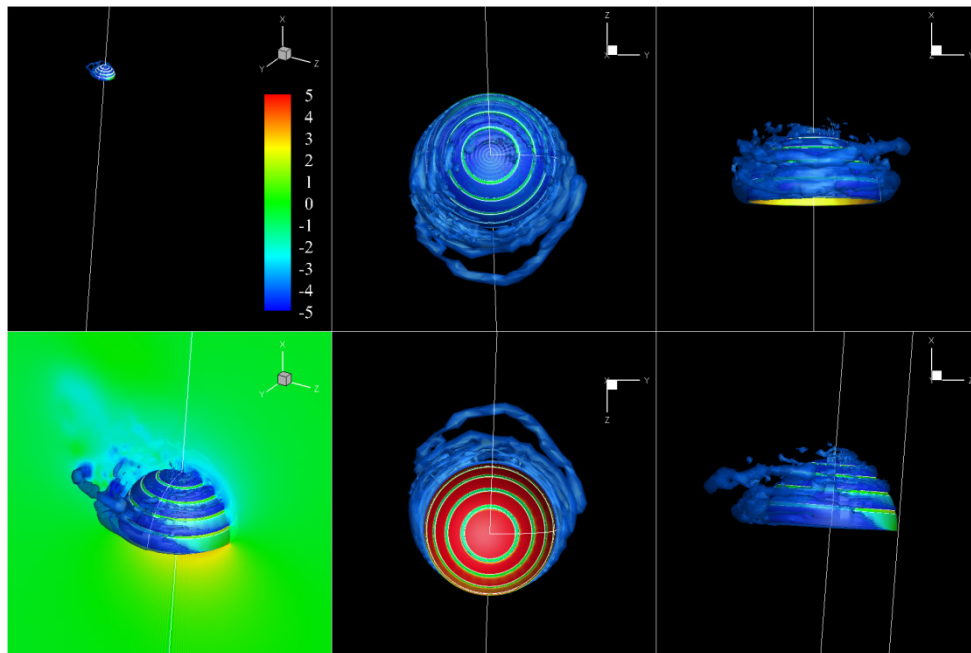


図2 自由落下するリングスロット型パラシュート周りの剥離渦

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Ryo Shibusawa, Shun Takahashi, Norio Arai, “Fluid and Motion Coupled Simulation of Descending Parachute”, ECCOMAS 2012 (Now reviewing)

### 査読なし論文

- 2) 渋谷 遼, 高橋 俊, 新井紀夫, “パラシュートの流体運動連成解析”, 第49回飛行機シンポジウム, 金沢, 2011

# 航空機排気の広域数値解析

Numerical analysis of jet blast spreading in large area

## ● 研究グループ

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

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

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

研究開発本部 数値解析グループ，渡辺重哉(shigeyaw@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

研究開発本部数値解析グループで開発された FaSTAR を用いて，航空機の排気を模擬した 2 本の同軸ジェットの定常計算を行った．実際の空港では，航空機排気は風環境下にさらされており，その影響を調べるために，風向きに関するパラメトリック・スタディを実施した．また，大気境界層の影響についても調査した．

## ● 今年度の研究成果の概要

背景風の大きさを  $3.5\text{m/sec}$  とし，風向きに関するパラメトリック・スタディを実施した結果を図1に示す．風向きが  $90\text{deg}$  より小さい角度から吹く場合，航空機排気は風によって押し返された．一方，風向きが  $90\text{deg}$  より大きい角度から吹く場合，排気は引き伸ばされ，より遠方まで大きい排気速度を保った．また，航空機排気の最大速度位置は，指数関数で表されることが分かった．

続いて，大気境界層の影響を調べた．コリオリ力を無視し，中立安定を仮定した大気境界層分布を構築して，その平均速度分布および乱流統計量( $k, \epsilon$ )の分布を与えたものを BL+TB，平均速度分布のみ与えたものを BL，一様流で速度を与えたものを Uniform とする．図2において，3 ケースの計算結果について  $|u|=15.5\text{m/sec}$  の等値面を比較したところ，有意な差は現れなかった．これは，計算領域外縁から数値的な内部境界層が発達し，その発達の様子が 3 ケースともにほぼ同等であったことが原因と考えられる．今後は乱流モデルの修正等を行い，予測精度の向上を目指す．

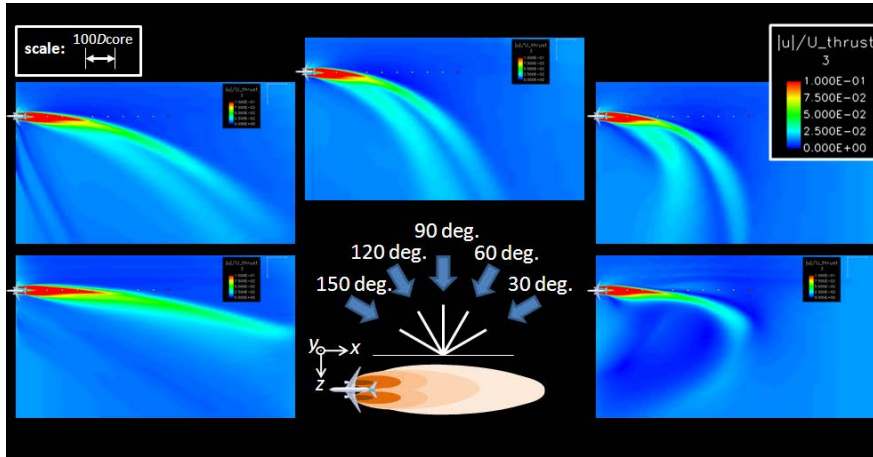


図1 y/D=3.0 断面における  $|u|/U_{thrust}$  の比較.

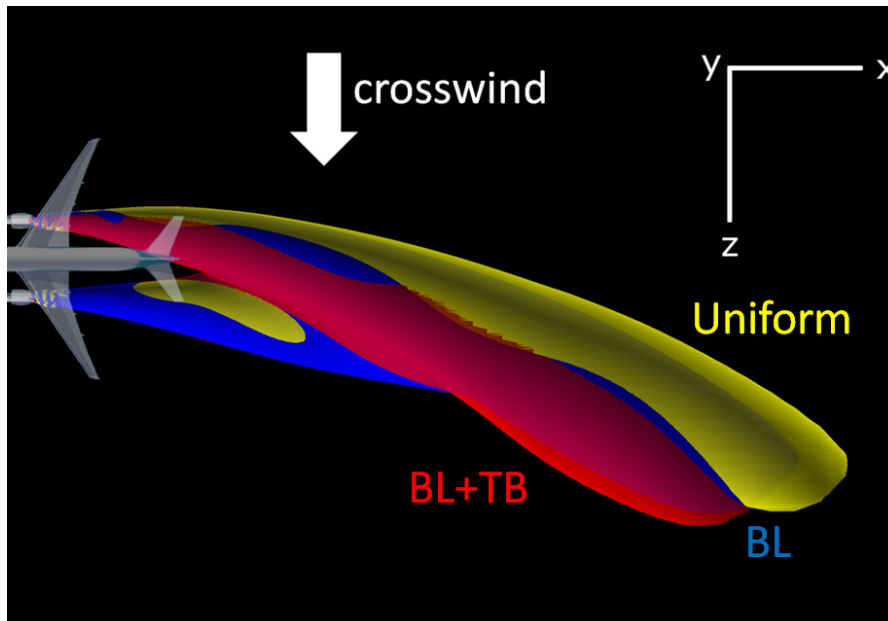


図2  $|u|/U_{thrust}=15.5\text{m/sec}$  の等値面の比較. 風速  $3.5\text{m/sec}$  の背景風を与えた (BL+TB: 大気境界層分布(平均速度および乱流統計量), BL: 大気境界層分布(平均速度のみ), Uniform: (一様流入)).

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) “Numerical Examination of the Effect of Cross-Wind on Jet Blast,” AIAA paper 2012-0862 (2012)

### 口頭発表

- 2) 石向桂一, 橋本 敦, 松尾裕一, 渡辺重哉, “数値シミュレーションによるジェットブラストの遠方場予測,” 第43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2011.
- 3) 石向桂一, 橋本敦, 松尾裕一, 渡辺重哉, “ジェットブラストに与える背景風の影響に関する研究,” 日本流体力学会 年会2011.
- 4) 石向桂一, 橋本 敦, 松尾裕一, 渡辺重哉, “航空機ジェットブラストに対する接地境界層の影響に関する数値解析,” 第49回飛行機シンポジウム



# 超音速流中における自然層流機首の設計

Design of the Natural Laminar Flow Nose in the Supersonic Flow

## ● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，徳川直子(tokugawa.naoko@jaxa.jp)

研究分担者：学習院大学，戸塚絢子(ayapo@chofu.jaxa.jp)

三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)

東京ビジネスサービス，上田良稲(yueda@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

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

## ● 今年度の研究成果の概要

本研究において造波抵抗の小さいSears-Haack体(図1)をもとに変形した機首形状は全50ケースにおよび、その内自然層流化を達成し得るいくつかの形状について境界層遷移解析を行った。境界層遷移位置が後退した、つまり自然層流化した形状では遷移位置が全長0.33mの機首に対して0.05m後退することがわかった(図2)。また得られた自然層流機首形状のCFD解析結果を分析することで、目標としていた横流れ不安定が抑制され自然層流化が達成されたことを確認した。また形状を決定するパラメータのパラメトリック・スタディを行うことで非軸対称形状と自然層流効果の関係の傾向を捉えることができた。今後はさらに個体数を増やしより自然層流効果の高い形状を策定するとともに実機スケールの自然層流機首の設計をおこなう予定である。



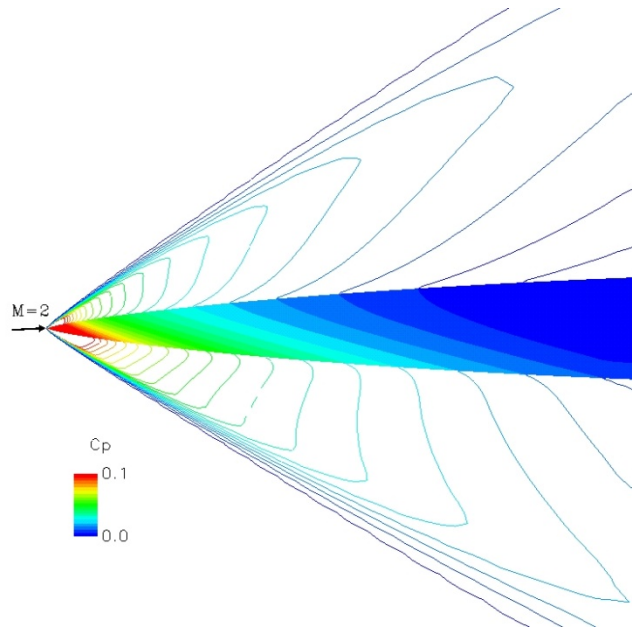


図1 設計前形状 (Sears-Haack 体) の Cp 分布 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=2\text{deg}$ )

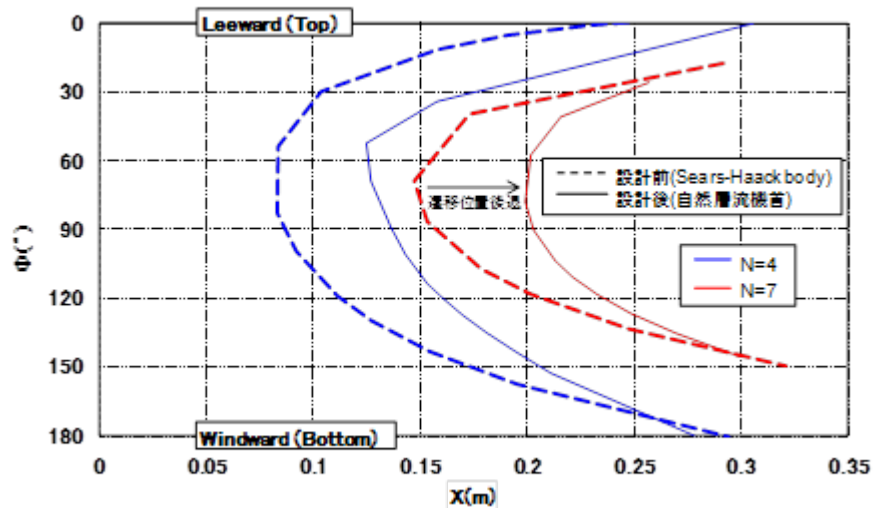


図2 自然層流機首設計形状の遷移位置予測 (等N値分布):  $\phi$  は形状 Top line (風下側) を  $0^\circ$ , Bottom line(風上側)を  $180^\circ$  とする

# 大型超音速旅客機の自然層流翼の設計

Design of the Natural Laminar Flow Wing for the Large Scale Supersonic Transport

## ● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，徳川直子(tokugawa.naoko@jaxa.jp)

研究分担者：学習院大学，井上義郁(yoyoyo@chofu.jaxa.jp)

三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

超音速機の開発において空気抵抗の低減は重要な課題の一つである。特に全抵抗のおよそ半分を占める摩擦抵抗の低減には自然層流化（境界層遷移を後退させ摩擦抵抗の少ない層流域の増加させる）が有効な手段として提案されている。主翼の自然層流化はすでに小型超音速実験機(NEXST-1)(全長 11.5m)に適用され、その効果は 2005 年 10 月の飛行実験によって実証されている。本研究ではまず当時の設計手法を高効率・高精度化および他機への汎用化を目的として改良した。そこで本計算ではこの改良された自然層流化設計技術を NEXST-1 よりも高い Re 数の実機スケール(全長 91m)の大型超音速機に適用することで、その効果を検証することを目的とした。

## ● 研究の概要

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

従来の手法で設計された実機スケールの超音速機と同条件の設計を上記の改良された設計手法を適用することでその効果と妥当性を検証した。計算条件は全長91.4m，高度18km，マッハ数2.0，迎角2.0degの飛行試験条件とした。

## ● 今年度の研究成果の概要

改良された自然層流翼設計手法を適用することに従来の手法では1設計サイクルに1週間を要したものが、設計断面数や設計数を約10倍に増加したにも関わらず1日で行えるようになった。本手法を適用し2回の設計サイクルから2次形状を得た。

図1に得られた2次形状の表面圧力分布および空間の圧力分布を示す。また図2には初期形状(Target Cp)および設計形状(1次形状, 2次形状)の $y/s=30\%$ 位置(機軸と翼端の30%位置)における翼断面形状および圧力係数の比較を示す。図2(a)から設計サイクルが進むのに従い翼断面形状は変化している様子がわかる。また図2(b)の圧力分布で“Target Cp”が上面の自然層流化を達成すると予測された目標圧力分布を示しており、初期形状に比べて1次形状から2次形状へと設計を進めるのに従い上面のCp(図中上部)が“Target Cp”に近づいている様子がわかる。

2回の設計サイクルでは目標としていた自然層流翼が得られていないが、今年度開発した手法では設計の自動化により設計サイクル数の増加は全体の設計スケジュールに与える負荷が小さいため、さらに設計を進めることや個々のプロセスにおける定式化などを見直しおよび試行することが容易となったため今後は本手法を用い自然層流が困難とされる高Re数条件の実機超音速旅客機スケールの自然層流化達成の研究を推し進める予定である。

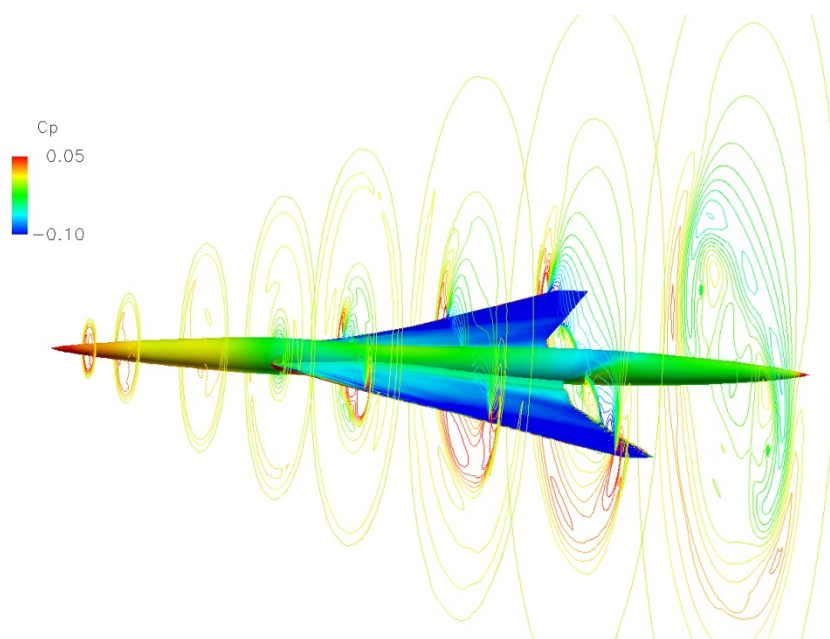


図1 設計形状(2次形状)の表面および空間圧力分布

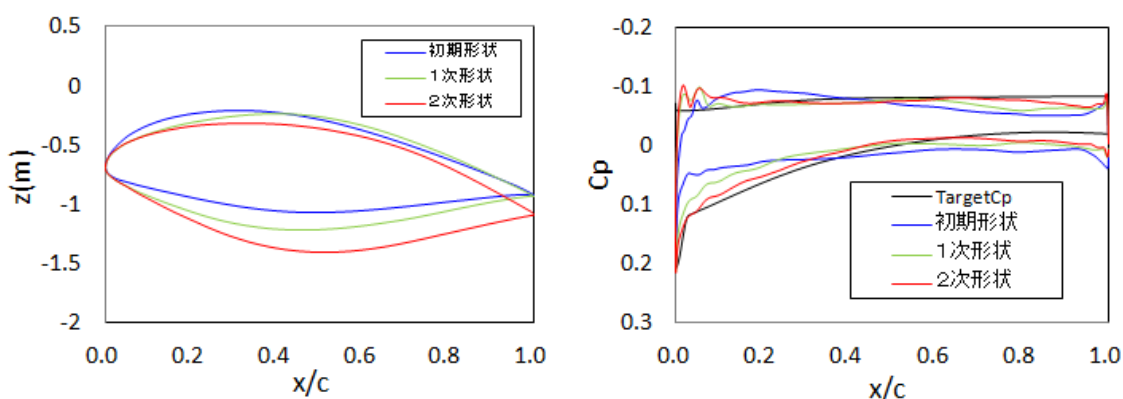


図2  $y/s=30\%$ 位置における翼断面および表面圧力分布

# 小型超音速旅客機の自然層流翼設計

Design of the Natural Laminar Flow Wing for the Quiet Supersonic Transport

## ● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，徳川直子(tokugawa.naoko@jaxa.jp)

研究分担者：学習院大学，木幡真乃介(hamilton@chofu.jaxa.jp)

三向ソフトウェア開発株式会社，石川敬掲(ishikawa@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

超音速機の開発において空気抵抗の低減は重要な課題の一つである。特に全抵抗のおよそ半分を占める摩擦抵抗の低減には自然層流化（境界層遷移を後退させ摩擦抵抗の少ない層流域の増加させる）が有効な手段として提案されている。主翼の自然層流化はすでに小型超音速実験機(NEXST-1)(全長11.5m)に適用され、その効果は2005年10月の飛行実験によって実証されている。本研究では上記の超音速自然層流翼設計手法を小型超音速旅客機（乗客30人，全長48m，巡航Mach数1.6，飛行高度14km）に適用し摩擦抵抗の低減を目的とした。

## ● 研究の概要

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

従来の手法は平面形やマッハ数の異なる機体への適用が困難であったが汎用性の向上を図り、小型超音速旅客機に自然層流翼設計手法を適用した。計算条件は全長48m，高度18km，マッハ数1.6，迎角3.65degの飛行試験条件とした。

## ● 今年度の研究成果の概要

自然層流翼の逆問題設計ではまず始めに自然層流翼を達成すると予測される翼表面の圧力分布（目標圧力分布）を策定する必要がある。本研究で設計対象としている小型超音速旅客機は従来行われてきたそれとは平面形，巡航Mach数，Re数が異なるため新たに目標圧力分布を策定した。得られた目標圧力分布を境界層計算および境界層遷移解析を行うことで境界層遷移の位置を予測することが可能であり、

本検討により得られた最も境界層遷移の位置が後退、つまり摩擦抵抗が低減されると予測された結果を図1.に示す. 境界層遷移位置の予測にはJAXAで開発された線形安定性理論に基づく境界層遷移解析コード”LSTAB”を用いて境界層が層流から乱流に遷移する位置を予測した. 図1.の遷移予測位置は後方へ後退しているほど層流域が増大、つまり摩擦抵抗の低減効果が高いことを示している. 図1.から初期形状の境界層遷移位置より目標圧力分布から予測される遷移位置は大幅に後退していることがわかる.

上記より得られた目標圧力分布および今年度に修正された逆問題設計手法より設計を行った. 設計形状の表面圧力分布および空間圧力分布を図2.に示す. 今年度に設計された形状の表面圧力分布は初期形状のそれに比べて目標とする圧力分布に近づいていたものの自然層流化を満足するだけの圧力分布が得られていないことがわかっている.

しかしながら、これまで実績のなかった機体へ適用可能な逆問題自然層流設計システムが確立でき、さらには従来の手法よりも効率化が大幅に向上したため、様々な設計手法の適用や高精度化が容易に試行が可能で、その検証時間も短縮されたためのこれらの利点を生かして今後はさらに本形状における自然層流設計翼設計の研究を推進していく予定である.

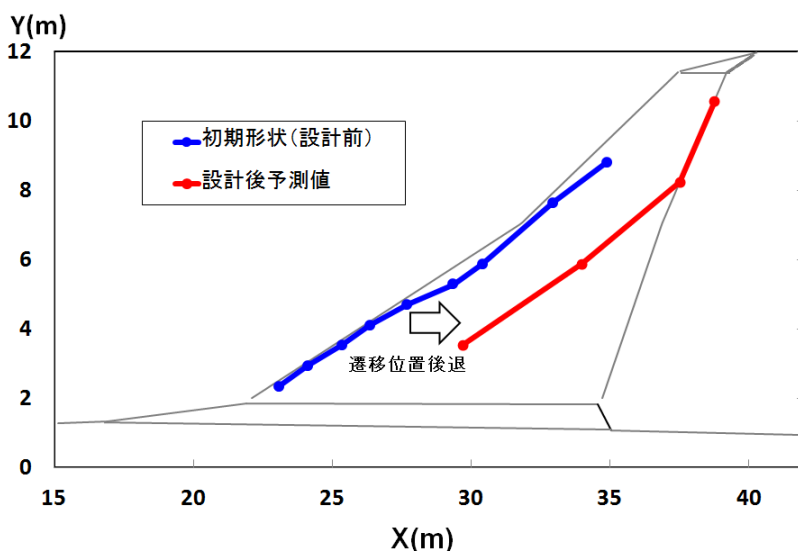


図1 境界層遷移位置の予測結果

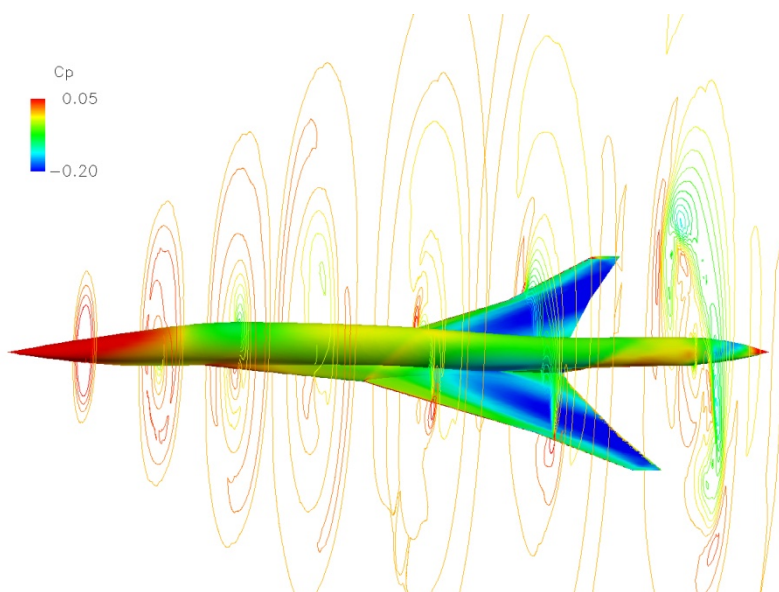


図2 自然層流設計形状の圧力分布



# 低速におけるエンジン尾排と機体の干渉に関する数値解析

Numerical Simulation for Aerodynamic Interference of Nozzle Exhaust on Airframe

## ● 研究グループ

研究代表者：諏訪東京理科大学 システム工学部，雷 忠(lei@rs.suwa.tus.ac.jp)

研究分担者：諏訪東京理科大学大学院工学・マネジメント研究科，

滝沢啓介(jgh11611@ed.suwa.tus.ac.jp)

諏訪東京理科大学 機械システムデザイン工学科，林 弘樹(jg208044@ed.suwa.tus.ac.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

本研究ではJAXA超音速機チームで開発した3次元構造格子Euler/Navier-Stokes ソルバADCSを用いて解析を行った。研究のアプローチとしては、JAXAにて実施された風洞試験結果と比較・検証を行い高精度解析手法の確立を目指した。本年度は、ジェット排気付近での解像度を向上させることに着目し格子解像度の改善と乱流モデルについて、解析を実施し、機体尾部とノズル排気の干渉による空力性能への影響を調べる。

## ● 今年度の研究成果の概要

CFD 解析によりエンジン排気の干渉効果を調べ、一定の成果が得られた。ノズル排気なしの場合、Spalart-Allmaras乱流モデルとMenter's SST乱流モデルを用いた計算が収束したが、ノズル排気が強くなる(NPR>1.85)と、ノズル出口の下流側に衝撃波とセン断層が発生し、収束性が悪くなってしまう。解析格子の品質に問題があると考えられる。今後、格子を改良し、解析を続ける予定である。

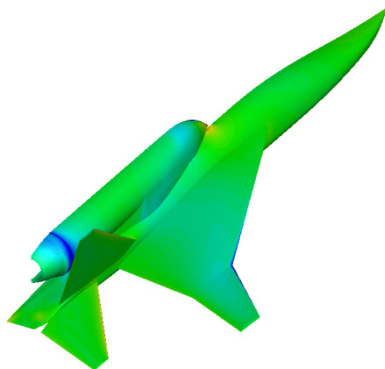


図1 機体尾部とノズル排気の干渉問題解析結果（迎角2°）

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 雷 忠, 「低速におけるエンジン排気と機体の干渉に関する非構造格子を用いたCFD解析」, 日本航空宇宙学会論文集, 2012年掲載予定.

# 高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発

Development of Fast Flow Solver “FaSTAR”

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ, 橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)  
研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ, 村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)  
研究開発本部 数値解析グループ, 石向桂一(ishiko.keiichi@jaxa.jp)  
研究開発本部 数値解析グループ, 石田 崇(ishida.takashi@jaxa.jp)  
株式会社菱友システムズ, 菱田 学(MANABU\_HISHIDA@mail.ryoyu.co.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

FaSTARの計算速度向上、安定性及び精度の向上をするため、プログラムチューニングや計算アルゴリズムの改良を行い、検証解析を実施する。また、ユーザが必要とする機能を追加し、汎用性を向上させる。

## ● 今年度の研究成果の概要

本年度の主な成果は以下の通りである。

- ・収束加速法 (GMRESとMultigrid) の並列化
- ・流体構造連成解析機能の追加
- ・非等方性乱流モデルEARSMの追加
- ・検証解析 (DLR-F6, NASA-CRMなど)

図1にHexaGrid/FaSTARの各解析機能を示す。HexaGridの複数パーツ読み込み機能を利用して、支持干渉解析および強制遷移解析を容易にした。また、今年度新たに連成解析機能も追加した。これらの機能を用いることで、風洞試験結果とCFDでより厳密な比較ができるようになり、同時に風洞試験結果をより深く理解することが可能になった。

厳密な比較ができるようになったので、より高度なモデル検証が可能になる。図2にその一例を示す。SAやSSTでは実験結果で得られた $C_m$ の傾向を再現できないが、EARSMではよく一致する傾向が得られた。



## HexaGrid/FaSTARの解析機能

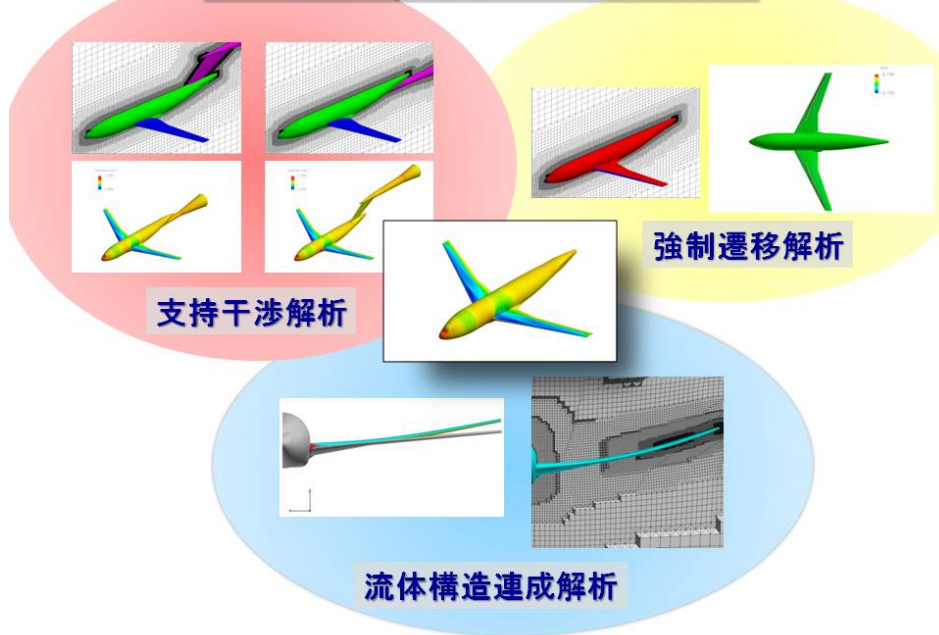


図1 HexaGrid/FaSTAR の解析機能

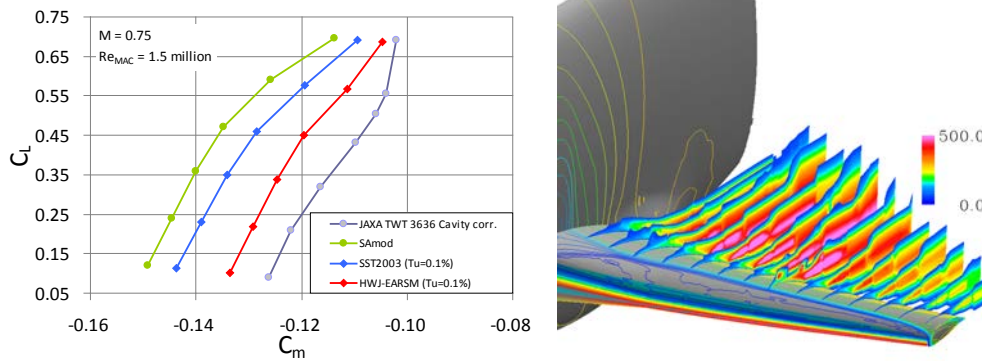


図2 Cm に対する乱流モデルの影響

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読なし論文

- 1) Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, Keiichi Ishiko, Manabu Hishida, Masahide Sakashita, Paulus Lahur, : Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR', AIAA paper 2012-1075

#### 口頭発表

- 2) 菱田 学, 橋本 敦, 村上桂一 : 高迎角時の遷音速空力特性に及ぼす乱流モデルの効果, 第25回数値流体力学シンポジウム
- 3) 橋本 敦, 村上桂一, 菱田 学, 口石 茂, 保江かな子 : HexaGrid/FaSTAR による DLR-F6 の空力解析と風洞試験との比較, 第49回飛行機シンポジウム
- 4) 橋本 敦, 村上桂一, 菱田 学, ラファール パウルス : HexaGrid/FaSTAR を用いたデジタル風洞の開発, 第43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 2011
- 5) 菱田 学, 橋本 敦, 保江かな子, 村上桂一 : 高速CFD 空間格子変形法の検討, 第43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 2011

# 六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発

Development of Hexahedra Automatic Grid Generator “HexaGrid”

## ● 研究グループ

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

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

研究開発本部 数値解析グループ，石向桂一(ishiko.keiichi@jaxa.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，石田 崇(ishida.takashi@jaxa.jp)

(株)計算力学研究センター，ラフルール パウルス(lahur@oi.rccm.co.jp)

(株)計算力学研究センター，長尾佐市(nagao@rccm.co.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

HexaGrid の精度向上およびロバスト性向上のための改良を行う．ニーズの高いアプリケーションに適用して，検証解析を実施し性能を評価する．

## ● 今年度の研究成果の概要

品質の悪い STL データに対しても，特徴線を認識するための新しいアルゴリズム（図 1）を考案し，その検証を行った．図 2 に質の悪い STL データ（左）とそれを用いて生成した格子（右）を示す．このアルゴリズムを使えば，質の悪い STL データであっても，精度良く特徴線を捕獲することが可能である．

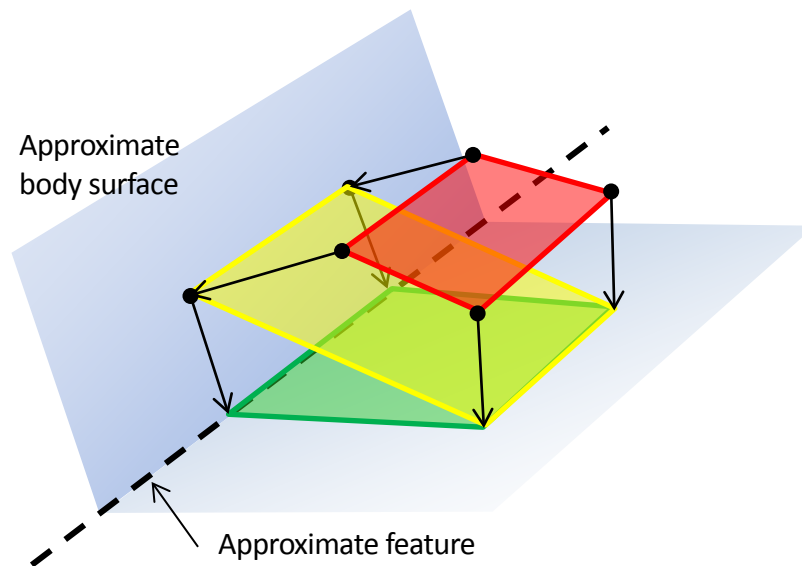


図1 特徴線捕獲アルゴリズム

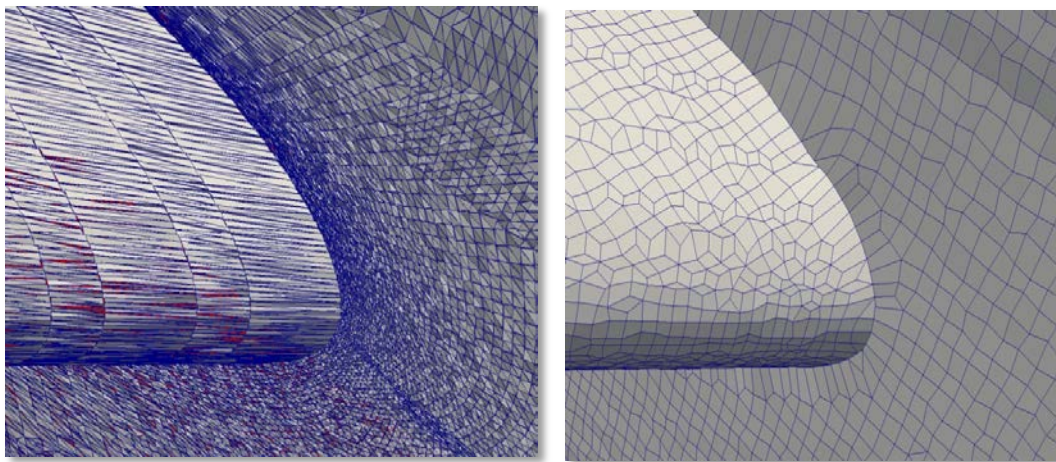


図2 質の悪い STL データ (左) とそれを用いて生成した格子 (右)

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読なし論文

- 1) Paulus Lahur, Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami : Automatic Grid Generation for Dirty STL Data Using Approximate Concave Feature, AIAA paper 2012-154, 2012

#### 口頭発表

- 2) Paulus Lahur, Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami : Automatic Grid Generation Method with Direct Treatment for Defective STL Data, International Meshing Roundtable, 2011
- 3) 村上桂一, ラフール パウルス, 橋本 敦: 自動格子生成を応用した空力係数推算, 第49回飛行機シンポジウム, 2011

# Standard Dynamics Model の安定微係数解析

## Dynamic Stability Derivative Analysis of Standard Dynamics Model

### ● 研究グループ

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

研究分担者：大阪府立大学，砂田 茂(sunada@aero.osakafu-u.ac.jp)

大阪府立大学，橋爪幹人(m-hashidume@aero.osakafu-u.ac.jp)

大阪府立大学，神保亮平(10\_jimbo\_ryohei@aero.osakafu-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

現在，空力係数や空力微係数の算出には実験と併せて，DATCOM などの経験的な手法が用いられている。しかし，経験的手法は宇宙往還機などで採用される特殊な形状の機体には適用することが難しい。本計算では，空力係数や空力微係数の算出に CFD を用いる手法を検討する。

### ● 研究の概要

計算対象には，実験データが豊富にある Standard Dynamics Model (SDM) を使用する。SDM に対して，移動格子法を用いて振動させたときの動的な応答を計算する。得られた動安定微係数を実験結果と比較する。

### ● 今年度の研究成果の概要

格子には HexaGrid を CFD ソルバには FaSTAR を用いた。用いた格子を図1に示す。得られた  $C_{z_\alpha}$  と  $C_{z_q}$  を実験と比較する (図2)。  $C_{z_\alpha}$  は比較的实验と良い一致を示すが，  $C_{z_q}$  は実験と異なる傾向を示すことがわかった。予測精度向上のための検討を引き続き実施する予定である。

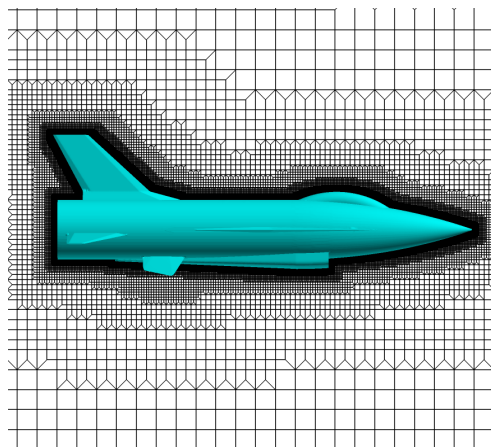


図1 HexaGridにより作成した格子

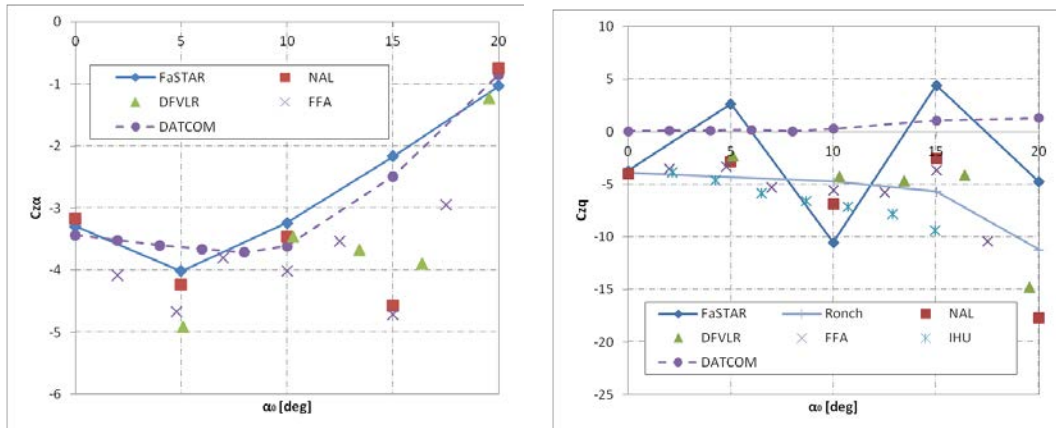


図2  $C_{z\alpha}$ ,  $C_{zq}$ の比較

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 橋爪幹人, 砂田 茂, 橋本 敦, 上野 真, 村上桂一: 移動格子法によるStandard Dynamics Modelの安定微係数解析, 第25回数値流体力学シンポジウム
- 2) 橋本 敦, 橋爪幹人, 砂田 茂, 上野 真, 村上桂一: CFD を用いた安定微係数の解析, 第43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 2011



# クランクアロー翼機の低速大迎角域における空力解析

Aerodynamic Analysis of Cranked-Arrow Wing at high angle of attack

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)  
研究分担者：鳥取大学大学院 工学研究科，川添博光(kawazoe@mech.tottori-u.ac.jp)  
鳥取大学大学院 工学研究科，松野 隆(matsuno@mech.tottori-u.ac.jp)  
鳥取大学大学院 工学研究科，鶴ノ口孝雄  
鳥取大学大学院 工学部，青山省吾

## ● 計算の目的

SDBDプラズマアクチュエータをはじめとする流体制御デバイスの航空機への適用に関して，ベースとなる流れ場の理解と性能予測を数値解析により実施する．これらにより，風洞試験の効率化および性能最適化を行い，またその手法を確立することを目的とする．

## ● 研究の概要

研究開発本部 数値解析グループにおいて開発された高速自動格子生成ソフト HexaGrid および高速流体解析ソルバ FaSTAR を用い，流体制御デバイスの適用対象となる航空機まわりの流体場を解析する．得られた結果および流体制御デバイスのモデルを用いて効果的なデバイスの設置位置・適用条件を探索し，その結果を風洞試験により検証する．

## ● 今年度の研究成果の概要

本年度は適用例として超音速機主翼を模擬したクランクアロー翼の低速大迎角流れ場を解析し，ベースとなる流れ場を解析した（図1に迎角10度および15度における翼面上流れの流線及表面圧力分布を示す）．これにより，風洞試験において流体制御デバイス(SDBDプラズマアクチュエータ)を適用する際の期待される流体制御効果の予測を行うことが出来た．

また，同時に HexaGrid/FaSTAR の低速大迎角流の高速流体解析への適用可能性検討を行った．今後風洞試験との対照を通じ適切な計算条件の設定を行い，風試性能予測へ適用することを検討している．

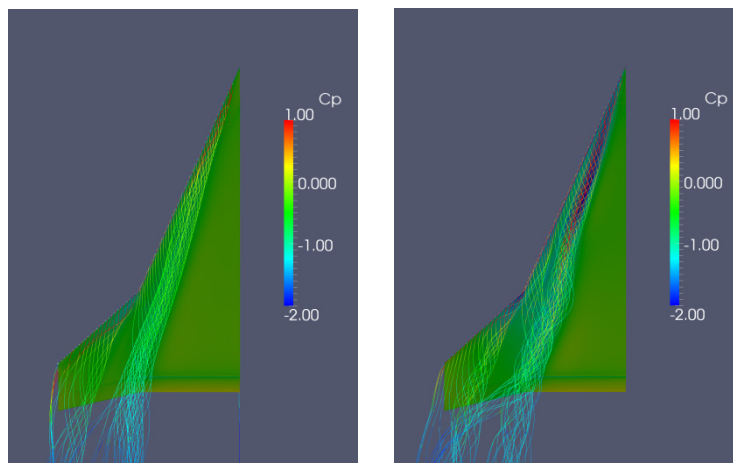


図1 SST主翼上面の流れ場: (左) AoA=10deg (右) AoA=15deg

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 岡宗悠紀他, “プラズマアクチュエータによるクランクトアロー翼機の低速大迎角域における空力性能改善,” 日本機械学会中国四国支部第50期講演会, 2011.



# 実機によるソニックブーム計測結果を用いた推算ツール検証

Validation of sonic boom prediction tool with measurement data of actual supersonic aircraft

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている高精度ソニックブーム推算手法の開発において、2009年にJAXAが実施した実機によるソニックブーム計測試験（ABBA Test#1）結果により推算ツールの検証を行い、推算精度の向上を図ることを目的とする。

## ● 研究の概要

2009年9月に、スウェーデンにあるNEAT (North European Aerospace Test range)のVidsel Test Rangeにて実施したABBA Test#1において、SAAB JAS39 (Gripen)を使用した超音速飛行試験を実施し、地上及び空中においてソニックブームを計測した。本研究では、Gripenの模擬形状に対して、Hexagrid/FaSTARによる機体近傍場圧力波形推算を行い、得られた波形を入力として波形パラメータ法(Thomas法)により地上ソニックブーム波形を推算して実測データとの比較を行った。

## ● 今年度の研究成果の概要

Gripenの正確な形状モデルは入手できなかったため、市販のプラモデルを光学的にスキャンし、得られた表面データを参考にCADモデルを構築した。CADモデルをSTLデータに変換した後にHexagridを用いて直交格子を作成し、FaSTARによりEuler CFD解析を実施した結果を図1に示す。Euler CFD解析においては、機体をマッハ角だけ回転させて衝撃波を直交格子方向に沿わせるとともに、Refinement Box機能を活用して高精度に近傍場圧力波形を推算した。計算条件は飛行試験条件に合わせてマッハ数1.4で解析を実施したが、機体の迎角が不明であったため、Webで入手可能なGripenの重量（最大離陸重量と空虚重量の中間値である7.7tonと推定）から必要CLを求め、迎角 $3.0^{\circ}$ と設定した。機体長の2倍下方での近傍場圧力波形を入力として波形パラメータ法(Thomas法)により地上ソニックブーム波形を推算し、実測データと比較した図を図2に示す。飛行高度Hは飛行経路データから6kmとし、地上における反射係数 $K_R$ は経験値として1.9に設定して推算したソニックブーム波形は定性的に実測波形と一致している。特に先端圧力上昇量は約2.2psfで良く合っており、この値はN型波形のソニックブーム強度簡易推算法であるFirst-cut法の推算値2.26psfとも一致している。また実測波形の特徴である波形中央部における小さな圧力上昇も定性的にとらえることができおり、本ソニックブーム推算ツールの有効性が示されている。なお、この小さな圧力上昇は主翼が発生する衝撃波に起因していることも解析の結果判明した。一方で、推算波形の持続時間は実測波形よりもやや短く、また後端ブームの強度もやや弱く推算されていることについては、実機のエンジン排気の影響が考えられるため、推算ツールの精度向上のため今後検討する必要があると考える。

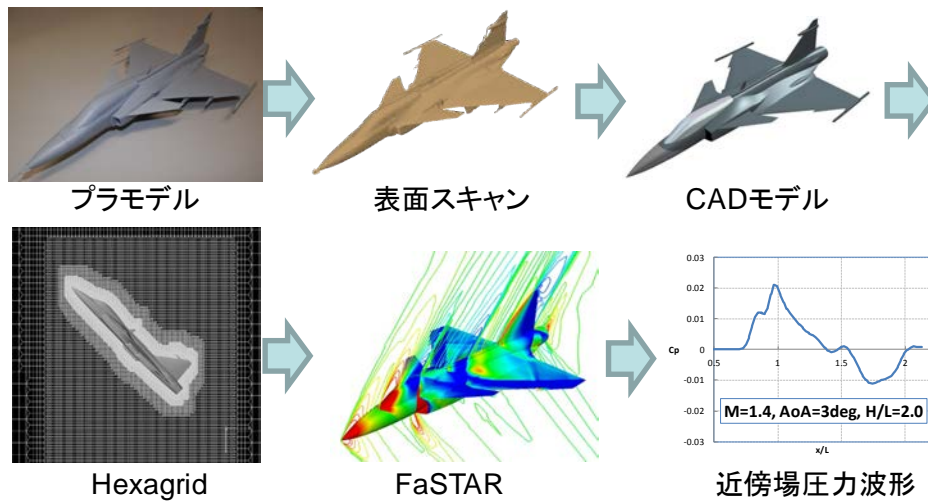


図1 Gripen CFD 解析

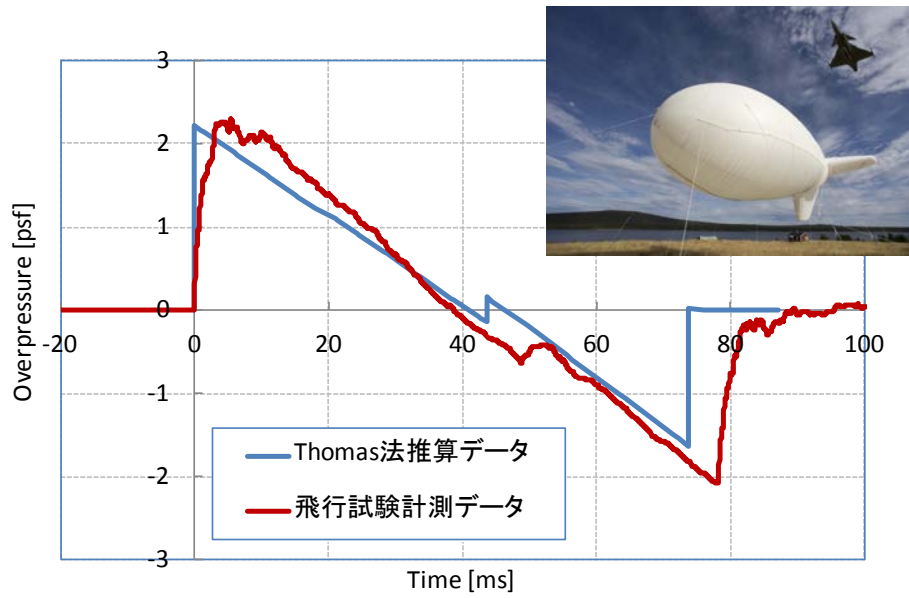


図2 ソニックブーム波形 ( $M=1.4, H=6km, KR=1.9$ )

# 低ソニックブーム設計概念実証機(S3CM)の空力解析

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

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている低ソニックブーム設計概念実証 (D-SEND) プロジェクトにおいて、D-SEND#2供試体 (S3CM : S-cube Concept Model) のピトー管等の付加物が、S3CMのソニックブーム特性に与える影響について検討し、低ソニックブーム設計概念の実証可能性を確認することを目的とする。また、自律制御飛行可能性を評価するための空力特性モデルにおける静的空力弾性変形効果を、CFD解析結果をベースに推算し、空力データパッケージを整備することを目的とする。

### ● 研究の概要

D-SEND#2試験は、3次元機体形状供試体 (S3CM) を成層圏気球で高度約30kmから落下させ、自律制御飛行により計測地点上空まで誘導した上で、供試体が発生するソニックブームを空中ソニックブーム計測システムで観測してその低ソニックブーム設計コンセプトを確認する試験である。本研究ではそのソニックブーム特性に与える付加物の効果を高精度近傍場圧力波形推算ツールを用いて推算し、低ブームコンセプトの実証可能性を確認する。また、D-SEND#2試験中に生ずるS3CMの静的空力弾性変形が空力性能に与える影響をCFD解析結果をベースに推算し、自律制御飛行能力を評価するための空力モデルを整備する。

### ● 今年度の研究成果の概要

D-SEND#2基本設計においては、S3CMをJAXAの低ソニックブーム設計コンセプトを適用して設計し、非構造/構造重合格子法を用いたEuler CFD解析による高精度近傍場圧力波形解析をベースとしたソニックブーム推算によって低ソニックブーム設計概念実証の可能性を確認した。今年度実施した詳細設計フェーズにおいては、基本設計時には考慮していなかった機首部先端のピトー管 (ADS)、及び機体後部での結合が想定されていたアンビリカルコネクタ (UMB) が、S3CMのソニックブーム特性に与える影響を調べるため、図1に示す様なCFD解析を実施した。その結果、これらの付加物がソニックブーム波形に与える影響は小さく、付加物付きでも低ソニックブーム設計概念実証が可能であることが示された。本結果を元に、基本設計においてはアンビリカルコネクタを隠すために想定されていた胴体後部のテールコールドアの可動部を廃止することができ、開発リスク低減と関連試験削減に寄与することができた。

一方、設計条件で発生するソニックブームを観測するためには、気球から分離されたS3CMを自律飛行にてソニックブーム計測システム上空まで誘導する必要があり、その誘導制御設計のための空力特性モデル構築にはCFD解析技術を最大限活用した。詳細設計においては、図2に示す様にD-SEND#2飛行試験中にS3CMが受ける空気力によって生ずる静的空力弾性変形が空力特性に与える影響を調べるため、CFD解析による空力荷重データを用いたNASTRAN解析を実施して変形量を推算し、その変形により生ずる空力特性の変化についてCFD解析により得られた表面圧力データを内挿することで推算した。

この簡易推算により求められた主翼、及び水平尾翼の静的空力弾性変形効果を加えて、S3CM 空力データパッケージを更新した。

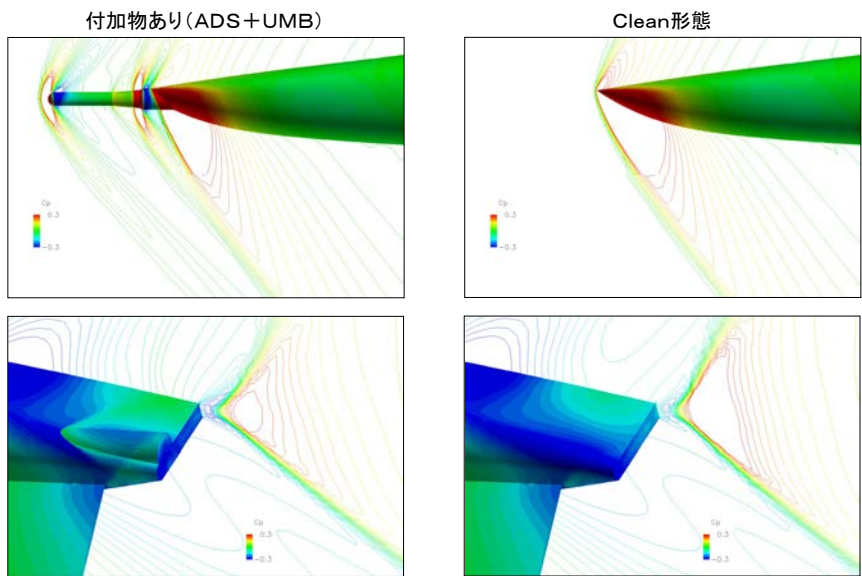


図1 S3CM ソニックブーム推算 (付加物の影響検討)

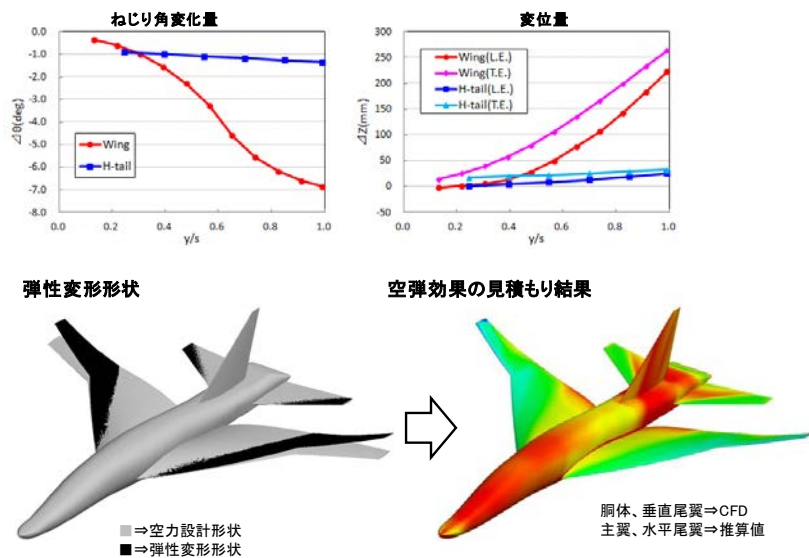


図2 S3CM 静的空力弾性変形効果推算

# D-SEND#1 のフラッタ解析

## Flutter Analysis of D-SEND#1

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

航空プログラムグループD-SENDチームのD-SENDプロジェクトからの依頼を受け，フラッタ解析を実施した。

### ● 今年度の研究成果の概要

航空プログラムグループD-SENDチームのD-SENDプロジェクトの支援としてD-SEND#1の試験に先立ち，フラッタ解析を実施し，マージンが十分にあることを確認した。

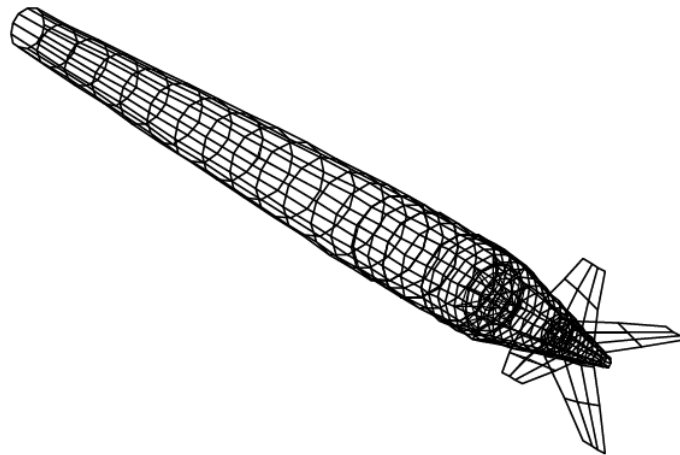


図1 D-SEND#1 のフラッタ解析モデル（構造）

### ● 研究成果の公表状況

#### 口頭発表

- 1) 齊藤健一，高戸谷健，“D-SEND1のフラッタ解析について”，MSC.Software Users Day，2011/06/07，東京



# 航空機の空力・騒音に関する研究

Study on Aerodynamics and Aeroacoustics for Civil Aircraft

## ● 研究グループ

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

研究分担者：村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)

今村太郎(imamura.taro@jaxa.jp)

田中健太郎(kentaro@chofu.jaxa.jp)

平井 亨(thirai@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

- (1) 風洞試験事前検討・設計解析
- (2) 航空機主脚騒音低減デバイス設計指針抽出
- (3) 航空機高速オフデザイン特性改善デバイスの設計手法高度化

## ● 研究の概要

### (1) 風洞試験事前検討・設計解析

航空機高揚力装置騒音計測低速風洞試験及び高速形態空力風洞試験を実施するにあたり、その模型設計や風洞壁/支持干渉などの事前検討解析を行う。

### (2) 航空機主脚騒音低減デバイス設計指針抽出

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

### (3) 航空機高速オフデザイン特性改善デバイスの設計手法高度化

高速オフデザイン飛行時に問題となりうる衝撃波剥離を抑える小型空力デバイスのボルテックスジェネレータは、これまでは経験的手法に基づいて設計を行い飛行試験にてその効果を確認する事が多く、リスクが高い。そのため、風洞試験及び数値解析によるVGに関する設計知見抽出及び評価・設計手法を確立し、ボルテックスジェネレータ設計手法の高度化を行う。

## ● 今年度の研究成果の概要

### (1) 風洞試験事前検討・設計解析

模型やデバイスの設計と特性推算、風洞壁/支持干渉調査を行い、風洞模型を設計・製作した。また、試験ケース数の絞り込みや風洞試験通風条件を策定した。

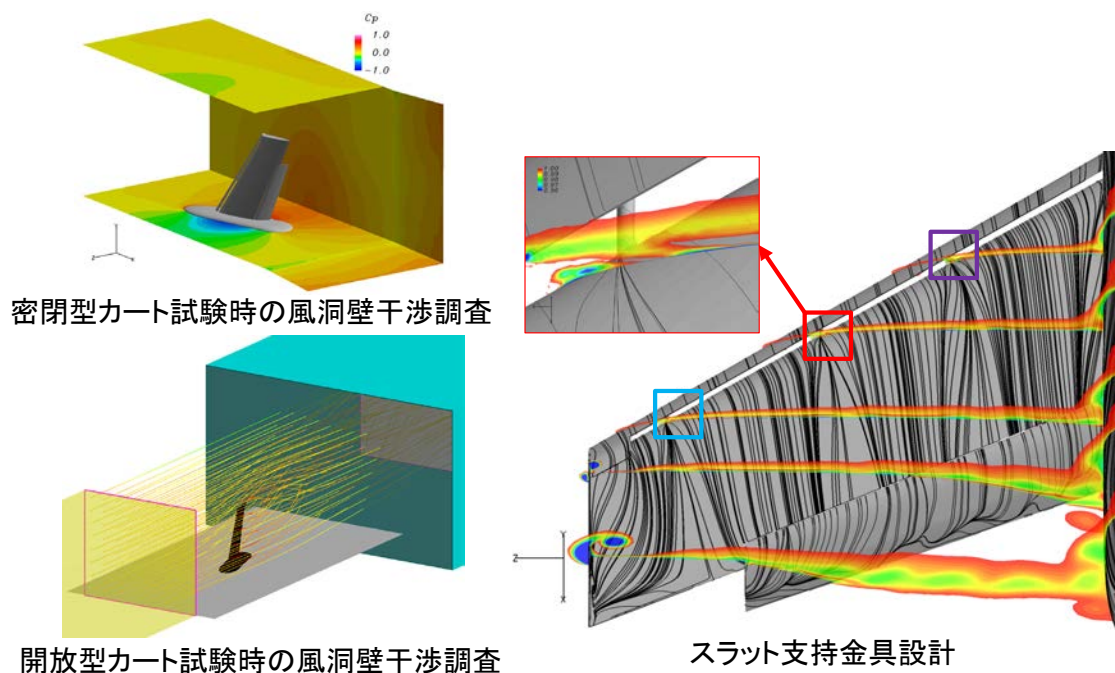
### (2) 航空機主脚騒音低減デバイス設計

車軸周囲の部品形状変化に対する流れ場変化を示した。また、風洞試験により騒音低減効果が確認された車間フェアリング型低騒音化デバイスに対して、流れ場を分析し、騒音低減メカニズムと更なる低騒音化のための改善点を明らかにした。

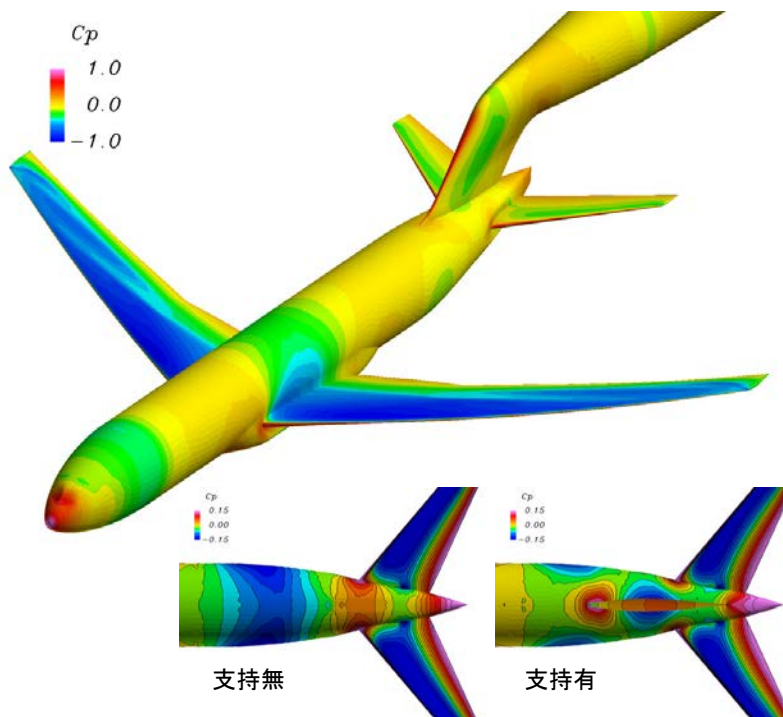


### (3) 航空機高速オフデザイン特性改善デバイスの設計手法高度化

ボルテックスジェネレータの効果を評価するために、必要な CFD 技術（特に計算格子解像度）を明らかにして、パラメータ（高さ、間隔など）に対する 3 次元翼の性能改善の感度を調べた。ボルテックスジェネレータ基本評価風洞試験（H24 年度実施予定）の準備として、事前 CFD 解析も用いながら、模型スペックの設定と既存模型改修，評価パラメータの設定と風洞試験のリスク検討を行った。

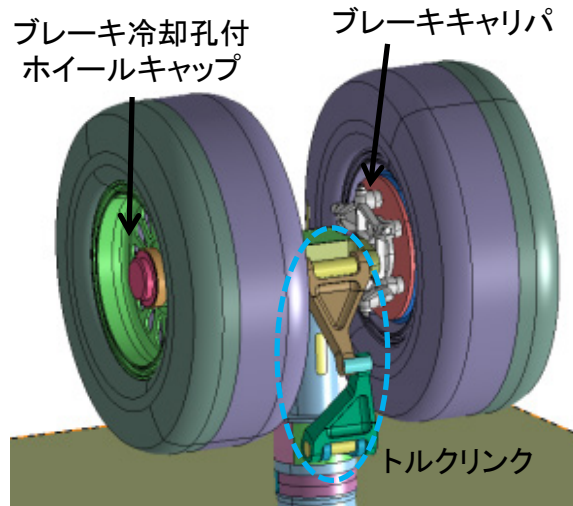


(a) 航空機高揚力装置騒音計測低速風洞試験風洞 試験事前検討・設計解析例

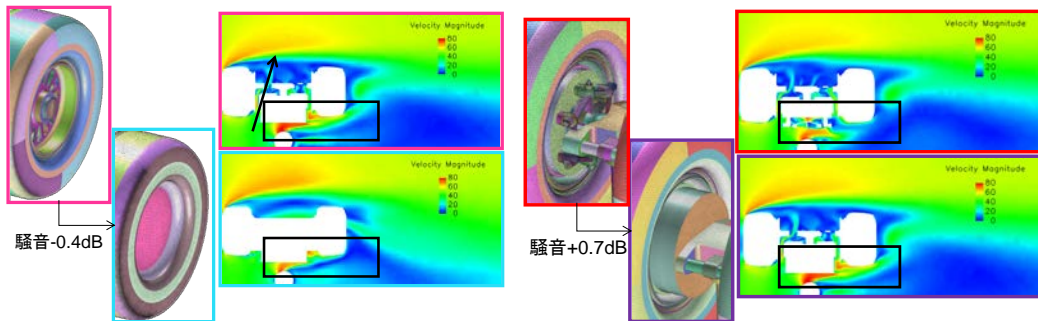


(b) 高速形態空力風洞試験 事前検討解析例

図 1 風洞試験事前検討・設計解析



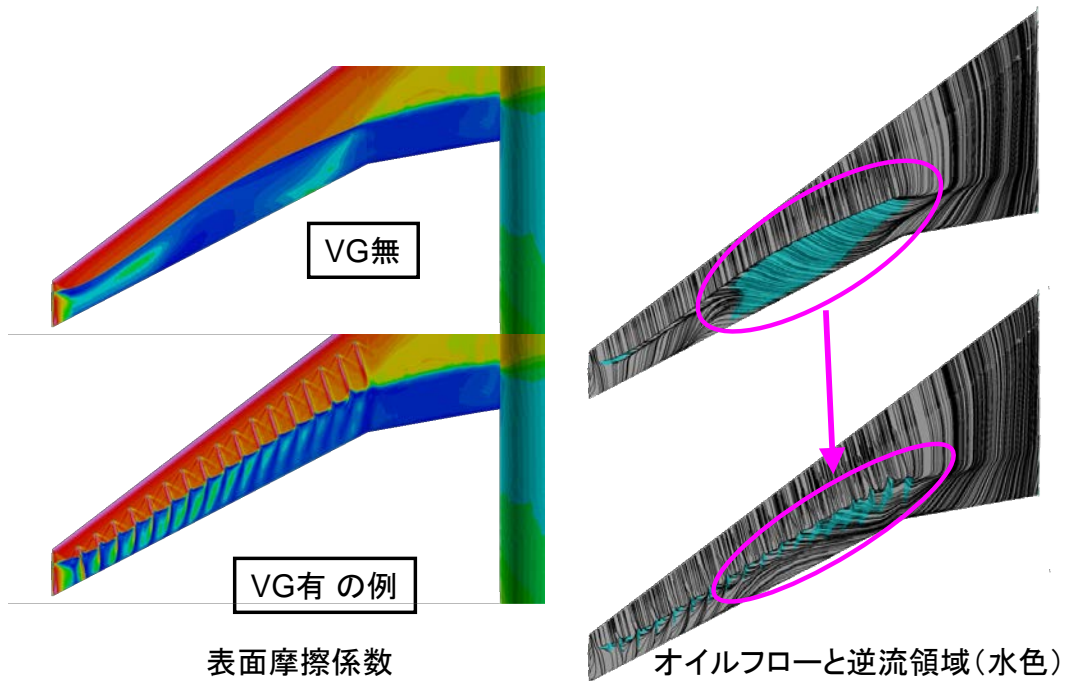
降着装置のタイヤ周辺の形状



ホイールキャップのブレーキ冷却孔

ブレーキ周辺の詳細な構造

図2 主脚周りのCFD解析例 タイヤ周辺の形状が流れ場構造に与える影響



表面摩擦係数

オイルフローと逆流領域 (水色)

衝撃波剥離 (水色) が減少して衝撃波が後退し高迎角時の揚力低減とピッチアップ特性改善

図3 ボルテックスジェネレータ 評価解析例

## ● 研究成果の公表状況

### □ 頭発表

- 1) Murayama, M., Yokokawa, Y., Kato, H., Ura, H., Uchida, H., Yamamoto, K., Abe, K. and Wu, L, “Computational and Experimental Study on Noise Generation from Tire-Axle Regions of a Two-Wheel Main Landing Gear,” AIAA Paper 2011-2821, 2011.
- 2) 村山, 横川, 平井, 山本, 今村, 阿部, 武, “航空機二輪型主脚車間部からの騒音発生に関する数値解析,” 第43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2011, 2011.
- 3) 村山, 横川, 平井, 山本, “航空機二輪型主脚周りの流れ場の数値解析,” 第49回飛行機シンポジウム, 2011.
- 4) Yamamoto, K., Murayama, M., Yokokawa, Y., Ura, H. and Imamura, T., “Experimental and Numerical Study on a Two-wheel Main Landing Gear Noise,” Proc. of Inter-Noise 2011, 2011.
- 5) Murayama, M., Yamamoto, K., Yokokawa, Y. and Hirai, T., “Noise Prediction Study from Two-Wheel Main Landing Gear Using Lattice Boltzmann Method,” Proc. of ICFD 2011, 2011.

# CFD の小型旅客機設計適用に関する研究

Application of CFD to Small Civil Aircraft Design

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

飛行試験実施を見据えた高速オフデザイン特性のリスク対策.

## ● 研究の概要

高速オフデザイン領域にて発生する強い衝撃波を伴った剥離に関し，衝撃波強度の低減を目的とした小型の空力デバイス（Vortex Generator）の空力設計及び空力特性の推算を実施する.

## ● 今年度の研究成果の概要

通常ミッション（離陸⇒上昇⇒巡航⇒降下⇒着陸）に加えて，オフデザイン領域へもCFD解析技術を適用する事で，全飛行領域におけるCFD解析技術を確立した.

全飛行領域で適用可能なCFD解析技術を利用し，飛行試験リスク対策として，特にオフデザイン領域にて問題となる可能性のある強い衝撃波を伴う剥離を抑える小型空力デバイス（Vortex Generator）の空力設計及び空力特性推算を実施した.

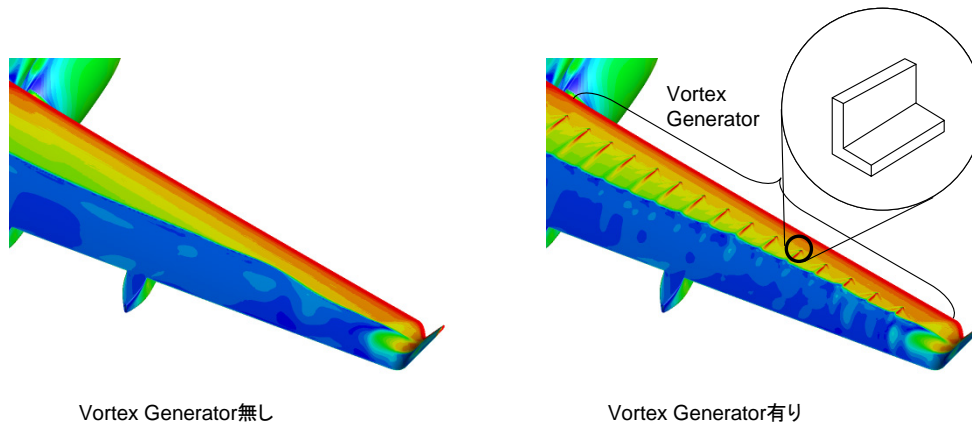


図1 小型空力デバイス（Vortex Generator）搭載 CFD 解析

# 将来型航空輸送機の空力形状設計

Aerodynamic Design of Next Generation Civil Transports

## ● 研究グループ

研究代表者：JAXA 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：JAXA 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，  
村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)  
首都大学東京 システムデザイン学部航空宇宙システム工学コース，  
金崎雅博(kana@sd.tmu.ac.jp)  
首都大学東京大学院 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域，埴田 亮  
首都大学東京大学院 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域，成田康浩

## ● 計算の目的

本申請研究では、非構造格子ベースの RANS ソルバー、TAS コード(Tohoku university Aerodynamic Simulation Code) を用いて、翼胴融合形態設計やエンジンインテグレーションを伴う翼胴ナセル形態設計を行う事が出来るツール類を整理する。翼胴融合形態設計においては、これまで内外で行われた検討よりも小型となる 150 席クラスの機体形状を検討する。翼胴融合形態は静粛性或客室快適性の高さが期待出来るため、小型機向けについても空力性能を向上させることで、将来的に有望な小型翼胴融合機空力形状を見出す。また、翼胴ナセル形態設計についてもエンジンバイパス比向上に伴って、翼胴干渉や統合問題を含めて新たに検討すべきテーマである。申請研究では、エンジンナセル形状の効率的設計法を構築し、それをエンジンナセル-翼胴設計問題に活用する。

## ● 研究の概要

本申請研究では、下記のテーマを行った。

- ・ Kriging法と多目的遺伝的アルゴリズムによる、150人乗り翼胴融合形態の空力最適設計
- ・ 150人乗り翼胴融合形態の空力最適設計結果に基づく、設計変数寄与度分析及びデータマイニング
- ・ 基準翼型の再検討と三次元展開
- ・ エンジンナセル形状表現、パラメータ化
- ・ エンジンナセル形状決定パラメータに関する空力的な感度調査

## ● 今年度の研究成果の概要

本申請研究により、下記の研究成果を得た。

- ・ 翼胴融合形態の空力最適設計結果に用いる形状生成法を開発した。
- ・ 翼型の変更により巡航揚抗比20以上を達成する翼胴形状について設計知識を得た。
- ・ 翼型を更に改良する事により、外翼部での造波抵抗を削減できる見通しである。
- ・ ナセル形状を汎用的に表現する形状生成法を開発した。
- ・ ナセルカウル形状について、空力的に有望な設計変数の組み合わせを見出した。
- ・ エンジンナセルにパイロン形状を付加し、一般的な翼胴形態と統合した形状を作成した。



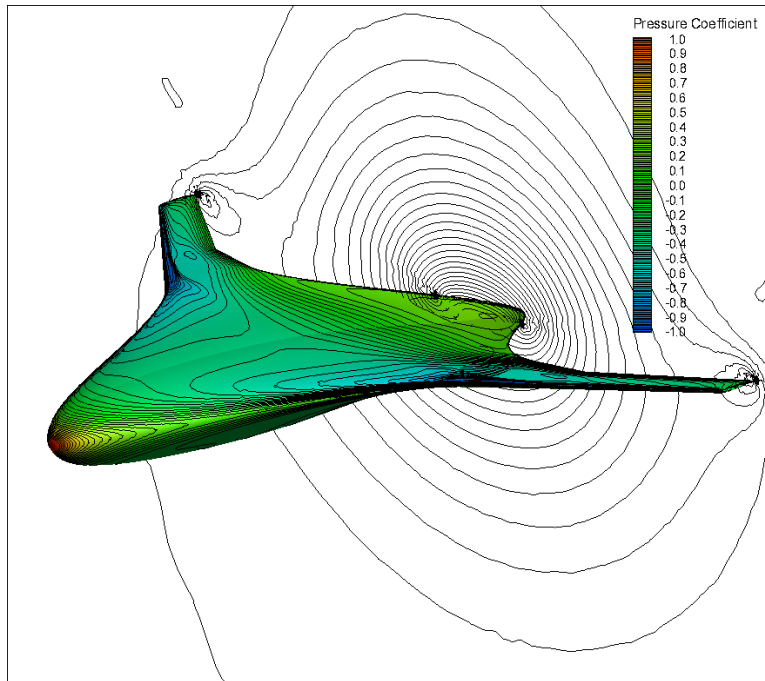


図1 翼胴融合機の空力形状設計と表面圧力分布.

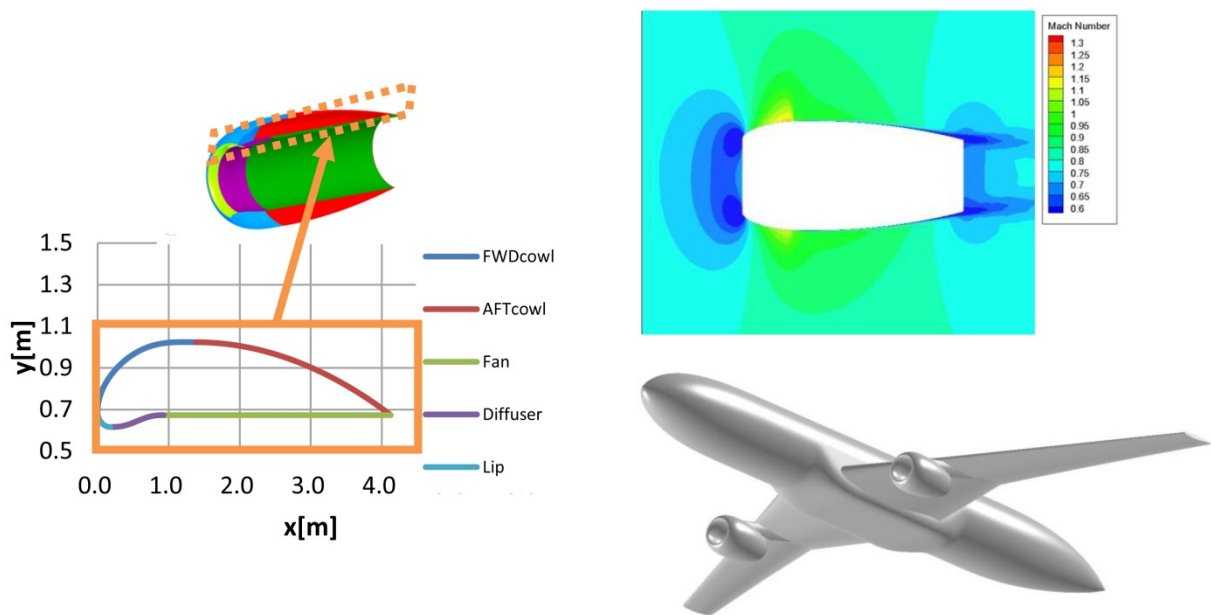


図2 エンジンナセルの空力形状定義法と空力計算結果, 及び作成したナセルの翼胴形態への統合.

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 埴田 亮, 奈良拓矢, 柴田 真, 野村聡幸, 村山光宏, 山本一臣, 金崎雅博, 「Kriging 法による翼胴融合型旅客機の空力形状最適設計」, 第 49 回飛行機シンポジウム, JSASS-2011-5044, 金沢市, 11 月 2011 年.
- 2) 金崎雅博, 埴田 亮, 奈良拓矢, 柴田 真, 野村聡幸, 村山光宏, 山本一臣, 「Novel Wing Body としての翼胴融合機空力設計」, 平成 23 年度航空宇宙空力班シンポジウム～航空宇宙工学における空気力学の挑戦 2012～, P3, 仙台市, 2012 年 1 月.



# 極超音速機の空力性能に関する研究

The studying of aerodynamic performance of hypersonic experimental vehicle

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，本郷素行(hongoh@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：早稲田大学，入貝優介(yusuke0602@akane.waseda.jp)

早稲田大学，富岡 俊(tw210a09ms09ie80@toki.waseda.jp)

早稲田大学，前島陽平(toki.waseda@toki.waseda.jp)

## ● 計算の目的

現在開発中の極超音速実験機 HYTEX に関して，風洞試験により空力特性を取得し，空力性能を向上させるために機体形状の改良を行っている．本研究は，風洞試験の事前に数値解析を実施することで，試験模型の決定，および風洞試験結果との比較検討を行うことを目的としている．

## ● 研究の概要

本研究では極超音速機の機体形状の改良を行うために数値解析によるパラメトリックスタディを行った．検討箇所は胴体形状，主翼平面形状，主翼断面形状である．また，本年度は機体－推進統合設計に向け，ダイバータ形状についても検討を行った．

## ● 今年度の研究成果の概要

極超音速機に設けたダイバータの影響について調査結果を述べる．計算結果より，機体下面で境界層の剥離等により発生する衝撃波がダイバータの内部に収まっている形状（図1）ではインテーク性能に大きな変化がないことが確認された．ただし，ダイバータ半頂角を大きくしていくと，剥離点が上流へと移動し，ダイバータよりも前方で衝撃波が形成されるため（図2），インテーク性能が低下した．ダイバータ部での抵抗に関しては，半頂角の増加及び，高さの増加に伴い増加する事が確認された．

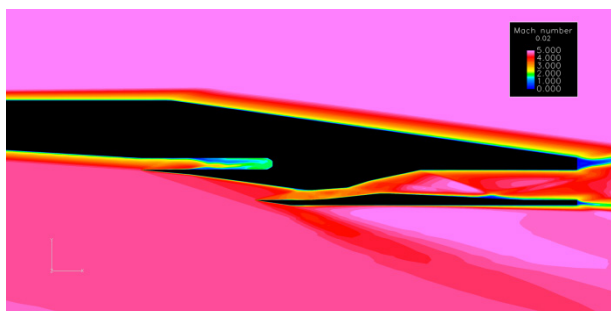


図1 性能に変化が見られない形状

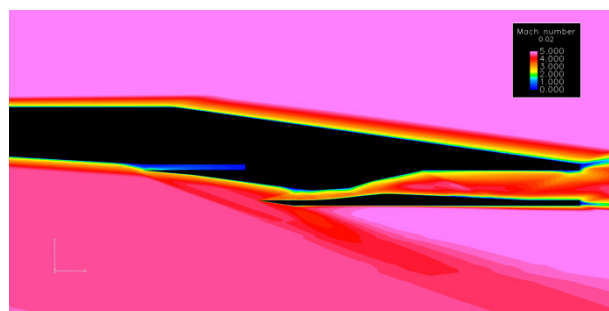


図2 性能が低下した形状

# 超音速再突入における DSMC 粒子計算

## DSMC Simulations for Hypersonic Reentry Flows

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

連続体を仮定したCFD (数値流体力学)が様々な流れ場の数値計算において使用されている。しかし、極超音速再突入流れは非連続、非平衡、ブレイクダウン効果等を考慮する必要があるため、粒子計算を行う必要がある。そのため本計算ではDSMC (direct simulation Monte Carlo)粒子計算コードを開発し、その最適化を図ることを目的とする。

### ● 研究の概要

極超音速再突入非平衡流れを計算するMOTIF(Modeling of Transitional-Ionized Flows)DSMCコードを開発する。まず、回転、振動緩和モデル、化学反応モデル等をMOTIFコードに組み入れ、次に荷電粒子モデル、電子励起モデル、アブレーションモデル、輻射モデルを確立し、MOTIFコードを完成させる。最後にMPI並列化によりその計算効率を高め、様々なミッションにおける希薄不安定性等を評価する。

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、二次元軸対称および三次元MOTIF-DSMCコードを開発した。回転、振動緩和モデル、TCE(Total Collision Energy)化学反応モデルの基本コードを拡張し、荷電粒子モデル、電子励起モデルを確立した。このコードを用いて、ハヤブサ再突入流れの後解析、火星無着陸サンプルリターンの実現に向けた大気突入流れの計算、極超音速希薄風洞ノズル流れの計算等を行った。今後は、電子励起反応モデルの高精度化、アブレーションモデル、輻射モデル等の開発を行う。

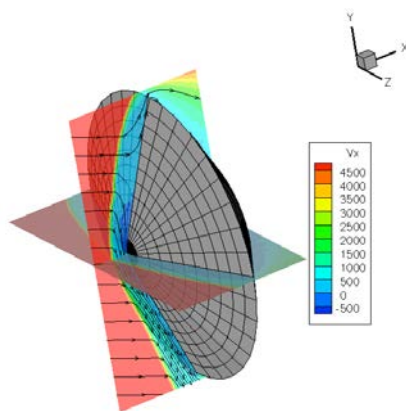


図1 火星エアロキャプチャ実証機の火星大気突入DSMC流れ場：流速の等高線図

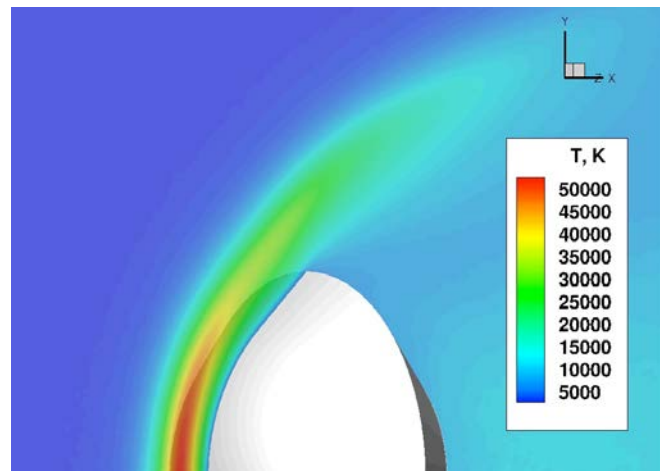


図2 高度87 km におけるハヤブサ再突入DSMC流れ場：並進温度の等高線図

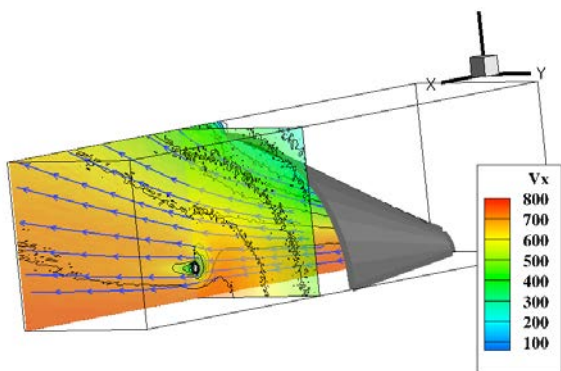


図3 極超音速希薄風洞のノズル流れ(DSMC 三次元計算)  
: 流速の分布

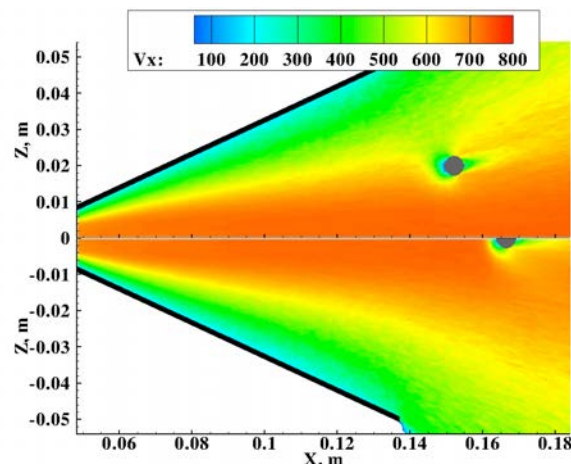


図4 希薄風洞流れの模型による影響  
: DSMC 流速の等高線図

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Investigation of Martian-Dust Drag and Heat Transfer for Mars Sample Return Mission," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 25, No. 3, pp. 341-353, 2011.
- 2) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "DSMC Dusty Flow Simulation for Non-stop Mars Sample Return Mission," 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, AIP Conference Proceedings, edited by D. A. Levin, I. J. Wysong, and A. L. Garcia, Vol. 1333, pp. 1325-1330, 2011, ISBN:978-0-7354-0889-0.
- 3) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Investigation of Drag and Heat Transfer for Martian Dust Particles," 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, AIP Conference Proceedings, edited by D.A. Levin, I. J. Wysong, and A. L. Garcia, Vol. 1333, pp. 197-202, 2011, ISBN: 978-0-7354-0889-0.
- 4) Fujita, K., Suzuki, T. and Ozawa, T., "Development of a Pilot Model of Hypersonic Rarefied Wind-Tunnel," 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, AIP Conference Proceedings, edited by D. A. Levin, I. J. Wysong, and A. L. Garcia, Vol. 1333, pp. 407-412, 2011, ISBN: 978-0-7354-0889-0.

### 査読なし論文

- 5) Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., "Experimental and Numerical Study of Flow Diagnostics in Hypersonic Rarefied Wind Tunnel in JAXA," AIAA Paper 2012-0370, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee, Jan. 9-12, 2012.
- 6) Ozawa, T. Suzuki, T., and Fujita, K., "Coupling Particle Simulations with Aerodynamic Measurement in the Hypersonic Rarefied Wind Tunnel," 55th Space Sciences and Technology Conference, Matsuyama, Ehime, Japan, Nov. 30-Dec. 2, 2011.
- 7) Fujita, K., Ozawa, T., Okudaira, K., Mikouchi, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., Tsuda, Y., Ogawa, N., Tachibana, S., and Satoh, T., "Conceptual Study and Key Technology Development for Mars Aeroflyby Sample Collection," IAC-11.A3.3A.3.x10771, 62nd International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa, October 3-7, 2011.

- 8) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry," AIAA Paper 2011-3311, 42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, Hawaii, June 27-30, 2011.
- 9) Ozawa, T., Suzuki, T., Osawa, H., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Electronic Excitation Modeling for Inductively Coupled Plasma Flows," AIAA Paper 2011-0142, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, Jan. 4-7, 2011.

# 将来宇宙輸送システムの空力設計

## Aerodynamic Design of Future Space Transportation System

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

当センターで検討を進めている将来宇宙輸送システムの空力特性を推算する。

### ● 研究の概要

宇宙と地上を多数回往復できる宇宙輸送システムの実現を目指して、宇宙輸送ミッション本部では、将来の目標とするリファレンスシステムの検討を進めている。

空力、体積、表面積などを考慮して形状を設定し、その空力特性を推算した。また、得られた結果をもとに形状変更を行った。

格子生成にはHexaGrid、流体ソルバにはTASまたはFaSTARを用いた。

### ● 今年度の研究成果の概要

特に低速、極超音速でのCFDを中心的に行い、その空力データを取得した。CFDで得た空力特性は軌道計算及び着陸性能推算にて、またCp分布は構造設計にて用いられている。

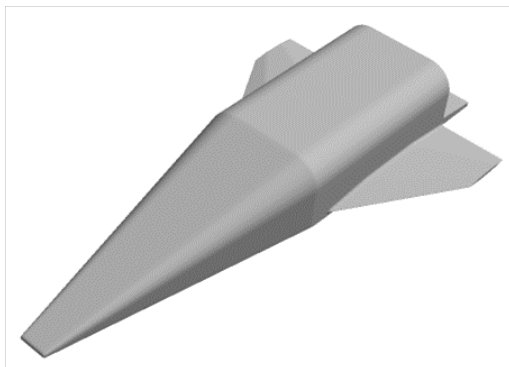


図1 機体形状例

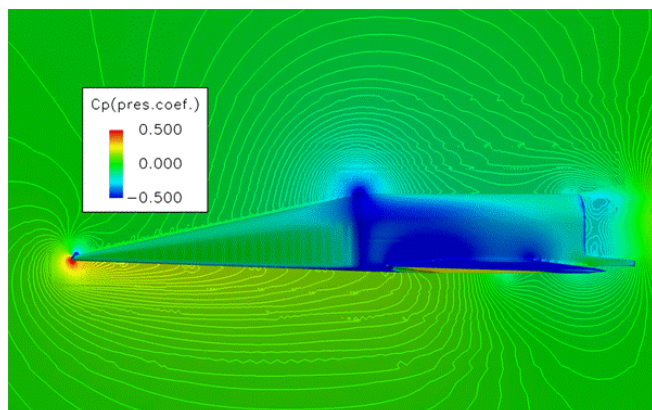


図2 FD 結果例 (M=0.3, AOA=15deg)



# 圧縮性乱流の large-eddy simulation に関する研究

Large-eddy simulation of compressible turbulent flows

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，河合宗司(kawai@flab.isas.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

宇宙機の空力や空力加熱に多大な影響を与える，衝撃波や剥離をともなう実機レベルの高レイノルズ数流れ解析を可能とするlarge-eddy simulation(LES)の壁面モデルを開発する。

## ● 研究の概要

衝撃波や剥離をともなう高レイノルズ数壁面流れのLES解析を可能とする為，シンプルで物理的な考察に基づくLESの壁面モデルを提案する。本研究では壁面摩擦を直接モデル化する手法をベースとし，LESの壁面モデルに関する重要課題“log-layer mismatch”とそれに関連した壁面摩擦や乱流統計量予測エラーを解決する新しいアプローチを提案した。解析ではlog-layerにおける乱流の長さスケールがどう変化するか，計算スキームで必要となる格子解像度をカップリングさせることで，モデリングエラーの原因を明らかにし，シンプルで効果的な解決法を提案した。解析やアプローチ構築は圧縮性流体をベースとして議論したが，非圧縮性流体への展開も同様の議論が適用可能である。

## ● 今年度の研究成果の概要

今年度は，まず昨年度に続いて高レイノルズ数付着乱流境界層の数値実験で本提案手法の妥当性の検証を完了させ，高レイノルズ数の衝撃波-乱流境界層干渉剥離流れへ本手法を適用し，その有効性の検証をスタートさせた。

ここでは壁面モデルのエラー解析やその解決法，付着乱流境界層を用いた数値実験の詳細に関しては研究成果1を参照していただくことにして，プレリミナリーな結果ではあるが剥離をともなう高レイノルズ数非平衡乱流境界層への本壁面モデルの有効性検証に関して結果の一例を示す。解析対象とした衝撃波-乱流境界層干渉剥離流れはマッハ数1.69，レイノルズ数 $Re_\theta=50,000$ ，境界層と干渉する斜め衝撃波の偏向角は6.0度である。このレイノルズ数は通常のLESでは計算できない高レイノルズ数であるが，壁面モデルを用いる事により300万点規模の格子でLES解析が可能となる。またここでは，6次精度コンパクト差分法を用いて衝撃波をロバストに捕らえるためlocalized artificial diffusivity (LAD)法を用いている。

Fig.1は壁面モデルを用いたLESで得られた瞬間の流れ場である。付着乱流境界層が斜め衝撃波と干渉し，その背後で剥離(青色の領域)，再付着する様子が壁面モデルを用いたLESで再現できている。衝撃波干渉による剥離・再付着領域における本LESと実験との比較をFig.2に示す。剥離領域の平均速度や速度変動量に関して，実験データと本LESは定性的に良好な一致を示している。しかし定量的に見ると，本LESは剥離域の速度変動を実験データと比べ過小評価している。また $u'$ に現れているように，実験と比べ本LESでは衝撃波変動が弱く出ている(もちろん衝撃波付近におけるPIV誤差である可能性もある)。このテストケースに関して現在，更に詳細な検証を進めているところである。



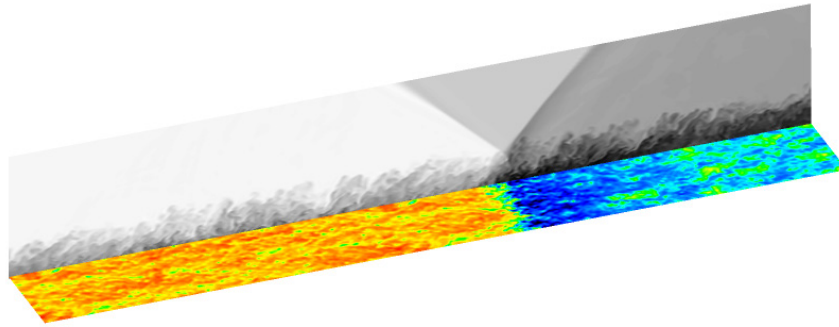


Fig.1 Wall-modeled LES of shock/turbulent boundary layer interaction at  $M=1.69$  and  $Re_\theta=50,000$ . Streamwise velocity contours at wall-parallel plane at  $y+=590$  and temperature contours at side-plane.

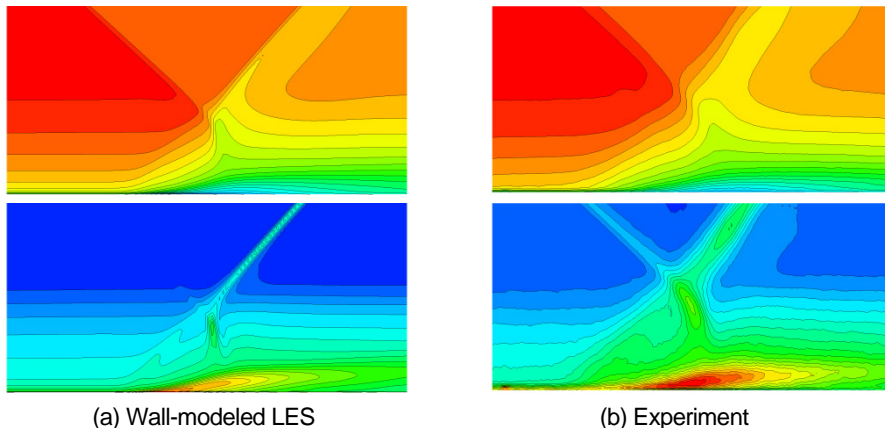


Fig.2: Comparisons of mean streamwise velocity (top) and streamwise velocity fluctuation (bottom) distributions between wall-modeled LES and experiment. 20 equally spaced contours:  $-0.1 < U/U_{inf} < 0.99$ ,  $0 < u'/U_{inf} < 0.18$ .

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) S. Kawai and J. Larsson, "Wall-modeling in large-eddy simulation: length scales, grid resolution and accuracy," *Physics of Fluids*, 24 (1), 0150105 (2012).

### 査読なし論文

- 2) S. Kawai, "A dynamic procedure for wall-modeled large-eddy simulation of high Reynolds number flows," AJK2011-02012, ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference 2011, ASME, Hamamatsu, Japan, July 2011.
- 3) S. Kawai and J. Larsson, "Wall-modeling in large-eddy simulation at high Reynolds number: an approach to predict accurate skin friction," D11.00004, 64rd APS Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics, APS, Baltimore, MD, November 2011.
- 4) 河合宗司, "LESにおけるダイナミック壁面モデルの提案: 高レイノルズ数流れにおける壁面摩擦と乱流統計量の正確な予測," 1D02, 第43回流体力学講演会, 早稲田大学, 2011年6月.
- 5) 河合宗司, J. Larsson, "LESの壁面応力モデル: 乱流長さスケール解析に基づく "log-layer mismatch" 解決法の提案," B01-4, 第25回数値流体力学シンポジウム, 大阪大学, 2011年12月.

# 液体ロケットエンジン設計解析技術の高度化に関する研究

Development of Simulation Tools for Liquid Rocket Engine Design Analysis

## ● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，谷 直樹(tani.naoki@jaxa.jp)

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

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

情報・計算工学センター，大門 優(daimon.yu@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

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

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

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

## ● 今年度の研究成果の概要

第4項で挙げた各研究テーマについてはFY23研究計画を予定通り完了した．これらの研究テーマで開発されている幾つかのツールは，実際に宇宙輸送ミッション本部からの要請に応じて実施された支援解析で活用され，さらにJAXA開発ツールをエンジン設計現場への適用を実施し，LE-X形状評価解析を実施した．具体的には下記4テーマであり，個々の具体的成果も以下に示す．

### (1) LE-X燃焼室再生冷却解析

LE-X燃焼室再生冷却性能予測技術の研究開発の一環として，サブスケールおよびフルスケール燃焼器双方の解析の試行を実施している．メーカ設計解析ツールとの相互検証を実施し，エンジン設計現場における設計解析技術の高度化に貢献した．

## (2) LE-X燃焼室寿命予測評価解析

過去のエンジンで見られたスロート縮小問題に関して、現象を支配するパラメータをシミュレーションから同定し、同現象の発生メカニズム解明とLE-Xエンジン信頼性向上に貢献した。

## (3) LE-X全系ハザード解析

LE-Xエンジンの定量的リスク評価の一環としてエンジン全系の統合解析手法を構築し、不具合発生時の事象を予測評価すると共にエンジン設計の信頼性評価を実施した。本年度は混合比不良を起因とするハザードモード評価を実施し、リスク評価指針として活用可能なデータを提供した。

## (4) 設計現場での高度シミュレーション技術の活用

JEDI 解析ツールによる噴射器、ミキサー、及び燃焼器を対象とした LE-X 形状評価解析を実施し、上記解析作業を通して設計ツールとしての評価を実施することで、設計現場のニーズにマッチしたロケットエンジン解析ツールの獲得及び LE-X エンジン設計解析技術の向上に貢献した。

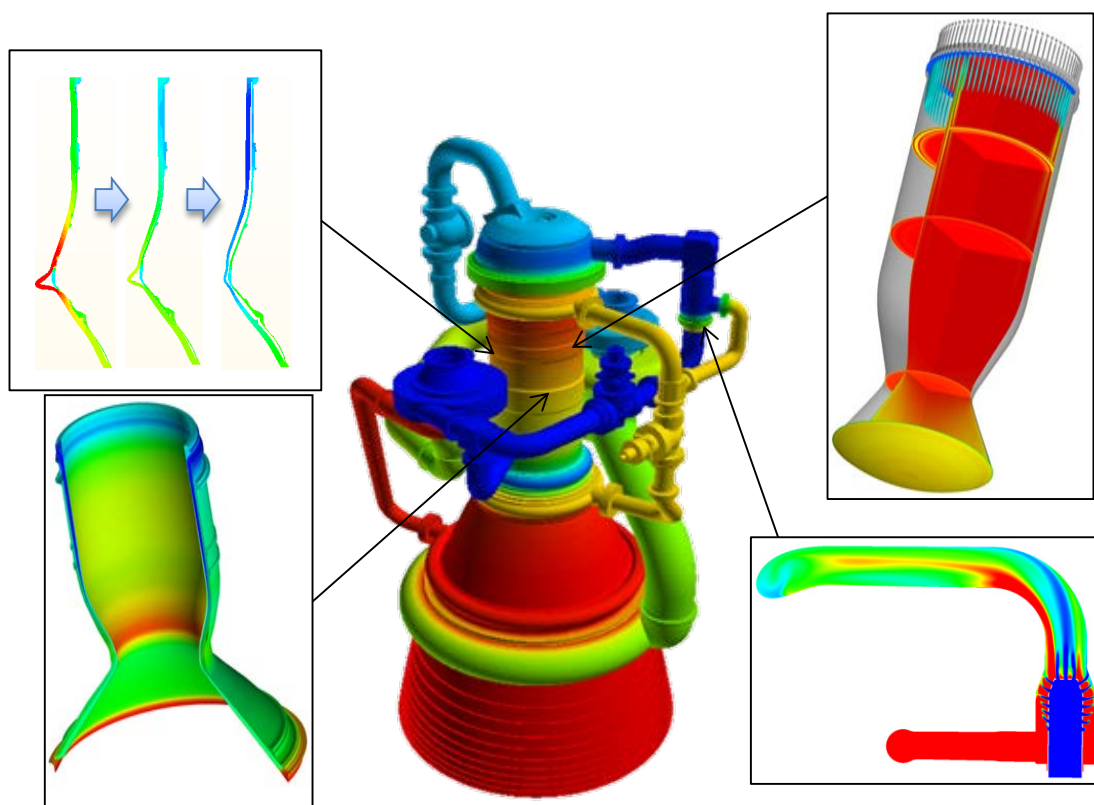


図1 LE-X エンジン関連解析

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Tani, N., et al., “Investigation on an Influence of Flow Coefficient to Inducer Rotating Cavitation,” ASME Journal of Fluids Engineering, 2012, vol. 134, No.2
- 2) 西元美希 他 4 名, “極限マルチフィジクス環境における液体ロケットエンジンの破損メカニズムの解明 (燃焼室スロート残留変形)”, 日本機械学会論文集 A 編 (投稿中)
- 3) Terashima, H., Kawai, S., Yamanishi, N., “High-resolution numerical method for supercritical flows with large density variations,” AIAA Journal, 49(12), pp. 2658-2672, 2011

## 口頭発表

- 4) Tani, N., et al., "An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Risk Mitigation Study of Turbine Blade Break off -," 4TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS), 2011
- 5) Tani, N. et al., "An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine -Engine Performance Evaluation and Risk Mitigation Study -," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011
- 6) 山西伸宏, 谷 直樹, "ロケットエンジン全体の高精度解析への挑戦", VINAS User Conference, 2011
- 7) Yamanishi, N. and Tani, N., "An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Grid Generation Challenge for Full-Scale Rocket Engine Simulation -," POINTWISE User Group Meeting, 2011
- 8) Tani, N., et al., "An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Evaluation of Propellant Leakage to Engine System -," Space Propulsion 2012, 2012 (予定)
- 9) Tani, N., et al., "An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine -Combustion Chamber Risk Evaluation -," 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012 (予定)
- 10) Kawatsu, K., et al., "Multi Objective Optimization of a Supersonic Axial Turbine Blade Row Shape for Rocket Engine Turbopump," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011
- 11) Watanabe, D., et al., "Application of High Fidelity Simulation to LE-X Engine Development," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011
- 12) 西元美希 他5名, "液体ロケットエンジン外筒付き燃焼室の破損メカニズムの解明 (上段エンジン変形メカニズムの現象理解)", 第55回宇宙科学技術連合講演会, 2011
- 13) Negishi, H., et al., "Flowfield and Heat Transfer Characteristics of Cooling Channel Flows in a Subscale Thrust Chamber," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011
- 14) Daimon, Y., et al., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively-Cooled Thrust Chambers (Multi-Injector Flow Features)," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011
- 15) 根岸秀世 他2名, "一様加熱円管内における超臨界圧水素の熱流動基礎特性", 第25回数値流体力学シンポジウム, 2011
- 16) 根岸秀世 他4名, "サブスケール水素冷却チャンバーの冷却流路内熱流動特性", 日本航空宇宙学会北部支部2012年講演会および再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2012(予定)
- 17) 大門 優 他3名, "液体ロケットマルチエレメント燃焼器における流れ場および熱伝達特性", 日本航空宇宙学会北部支部2012年講演会および再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2012(予定)
- 18) Negishi, H., et al., "Influence of Coolant Flow Direction on Flowfield and Heat Transfer Characteristics in A Regeneratively-Cooled Thrust Chamber," Space Propulsion 2012, 2012 (予定)
- 19) Daimon, Y., et al., "Flowfield and Heat Transfer Characteristics of A GH2/LOX Calorimeter Chamber with Muliti-Injector Elements," Space Propulsion 2012, 2012 (予定)
- 20) Negishi, H., et al., "Flowfield and Heat Transfer Characteristics of Cooling Channel Flows in A Methane-Cooled Thrust Chamber," 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012 (予定)
- 21) Daimon, Y., et al., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Optimal Solution Procedures for Heat Flux Estimation of A Full-Scale Thrust Chamber)," 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012 (予定)
- 22) Terashima, S. Kawai, N, Yamanishi, "Investigations of trans/supercritical jet mixing using a high-resolution numerical method," AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit, 2011

- 23) 寺島洋史, 河合宗司, 山西伸宏, “超臨界圧/遷臨界ジェットのLES解析: 噴流構造と特徴的な振る舞いについて,” 第43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2011, 2011

#### ポスター発表

- 24) 谷 直樹 他4名, “LE-Xエンジン全系の高精度流体解析による複合ハザード事象評価への取り組み”, JAXA宇宙航空技術研究発表会, 2011
- 25) 谷 洋海 他5名, “LE-Xエンジン全系の高精度流体解析による複合ハザード事象評価への取り組み”, TXテクノロジー・ショーケース, 2011

# ロケット打ち上げ時の音響振動, 及びオーバープレッシャーに関する解析

Study on Lift-off Acoustics and Ignition Over-Pressure.

## ● 研究グループ

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

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

株式会社 菱友システムズ, 竹川国之(takekawa@flab.isas.jaxa.jp)

株式会社 菱友システムズ, 伊藤浩之(hiro-ito@flab.isas.jaxa.jp)

株式会社 菱友システムズ, 水尻純平

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

音響環境条件を予測する際に最低必要となる500Hz(1/1オクターブバンド)を解析することを目的とし、upacs-LESを用いて液体・固体サブスケールエンジンのフリージェット試験データやコールドジェットを用いた簡易火炎偏光板実験データとの比較による精度検証を実施した。(前者はJAXA/CNES共同研究, 後者はJAXA/東京大学共同研究) また、イプシロンロケットの低騒音射点設計のためにupacs-LESを用いた解析を実施した。更に、JAXA/NASA Ames研究所との共同研究を通してオーバープレッシャー解析技術に関する研究を実施した。

## ● 今年度の研究成果の概要

CNES共同研究や東京大学との共同研究を通して基礎的な形状に対する精度検証を実施した。またイプシロンロケットの模擬射点音響環境試験を対象として、複雑な実射点形状に対する解析を実施し、実機スケールで800Hzまでを4dBの精度で解析することが可能となった。(図1と2) この解析結果より騒音発生機構を調べ、射点の低騒音化に資する設計データを供給した。一方、NASA共同研究ではオーバープレッシャーを解析する際に必要となる空間・時間積分法に関して研究を行った。



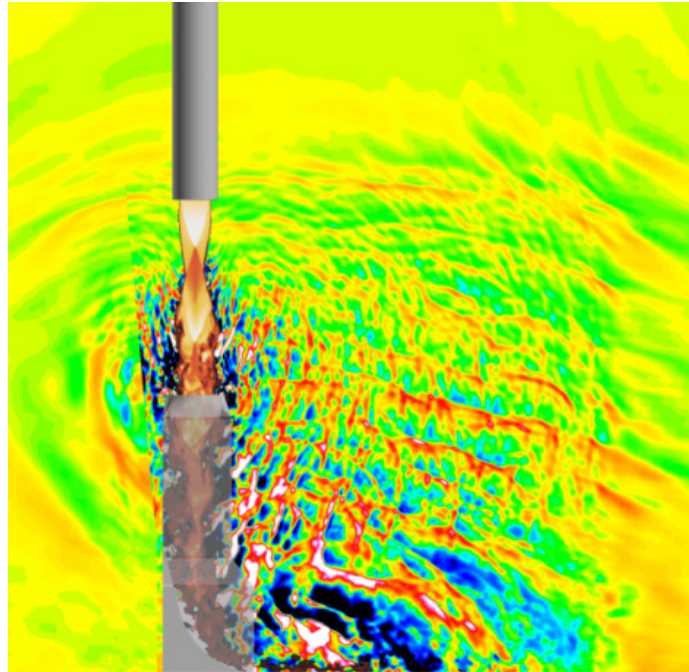


図1 イプシロン模擬射点周りの静圧分布

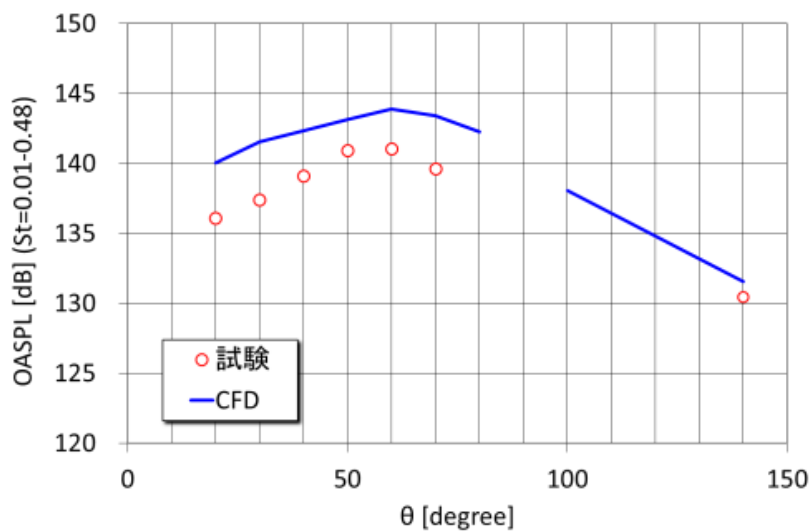


図2 試験データとの比較.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) Seiji Tsutsumi, Taku Nonomura, Kozo Fujii, Yuta Nakanishi, Koji Okamoto, and Susumu Teratmoto, "Mechanism of Acoustics Radiation from Supersonic Jets Impinging to Inclined Flat Plates," Journal of Acoustical Society of America, Vol.130, No.4, pp.2511.

### 口頭発表

- 2) Seiji Tsutsumi, Ryoji Takaki, Yuta Nakanishi, Koji Okamoto, and Susumu Teramoto, "Numerical Simulation on Acoustic Radiation from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Plate," AIAA-2011-2922, 2011.

# ロケットフェアリング遷音速流れ解析

Transonic flowfield around a rocket faring

## ● 研究グループ

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

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

株式会社 菱友システムズ，竹川国之(takekawa@flab.isas.jaxa.jp)

株式会社 菱友システムズ，伊藤浩之(hiro-ito@flab.isas.jaxa.jp)

株式会社 菱友システムズ，岡田浩一(okada@flab.isas.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

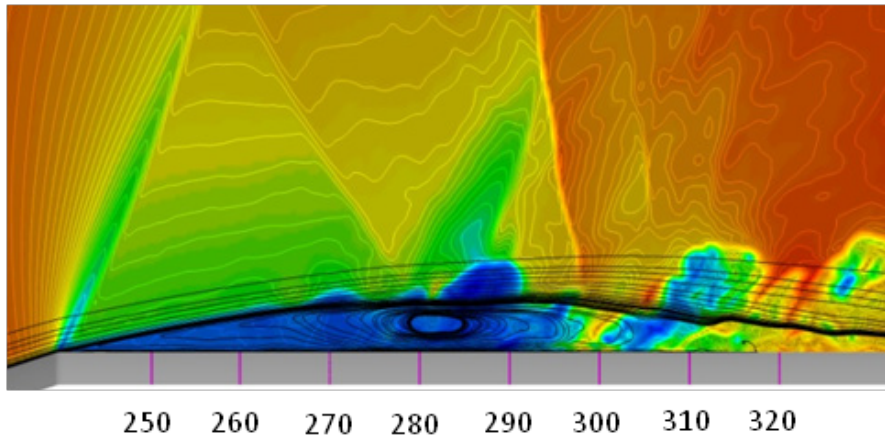
ロケットフェアリングは形状こそ単純であるが遷音速領域では衝撃波と境界層の干渉といった複雑な流れ場が形成され，それに伴うバフェットといった振動現象はフェアリング内部音響振動環境を考える上で重要である．これらの非定常現象を実用的な計算コストと信頼性をもって解析することが求められている．そのため，ロケットフェアリングの非定常解析技術を確立することを本研究では目的とする．

## ● 研究の概要

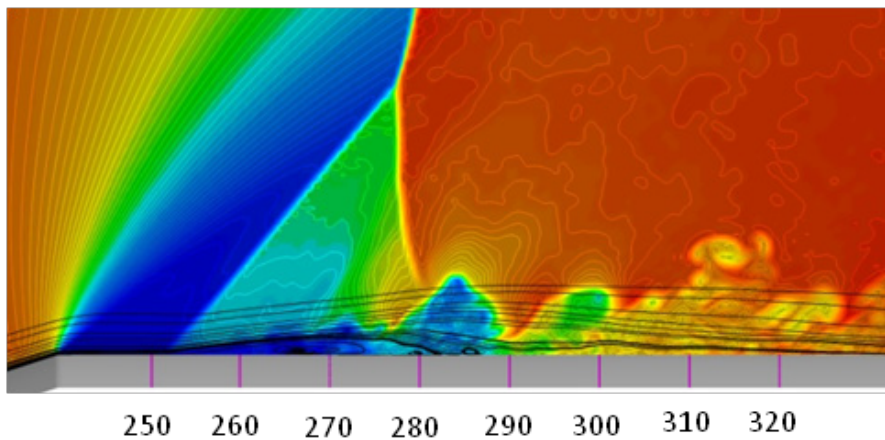
ロケットフェアリング流れに代表される宇宙輸送機周りの流れ場はレイノルズ数が  $10^7$  以上の壁乱流を含む高レイノルズ数流れであるため LES や DNS を直接適用することは計算コストの観点から難しい．そこで LES/RANS ハイブリッド法を用いて解析を実施した．ハイブリッド法には Spalart-Allmaras モデル，もしくは Shear Stress Transport モデルをベースとする Improved Delayed Detached Eddy Simulation(IDDES)法を使用した．一方，JAXA では調布航空宇宙センターの  $2\text{m} \times 2\text{m}$  遷音速風洞を利用してロケットフェアリング模型の風洞試験を実施しており，表面静圧分布や時系列 PIV 法により取得した乱流統計量を検証データとして利用した．

## ● 今年度の研究成果の概要

IDDES法を適用すると剥離衝撃波がフェアリングの肩部で発生してしまい，それに伴い大きな剥離泡が現れた．その結果，肩部以降の壁面  $C_p$  分布は実験値とは定性的にも一致しなかった(図1(a))．得られた結果を詳しく調べるとコーン部の乱流境界層はRANS解となっており，剥離せん断層の乱流化を促進する擾乱成分が存在しないことが分かった．そこでリスケーリング法を用いてコーン部の乱流境界層に擾乱を導入したところ，剥離せん断層の乱流遷移を早めることができるようになり(図1(b))，シュリーレン画像やRANS解析結果と非常に似た流れ場が得られるようになった．PIVによる計測結果などと比較すると概ねよい一致が得られるようになった．



(a) ハイブリッド解析(IDDES).



(b) ハイブリッド解析(IDDES) w/ リスケーリング.

図1 静圧分布(瞬時値)と流線(時間平均)の比較.

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 堤 誠司, 高木亮治, 高瀬慎介, “圧縮性乱流境界層におけるLES/RANSハイブリッド法の適用,” 日本航空宇宙学会 第42期年会講演会, JSASS-2011-1074, 2011.
- 2) 堤 誠司, 高木亮治, 高間良樹, 今川健太郎, 中北和之, 加藤裕之, “ロケットフェアリング流れにおける定常・非定常CFD解析の現状,” 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2011, JSASS-2011-2078, 2011.
- 3) 堤 誠司, 高木亮治, 高間良樹, 今川健太郎, 中北和之, 加藤裕之, “LES/RANSハイブリッド法によるロケットフェアリング遷音速流れの解析,” 第25回数値流体力学シンポジウム, A03-2, 2011.

# 物体適合・直交ハイブリッド非構造格子を用いたCFDソルバーの開発と 宇宙輸送機空力特性の数値解析

Development of CFD Tool Based on Body-Fitted/Cartesian Grids and  
Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of Space Transport Vehicles

## ● 研究グループ

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

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

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

株式会社 計算力学研究センター，青野淳也(aono@rccm.co.jp)

情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

2013年打上げ予定のイプシロンロケットプロジェクト，およびFY24に小型機飛行落下実験予定の再使用観測ロケット技術実証計画，それぞれの研究・開発スケジュールに合わせて機体の空力解析を行い，機体形状の変更等を提案，プロジェクトや他本部連携業務への貢献を果たす事が本計算の目的である。イプシロンロケット設計に求められる詳細機体形状の空力解析や再使用観測ロケットに求められる滑空/転回特性の両立を目指した設計アプローチは，流体解析においても多大な計算時間やテクニックを要する。このため，JSS上の並列計算による解析時間の短縮が必須である。

格子点数：約600万点～6,400万点

CPU台数：Mシステム 16～128台

計算時間：約2週間/ケース

ケース数：20 ケース以上

## ● 研究の概要

イプシロンロケットは，M-Vロケットの技術を継承した上で，簡素な打上げシステムによる小型衛星の効率的運用などを目的として宇宙航空研究開発機構(JAXA)にて研究・開発が進められている。

一方，再使用観測ロケットは，完全使用型の観測ロケットとして運用コストの大幅削減をはかり，宇宙実験参加の敷居を飛躍的に下げることを目指して，宇宙科学研究所 (ISAS)にて研究・開発が進められている。いずれの宇宙機に関しても，現在，機体形状についての検討が行われており，その空力特性を知る事は打上能力・制御性解析・荷重解析等，システムの成立性を評価する上で，極めて重要である。本研究では，各宇宙機の機体形状に対し最新のCFD (数値流体力学) 技術を利用した解析を行い(図1, 2)，対応する風洞試験 (圧力測定や可視化試験を実施) データとの比較を通して，飛行中の周囲の流れ場や機体にかかる空気力を調べた。なお，解析には，現在JAXA/JEDIで開発中の物体適合・直交ハイブリッド非構造格子解析ツール“LS-Grid/Flow”を用いた。

● 今年度の研究成果の概要

イプシロンロケットに関しては、新しい機体形状（旧：上段小径タイプ⇒新：上下段同径タイプ）に対して、動圧最大となるマッハ1.5の飛行条件を中心に、風洞試験と連携を取りながら解析を行った。また、風洞試験では再現できないロールモーメント解析を行い、旧機体形状機体に対して絶対値で同程度の値であることを確認した。再使用観測ロケットに関しては、亜音速から超音速までの空力静特性解析を実施し、風洞試験結果との比較検証を行った。また、移動格子を用いて転回時の動特性解析も行い、迎角0度～90度の間で強いピッチングモーメントダンピング特性を確認した。

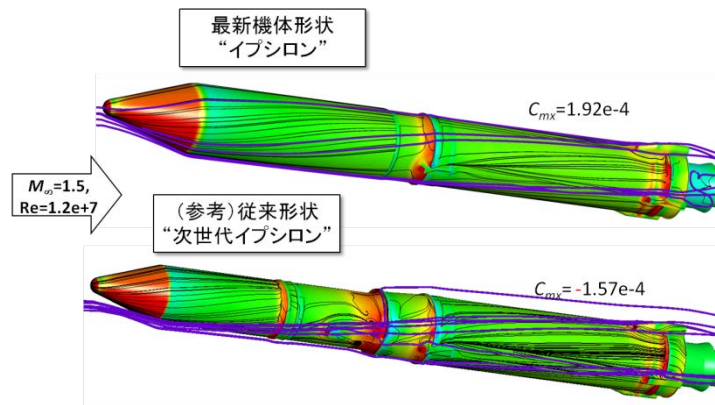


図1 イプシロンロケット表面圧力分布と流線（新旧機体形状比較）

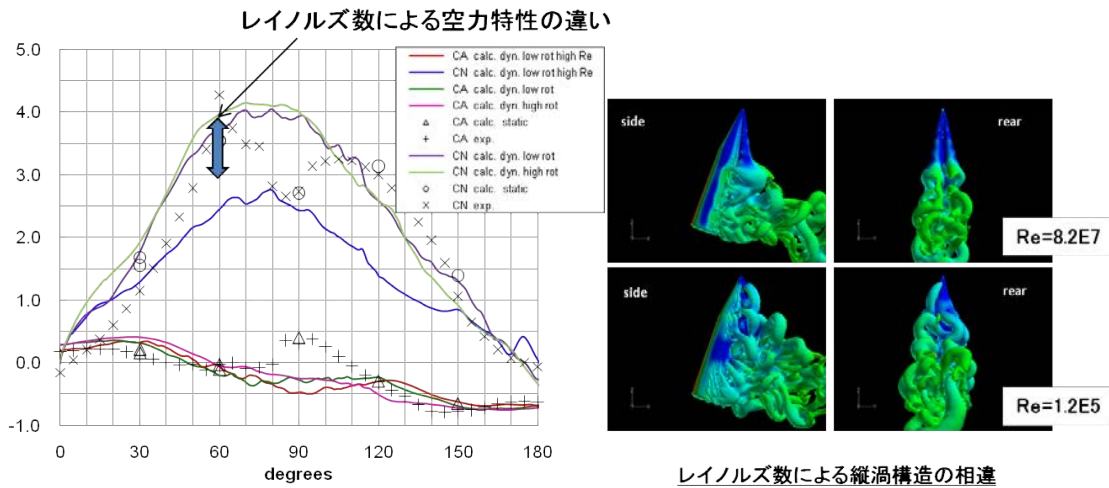


図2 再使用観測ロケット転回時の静動特性比較  
（グラフ：迎角による軸力，法線力変化）



## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 北村圭一, 葛生和人, 入門朋子, 野中 聡, 藤本圭一郎, 福添森康, 嶋 英志, “イプシロンロケット マッハ0.7空力特性についての風洞試験と数値解析”, 航空宇宙技術, Vol.10, pp.43-50, 2011.
- 2) Eiji Shima and Keiichi Kitamura, “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds,” AIAA JOURNAL, Vol. 49, No. 8, August 2011.

### 査読なし論文

- 3) K. Kitamura and E. Shima, “On the carbuncle origins from moving and stationary shocks,” The 28th International Symposium on Shock Waves, Manchester, UK, 17 - 22 July 2011.
- 4) 北村圭一, 嶋 英志, “非構造格子空力シミュレーションのための第2制限関数,” 第43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2011.
- 5) Keiichi Kitamura and Eiji Shima, “A New Pressure Flux for AUSM-Family Schemes for Hypersonic Heating Computations,” 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii.
- 6) Keiichi KITAMURA, Kazuto KUZUU, Satoshi NONAKA, Tomoko IRIKADO, Keiichiro FUJIMOTO and Eiji SHIMA, “Aerodynamic Analysis on Epsilon Launch Vehicle”, The 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science (ISTS).
- 7) Kazuto Kuzuu, Keiichi Kitamura, Keiichiro Fujimoto and Eiji Shima, “Numerical Flow Simulation of a Reusable Sounding Rocket during Turnover,” 29<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamic Conference, Honolulu, Hawaii, 28 June, 2011.
- 8) Kazuto Kuzuu, Keiichi Kitamura, Keiichiro Fujimoto and Eiji Shima, “Numerical Flow Simulation of a Reusable Sounding Rocket”, CFD and Optimization 2011 - 059 An ECCOMAS Thematic Conference 23-25 May 2011, Antalya TURKEY.
- 9) Kazuto Kuzuu, Keiichi Kitamura, Keiichiro Fujimoto and Eiji Shima, “Numerical analysis of dynamic characteristics of a reusable sounding rocket during turnover”, The 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science (ISTS) 5-12 June 2011, Okinawa.
- 10) Kazuto Kuzuu, Keiichi Kitamura, Keiichiro Fujimoto and Eiji Shima, “Numerical Analysis of a Reusable Sounding Rocket during Turnover”, The 8<sup>th</sup> Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing, Moscow, Russia, August 21st-25th, 2011.



# 二次元スリットレゾネータ設計の最適化と新形状の提案

Optimal Design of 2D Slit resonator and Proposal of a New Shape

## ● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，堀 暖(hori.dan@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

ロケットエンジンなどにおいて生じる振動燃焼は破壊的な事象をもたらすおそれが高いため，それを抑制する主要な装置である音響レゾネータを適切に設計することが求められている．本研究では二次元スリットレゾネータを対象として最適化を用いたレゾネータの設計手法の高度化と，より高い抑制性能を示すレゾネータ形状の提案を行うことを目的とする．

## ● 研究の概要

レゾネータに入射する音波が弱い領域(線形領域)においては，理論的に導出されるレゾネータ内部の音響エネルギー減衰の推算式と多目的進化計算による最適化を組み合わせることで，「共振周波数における音響エネルギーの減衰を最大化すること」，「減衰する周波数帯域を最大化すること」を目的関数とした多目的最適化を実施した．

レゾネータに入射する音波が強い領域(非線形領域)において最適化によって得られた非劣解と典型的なヘルムホルツ型レゾネータを対象に空間2次精度をもつLS-Flowを用いた非定常音響解析を実施し，非線形領域における減衰性能を推算した．

非線形領域における減衰性能をさらに向上させることを意図した新型形状のレゾネータを提案し，その性能を非定常音響解析により推算した．

## ● 今年度の研究成果の概要

多目的最適化により線形領域において非劣解として1/4波長型レゾネータが得られた．これは経験的に得られた結果と一致する．非劣解，典型的なヘルムホルツ型レゾネータを対象としたCFDを実施し，ヘルムホルツ型レゾネータの性能が非劣解に勝るという結果を得た．これらから線形領域と非線形領域において最適なレゾネータ形状が異なることがわかった．

新型形状のレゾネータを対象としたCFDを実施した結果，さきの2種類のレゾネータを大幅に上回る減衰性能を示した．

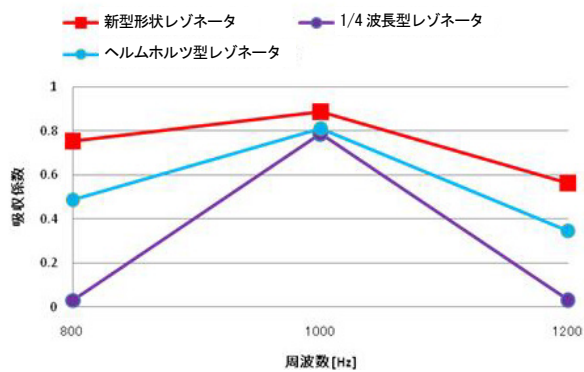


図1 各種レゾネータの吸収係数

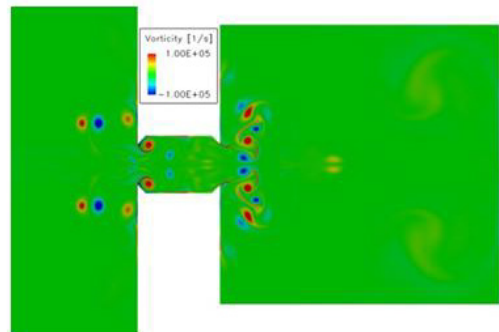


図2 新型形状レゾネータにおける渦生成

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) “Slit Resonator Design and Damping Estimation in Linear and Non-linear Ranges”, AIAA paper, 2011-3261.

### 口頭発表

- 2) 2011年6月, “Slit Resonator Design and Damping Estimation in Linear and Non-linear Ranges”, 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Honolulu
- 3) 2011年7月, 「レゾネータの最適設計と大振幅時にあられる非線形性の検討」, 第43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 2011 東京
- 4) 2011年12月 「進化計算によるレゾネータ設計の最適化と大振幅時の減衰特性の検討」 第49回燃焼シンポジウム 横浜

# 液体ロケット燃焼振動関連解析

Oscillatory combustion simulation for liquid rocket engine

## ● 研究グループ

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

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

研開本部 数値解析G，溝渕泰寛(mizobuchi.yasuhiko@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，堀 暖(hori.dan@jaxa.jp)

株式会社 菱友システムズ，菱田 学(manabu\_hishida@mail.ryoyu.co.jp)

## ● 計算の目的

液体ロケットエンジンの振動燃焼の抑制を目的とし，高圧下および大気圧下における同軸噴流非予混合火炎の非定常解析をそれぞれ実施し，実機における燃焼特性，振動燃焼，音響特性の基礎的な知見を取得する。

## ● 研究の概要

高圧下の非定常燃焼解析を実施することを目的として，本年度は実在気体効果を考慮し，flamelet テーブルを用いた高圧の LES 解析を行えるよう FaSTAR コードを改修し，基礎検証を実施した。研開本部・JEDI によって行われた大気圧下の水素-酸素(窒素希釈)燃焼試験において観測された火炎が噴射器出口近傍に付着した状態と離脱した状態を繰り返すという特徴的な燃焼形態とそれに伴う振動燃焼の特性を調べることを目的として詳細化学反応モデルを用いた 3 次元ナビエ・ストークス方程式の非定常解析を実施した。

## ● 今年度の研究成果の概要

LES燃焼解析については，DLRの高圧試験（60気圧）との比較により，コードの基本性能の評価を実施した。更にSandiaの常圧火炎による検証及び，LE-X実機噴射器解析に着手した。

詳細化学反応モデルを用いた非定常解析により，実験で観測された特徴的な火炎形態とそれに伴う圧力変動を捉えることに成功した。圧力の変動値は大気圧の±2.5%程度であり，横方向定在モード(1Tモード)が形成されていることが確認された。

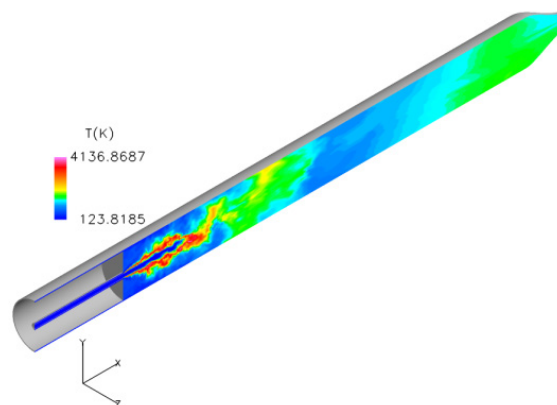


図1 DLR60気圧燃焼器温度場 (LES解析)

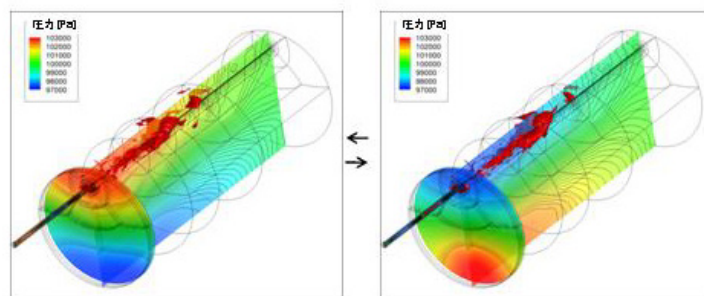


図2 圧力1Tモードの形成  
(詳細化学反応モデルによる非定常解析)

● 研究成果の公表状況

- 1) AIAA J. 2011 vol. 49 no. 10, pp. 2272-2281.
- 2) Fluid Dynamics Research. Accepted.

# ASTRO-H 熱・流体関連解析

Thermal and fluid dynamical estimations for ASTRO-H development

## ● 研究グループ

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

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

株式会社 菱友システムズ, 竹川国之(takekawa@flab.isas.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

ASTRO-H の開発における設計マージンの確認のため、射場での構造熱流体評価及び、打ち上げ時の衛星内圧力履歴評価を実施する。

## ● 研究の概要

射場での構造熱流体問題については、低速の空調により熱源のある構造体の温度が適正に保たれるか、流体・構造熱連成解析を実施した。

圧力履歴については、上昇に伴う減圧環境下での、衛星のベントホールの性能評価を実施した。

## ● 今年度の研究成果の概要

詳細は記載できないが、ノミナル設計の評価と改良版の評価を実施し、設計会議に報告した。

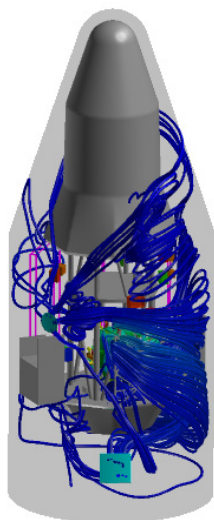


図1 フェアリング内ガス流れと温度分布

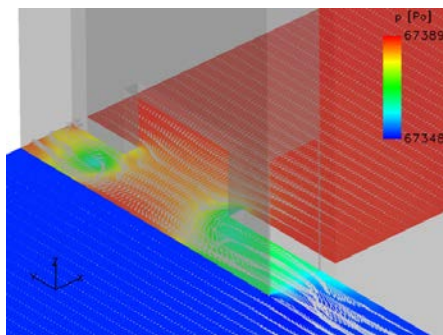


図2 ベントホール模擬形状付近流れの様子

## ● 研究成果の公表状況

査読なし論文

1) 技術資料 PED-11001

2) 技術資料 PED-11002

# 極超音速飛行条件におけるロケットーラムジェット複合サイクルエンジンの数値解析

Numerical Analysis of Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine in Hypersonic Flight Conditions

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

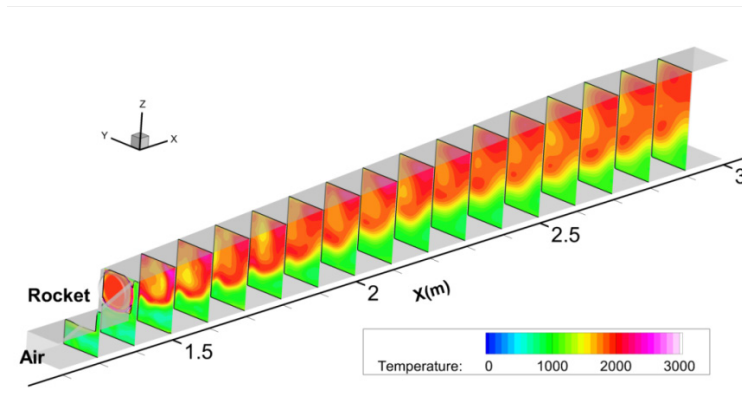
JAXAでは、将来の宇宙輸送システム用エンジン候補としてロケットとラムジェットの複合サイクルエンジンの研究を行っている。そしてサブスケールエンジンE3を試作し、ラムジェット試験設備(RJTF)を用いて飛行マッハ数0, 4, 6の条件で燃焼試験を行い設計に必要なデータの取得を行ってきた。一方で、試験のみでは得られるデータや気流条件が限られるため、エンジン作動特性を把握するにはCFDによる補完が不可欠である。そこで本研究ではスクラムジェットの計算に実績のある3次元非構造格子法に基づく燃焼RANSコードをE3エンジンに適用し、エンジン内部の流れ場及びエンジン性能の詳細について解析する。

## ● 今年度の研究成果の概要

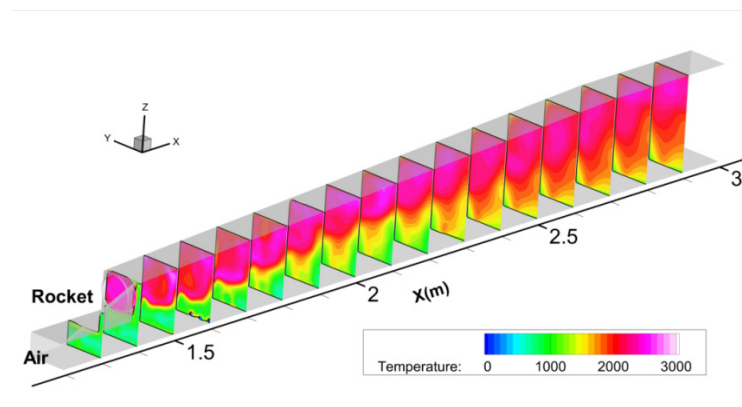
昨年度に引き続き、E3エンジンのスクラムモードの作動特性について、地上燃焼試験前の事前解析として飛行マッハ8の条件でCFD解析を実施した。昨年度のCFD解析では、余剰燃料をロケット噴流に含ませた場合には、空気吸込み燃焼はほとんど推力に寄与しないことが判明していた。そこで今回は、全体の燃料は一定にしたままロケット余剰燃料の一部を燃焼器上流部のカウルから噴射すること（補助燃料噴射）により、この問題が改善するかどうかを確認することを目的とした。その結果、補助燃料噴射は吸込み空気流の着火・燃焼促進に効果があることがわかった。（図1）詳細は現在解析中である。

一方で、飛行マッハ6条件におけるラムジェットモードのCFD解析においてはRJTF試験結果との大きな解離が見られた。その原因を探るための一方策として、ラムジェットモードで顕著な現象である拡大ダクト内に形成される擬似衝撃波についてCFDを適用し、要素実験結果との比較を行った。その結果両者は非常によく一致することを確認した。（図2）



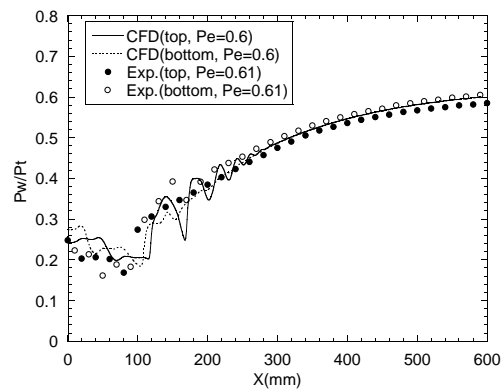


(a) With residual fuel in rocket exhaust

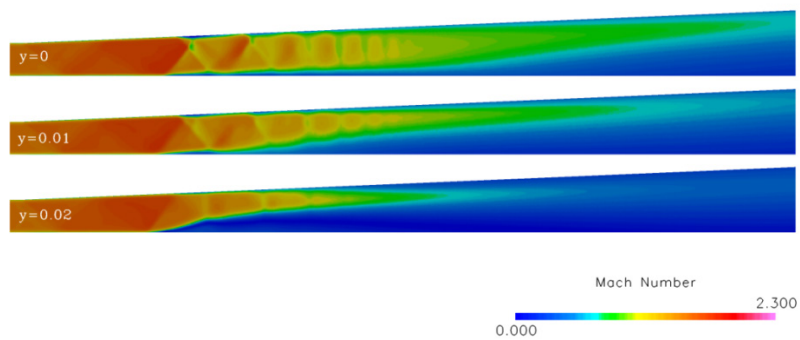


(b) With auxiliary fuel injection from cowl wall

Figure 1 Temperature contours on several y-z planes in E3 engine combustor.



(a) Comparison between CFD and experimental results for pressure distributions



(b) Mach number contours on x-z planes obtained from CFD

Figure 2 Calculation of pseudo-shock waves in diverging duct.

# スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果

Aerodynamic Research on Flow Path Configuration of a Scramjet Engine

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部宇宙輸送系推進技術研究開発センター（角田），  
佐藤 茂(sato.shigeru@jaxa.jp)  
研究分担者：株式会社日立東日本ソリューションズ（角田宇宙センター在勤），  
高橋正晴(takahashi.masaharu@jaxa.jp)  
渡邊孝宏(takahashi.masaharu@jaxa.jp)  
宗像利彦(munakata.toshihiko@jaxa.jp)  
株式会社スペースサービス（角田宇宙センター在勤），福井正明(fukui.masaaki@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

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

## ● 研究の概要

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

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

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

## ● 今年度の研究成果の概要

エンジン流路の中央に設置される支柱であるストラットの後縁がボートテイル形であるエンジン形態について、既存のエンジン形態—エンジン試験実施済み若しくはシミュレーション実施済み—のものとエンジン内部諸量の違いを比較した。比較は3次元、気流条件にて行い、エンジン内の衝撃波等の影響を調べることで行った。その結果、ストラット後縁がボートテイル形であるエンジン形態では、ストラットの後流域に滞在時間が高い伸びを示す箇所が有ることを見出した。この滞在時間の長さは、燃料の滞在時間を確保するのに有効であり、超音速燃焼に有利に作用し得る。この滞在時間の生ずる場所等を制御する方法を確保できれば、超音速燃焼エンジンの性能の向上に資することに繋がる。

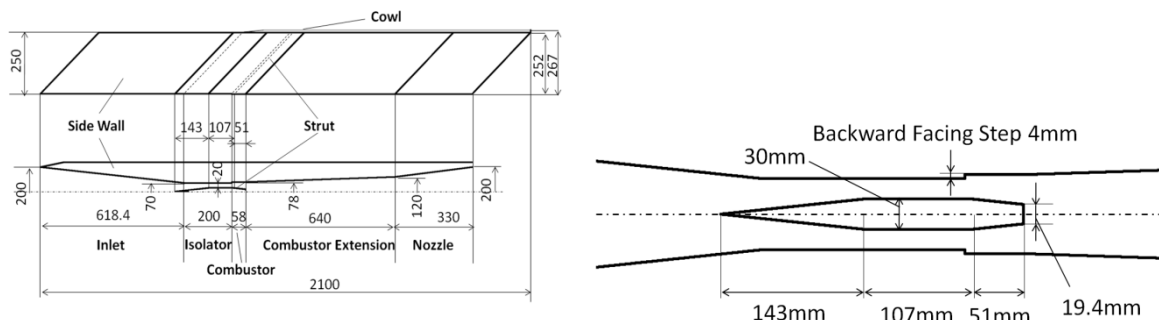


図1 ポートテイル形ストラット形態エンジン左全体図，右ストラット平面断面

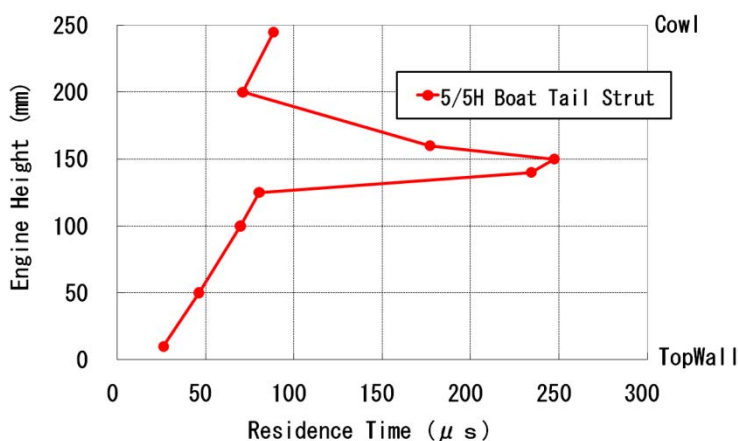


図2 ポートテイル形ストラット後流における滞在時間—高く伸び出た箇所がある。

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 佐藤他, 「スクラムジェットエンジン内でストラットが形成する衝撃波の効果に関する考察」, 航空宇宙学会論文誌投稿予定

### 査読なし論文

- 2) 佐藤, 渡邊, 福井, 宗像, 「スクラムジェットエンジンにおけるストラット後縁形状決定法に関する検討」, 第43回流体力学講演会及び平成23年度航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム論文集, 宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP-11-015, 平成24年3月

### 口頭発表

- 3) Sato, Munakata, and Fukui, “Application of 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine”, AIAA International Space Plane and Hypersonic System and Technologies Conference, April 2011 San Francisco.
- 4) 佐藤, 渡邊, 福井, 宗像, 「スクラムジェットエンジンにおけるストラット後縁形状決定法に関する検討」, 平成23年度航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム及び第43回流体力学講演会, 平成23年7月東京
- 5) 佐藤, 福井, 渡邊, 宗像, 「スクラムジェットエンジン燃料最適分布に向けた検討—密度分布に対応した噴射方式」, 日本航空宇宙学会北部支部2012年講演会, 平成24年3月室蘭
- 6) 佐藤, 渡邊, 宗像, 福井, 「スクラムジェットエンジン内流れにおける衝撃波構造と燃料当量比分布—未燃焼状態と燃焼状態の比較」, 平成23年度衝撃波シンポジウム, 平成24年3月柏

# MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析

Numerical Study of a Plasma Flow in an MPD Thruster

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系，船木一幸

研究分担者：総合研究大学院大学 宇宙科学専攻，佐藤博紀(satoh.hiroki@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

電気推進ロケットの一種であるMPDスラスタは、高推力密度、高比推力といった特長を持つことから、将来の大型宇宙機のメインエンジンとして期待されている。その設計パラメータは多数あり、数値計算による設計支援が必要不可欠である。本計算は、MPDスラスタの推進性能を予測可能な計算コードの開発を目的とし、MPDスラスタ内のプラズマ流のモデリングと数値計算を実施する。

## ● 研究の概要

MPD スラスタ (MPDT) の中でも、水素推進剤を用いた MPDT (水素 MPDT) は、40-50%の比較的高い推進効率 (電力のうち推力に変換できる割合) を達成できる。水素 MPDT の推進性能を精度よく数値予測するためには、3 温度 (並進, 振動, 電子温度) 非平衡, 水素原子と水素イオンの速度差が生じるイオンスリップ効果などを考慮した, 水素プラズマ流 (電磁流体) のモデリングを行う必要がある。昨年度までに、3 温度非平衡を考慮した数値計算を終え、今年度はイオンスリップ効果を考慮したモデリングと数値計算を実施する。スラスタ形状や条件は実験を模擬し、数値計算結果と実験結果を比較検討する。

## ● 今年度の研究成果の概要

今年度の代表的な成果を以下に示す。

### 1) 水素MPDT推進性能の予測精度の向上

イオンスリップを考慮した場合、数値計算の電流経路 (図1) は、実験結果とほぼ一致した。また、イオンスリップを考慮することで、推力と流れ場の予測精度を向上できた。以前のイオンスリップを考慮しない数値計算 (フレア形状, 放電電流13 kA, 推進剤流量0.65 g/s) の場合、推力は17.4 Nであり、実験値の27.0 Nより低かった。それに対して、イオンスリップを考慮した数値計算 (同条件) の場合、推力は22.1Nであり、実験値に近づいた。

### 2) イオンスリップによる重粒子加熱を再現

過去の水素MPDTの実験において、重粒子温度 $T_h$ が電子温度 $T_e$ を上回る現象が観測されていた。今回、イオンスリップを考慮することで、そのような現象を定性的に再現できた ( $T_h > T_e$ , 図2)。定量的には、アノードフレア近傍 $(x, y) = (44 \text{ mm}, 25 \text{ mm})$ で、重粒子温度が4.1 eV, 電子温度が3.4 eVであった。このような重粒子加熱は、イオンスリップ効果が原因である。電子数密度は、中心面付近のカソードジェット領域において、 $10^{21} \text{ m}^{-3}$ 程度であった。一方、フレア部分において、電子数密度が、膨張加速と電磁力による圧縮によって、 $10^{20} \text{ m}^{-3}$ 程度と低くなっている領域が見られた。このような低密度領域において、イオンと中性粒子の衝突が不足することで、イオンスリップが発生し、それによる摩擦熱が重粒子を加熱したと考えられる。

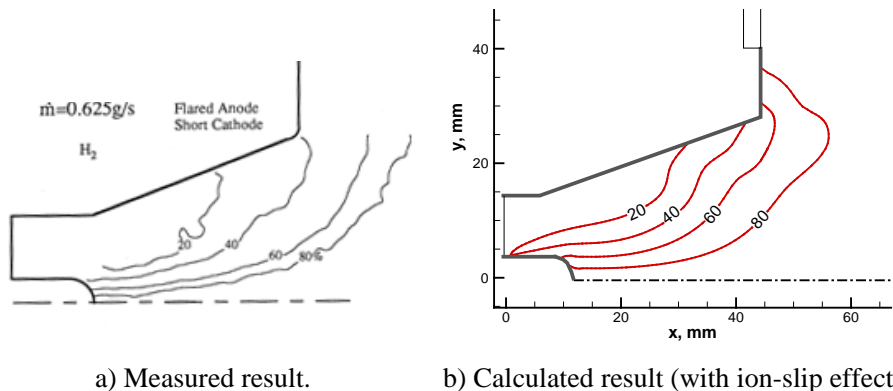


図1 電流経路 ( $H_2$ , 推進剤流量 0.65 g/s, 放電電流 13 kA, 各線の間には流れる放電電流は一定,)

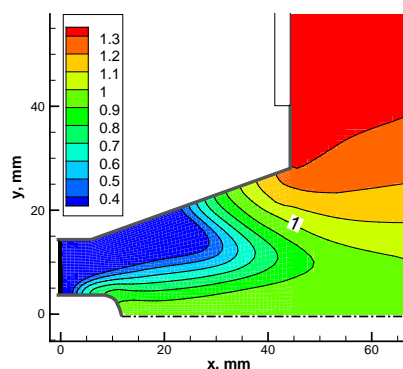


図2 重粒子温度と電子温度の比  $T_h/T_e$  ( $H_2$ , 推進剤流量 0.65 g/s, 放電電流 13 kA)

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「3 温度モデルを用いた水素 MPD スラスタの電磁流体解析」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 60, No. 1, pp.9-16, 2012 年 2 月

### 解説

- 2) 窪田健一, 佐藤博紀, 船木一幸, 奥野喜裕 「MPD スラスタの電磁流体数値シミュレーション」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 59, No. 695, pp.396-401, 2011 年 12 月

### 海外学会プロシーディング

- 3) Hiroki Sato, Kenichi Kubota, Ikkoh Funaki, "Numerical Study of a Hydrogen Plasma Flow Field in a Self-Field Magnetoplasmadynamic Thruster," 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference in conjunction with the 18th International Conference on MHD Energy Conversion (ICMHD), Hawaii, USA, June, 2011.
- 4) Hiroki Sato, Kenichi Kubota, Ikkoh Funaki, "Modeling and Numerical Simulation of a Two-Dimensional MPD thruster using a Hydrogen Propellant," 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-258, Kurhaus, Germany, September 2011.

### 国内学会

- 5) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「水素 MPD スラスタ内における電磁流体のモデリングと数値解析」, 第 61 回理論応用力学講演会, 東京, 2012 年 3 月



# 宇宙往還機の耐熱材料の酸化現象に関する研究

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

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

これまでに実施された種々の熱防護材料の酸化試験条件を踏まえて得られた結果を再評価する。  
具体的には、試験装置の形状、気流、温度/圧力条件を与え、酸化反応計算を行って結果の再評価と新たな知見を得る。  
炭化ケイ素SiCやC/C在に注目する。様々な条件における酸化反応を模擬し、試験での計測が難しいサンプル試料表面の酸素濃度、それが酸化速度に与える影響、サンプルへの伝熱等を定量的に評価して、酸化速度を正しく測定できる酸化試験手法の検討に活用する。

## ● 研究の概要

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

## ● 今年度の研究成果の概要

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

前年度に引き続いて東北大学金属材料研究所が所有する高感度自動電機天秤(Cahn R-100)と宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部が所有する示差熱天秤(TGD)の実験装置の形状、流量を条件に入れて試料近傍の酸素分圧分布、酸素分圧、Active酸化速度を再評価した。また、新たに $SiO_2$ の保護膜への酸素の溶解と内部での透過を考慮してPassive酸化計算を行い、 $SiO_2$ 膜成長とActive-Passive転移を計算した。

Active酸化速度は資料近傍の酸素分圧で、Active-Passive転移はSiC/ $SiO_2$ 界面での酸素分圧で説明しうる結果が得られた。図1にActive酸化発生時の酸素分布、図2にPassive酸化からActive酸化へ転移する時の転移分圧の計算結果を示す。



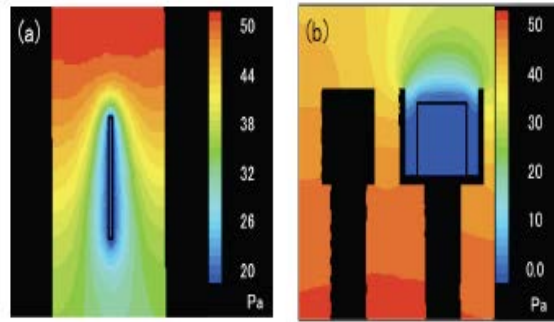


図1 Active酸化時の酸素濃度分布

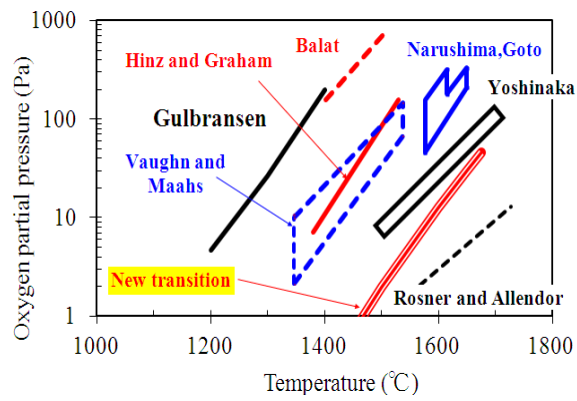


図2 Active-Passive 転移

● 研究成果の公表状況

- 1) 43rd AIAA Thermophysics Conference 5 - 28 June 2012 (発表予定)
- 2) JSME/ASME 2011 International Conference on Materials and Processing ICM&P2011

# ノズル比推力向上技術の研究

Study on High Specific Impulse Nozzle Technology

## ● 研究グループ

研究代表者 : 九宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究グループ,  
富岡定毅(tomioka.sadatake@jaxa.jp)

研究分担者 : 慶應義塾大学大学院, 富岡大河(astronautaiga@z6.keio.jp)  
慶應義塾大学理工学部, 宮澤雄光(positive-dreamer-t.m@z7.keio.jp)

## ● 計算の目的

近年JAXAでは、次世代型宇宙輸送機として、ロケット複合エンジンを搭載したブースター段とロケットエンジンを搭載したオービター段からなる再使用TSTOシステムの検討を進めている。オービター段は短距離の二地点間飛行への使用も想定され、そのため高度補償ノズルを有することを想定している。本研究では、高度補償ノズルであるエアロスパイクノズルについて、特に外気流が存在するときの性能評価を行う為にCFDを実施する。

## ● 研究の概要

角田宇宙センターで、非燃焼ガスを用いて形状含め広くパラメーターを触れるエアロスパイクノズル要素モデルを用いた空力実験を実施しており、これに合わせた形状・外気流を含めた作動条件について、計算手法の検証の為に流れ場の三次元CFD計算を実施した。現在取得中の実験結果との比較によるモデルの検証を、今後継続する予定。

更に推進センターで検討中のエアロスパイクノズルに関する計算に着手し、外気流が存在する状況下での流れ場の解析を実施し、性能への影響の大きいスパイクベース面圧力の外部環境に対する変化を調べた。

## ● 今年度の研究成果の概要

図1に、検証用のモデルでの計算結果（マッハ数分布）を示す。ロケット噴流はマッハ数3.5、その上方を流れる空気流はマッハ数2.0で、形状含め要素実験に条件を合わせた。過膨張状態の噴流と外部流が干渉してショックセルが形成される様子が示されている。

図2に、実機想定のエアロスパイクノズル廻りの格子状況と、性能への影響の大きなスパイクベース面廻りの流れ場の状況を示す。外気流圧力に対してノズル流の圧力を上げていくと、ベース下流の再循環領域が下流（右方向端）の外気と縁切りされ閉じて行くこと、スパイク面に沿ったノズル流が加速するにつれて、ベース圧が低下していくことが分かる。

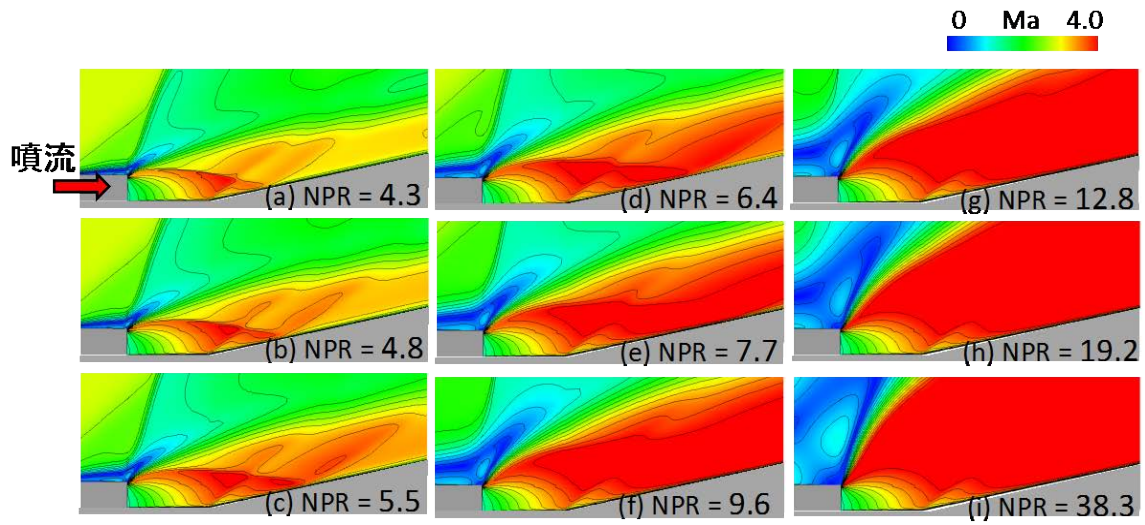


図1 検証用モデルでの流れ場

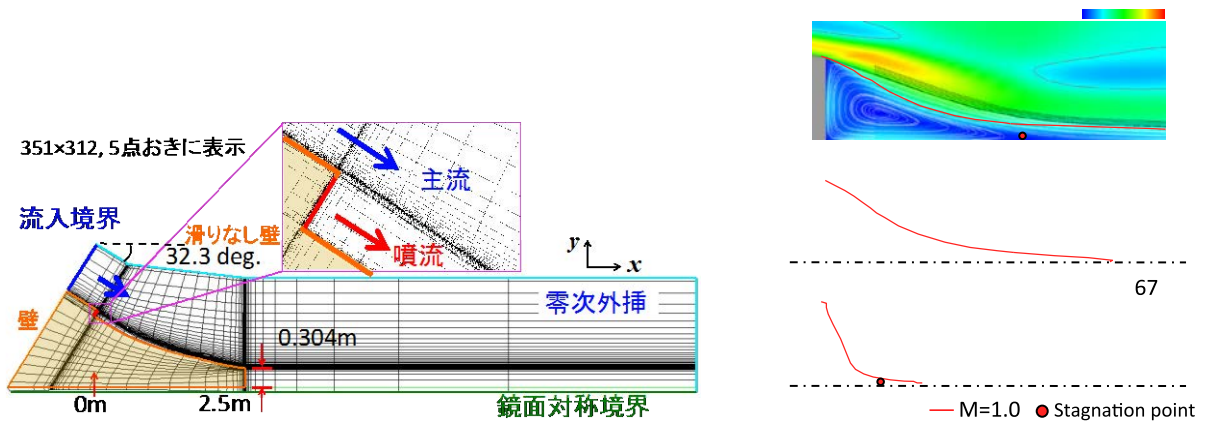


図2 実機想定ノズル概要とベース面廻りの流れ場

● 研究成果の公表状況

学位論文

- 1) 飛行条件に応じたリニアエアロスパイクノズル流れの壁面圧への影響に関する二次元数値解析 (慶応義塾大学理工学部 学士論文)

# 固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発

Advanced Computer Science on SRM Internal Ballistics

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

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

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

東海大学大学院 工学研究科，高田智弘(1bmjm019@mail.tokai-u.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

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

## ● 今年度の研究成果の概要

小型モータを対象に3次元注型解析を実施した（図1）。解析結果より抽出した等時刻面分布と別途実施したストランド燃焼試験結果を比較し，局所燃焼速度との相関を調査した。等時刻面と燃焼方向のなす角度が大きくなると，燃焼速度が低下する傾向が確認された（図2）。これはMid-Web Anomaly現象と整合性のとれる結果である。

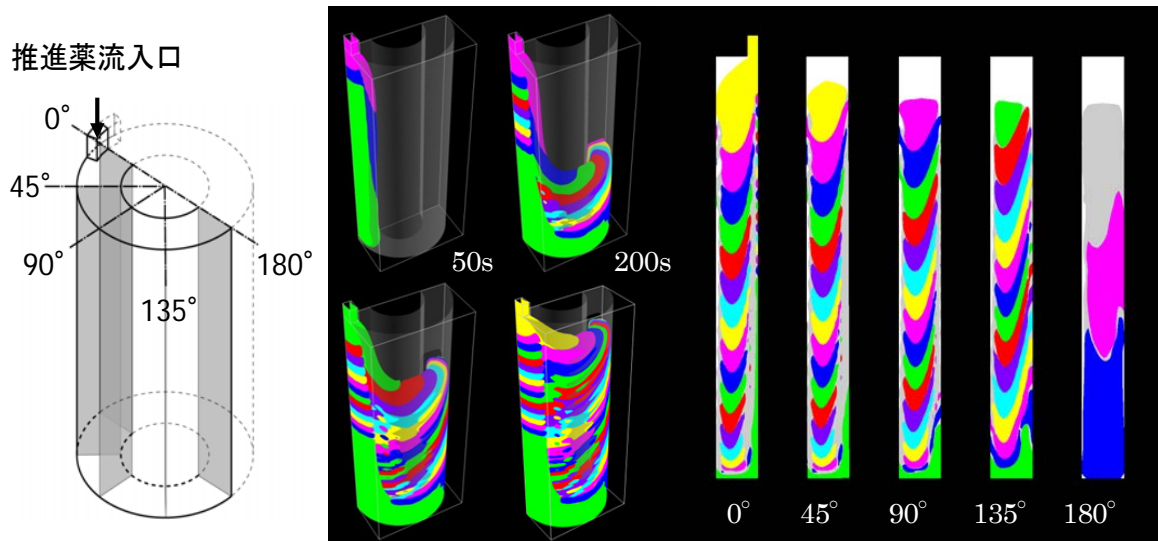


図1 3次元注型解析結果

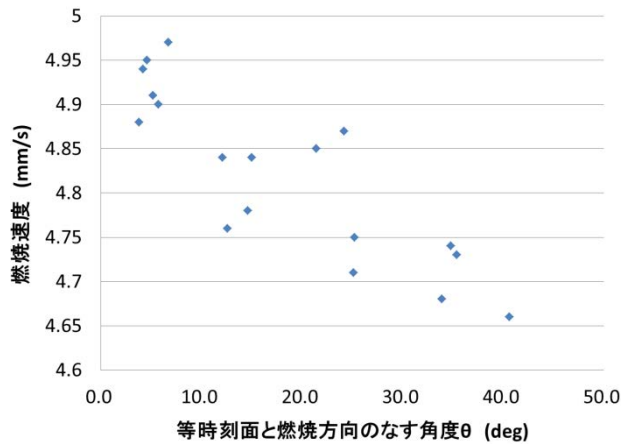


図2 等時刻面と局所燃焼速度の相関

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) Hiroya Asakawa, and et al., “Numerical Simulation of Internal Ballistics of Solid Rocket with Non-Uniform/Non-Isotropic Burning Rate of Propellant”, 2011-a-38, 28<sup>th</sup> ISTS, 2011
- 2) 嶋田 徹, “固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測技術,” 火薬学会2011年度春季研究発表会, 2011
- 3) 高田智弘, 他, “局所燃速相関に対する推進薬スラリ流の等時刻面評価方法による影響,” 火薬学会2011年度春季研究発表会, 2011
- 4) 高田智弘, 他, “固体推進薬スラリ注型解析における等時刻面と局所燃焼速度の相関分析,” STCP-2010-007, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム, 2012

### 口頭発表

- 5) 28th International Symposium on Space Technology and Science
- 6) 火薬学会2011年度春季研究発表会
- 7) 平成23年度宇宙輸送シンポジウム

# スペクトルFRINGE法による平板境界層の遷移過程の直接数値シミュレーション

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

## ● 研究グループ

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

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

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

FRINGE法のDNSを境界層の厚さの増加を考慮した非平行流下の場合について実行した。流入攪乱として様々な周波数の場合について実行し，空間増幅率を見積り線形理論と比較した。

## ● 今年度の研究成果の概要

様々な振動数パラメータ $F$ に対し，DNSを実行した。計算したレイノルズ数領域において，増幅率や速度攪乱の分布は線形理論と比較しうる値を示した。理論解析とのずれは上流部で顕著となったが，空間増幅率が減衰する領域での計算区間を長く取ることによって解消されることがわかった。下流でもわずかなずれが生じたが，これは比較した線形理論解析が平行流近似を行なっている一方で，DNSは境界層厚さの増加を考慮することによって生じたものと考えられる。

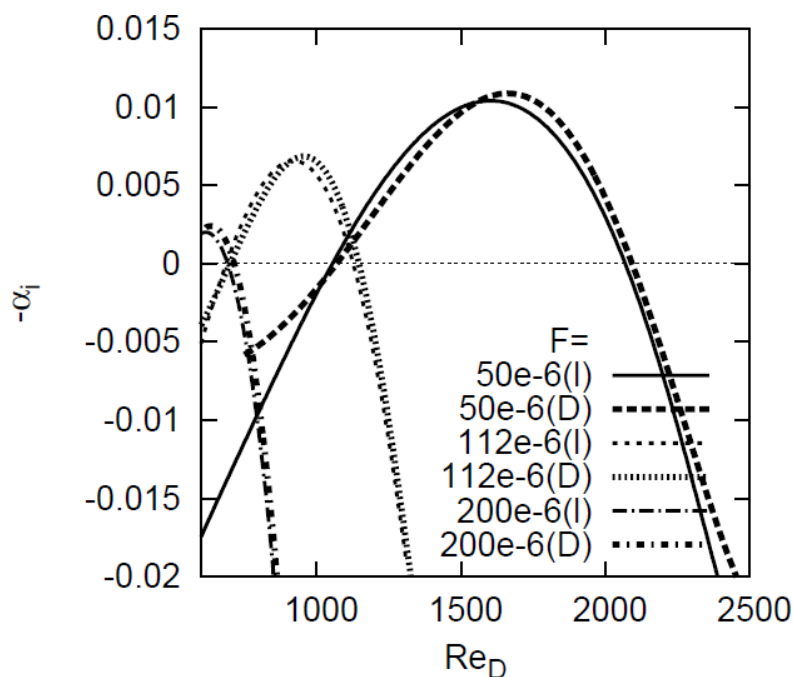


図1 局所増幅率 $-\alpha_i$ の排除厚さ基準レイノルズ数 $Re_D$ に対する変化と，線形理論との比較。  
F:振動数パラメータ，D:DNSの結果，I:平行流近似した線形理論の結果。



## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 高橋直也, 跡部 隆, 宮寄 武, 「発達する境界層の渦構造への影響についての直接数値シミュレーション」日本流体力学会 年会2011, 首都大学東京, 東京, 2011

# 宇宙飛行系に関わる高速流体力学の研究

Research on high-speed fluid dynamics of space flight system

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.isas.jaxa.jp)  
研究分担者：宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，大山 聖(oyama@flab.isas.jaxa.jp)  
宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，野々村 拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)  
宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，安養寺正之(anyoji@flab.isas.jaxa.jp)  
宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，青野 光(aono@flab.isas.jaxa.jp)  
東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，李 偉鵬(li@flab.isas.jaxa.jp)  
東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，立川智章(tatsukawa@flab.isas.jaxa.jp)  
東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，浅田健吾(asada@flab.isas.jaxa.jp)  
東北大学大学院 航空宇宙工学専攻，森澤征一郎(morizawa@flab.isas.jaxa.jp)  
東京理科大学大学院 機械工学専攻，宇賀神誠也(ugajin@flab.isas.jaxa.jp)  
東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，関本諭志(sekimoto@flab.isas.jaxa.jp)  
東京理科大学大学院 機械工学専攻，本多宏徳(honda@flab.isas.jaxa.jp)  
東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，阿部圭晃(abe@flab.isas.jaxa.jp)  
九州工業大学大学院 機械知能工学専攻，佐々木 岳(sasaki@flab.isas.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

宇宙往還機，惑星探査航空機，ロケット等宇宙飛行システムの空力特性の把握とその背景となる流体現象の理解，宇宙飛行系の空力設計/複合領域設計手法の開発を目的として研究を進めている。

## ● 研究の概要

### 【惑星探査航空機の翼特性に関する研究】

大気密度が極端に小さい火星大気中での航空機型探査機を飛行させるために低レイノルズ数環境下で性能の優れた翼を設計する必要がある。今年度は低レイノルズ数で性能がよいとされる非対称翼である石井翼型とSD7003翼型周りのLES解析を行い、空力性能，流れ場，乱流構造の解明/比較を行った。

### 【超音速流れから生じる空力音の発生メカニズムに関する研究】

超音速流れから生じる空力音の発生メカニズムの理解を目的として，超音速キャビティ上の流れ場及び，ロケットプルームを模擬した超音速ジェットの流れ場をLESによって解析した。超音速キャビティに関しては上流部で擾乱を加えた場合の解析を行った。超音速ジェットに関してはサブスケールモデルのフリージェットの解析を行い，実験データとの比較をおこなった。またディフレクタを模擬した平板への衝突させたジェットの空力音響場の解析を行った。

### 【空力設計問題の多目的設計探査に関する研究】

数値流体力学と多目的進化計算を用いた多目的空力設計探査に関する研究を行っている。惑星探査を想定した羽ばたき型航空機の運動メカニズム解明のために，空力設計探査を行った。また，多目的進化計算の結果得られたパレート最適解から設計に有益な情報を効率よく抽出する手法として新しい多目的遺伝的プログラミングを提案し，再使用観測ロケットの多目的設計問題に適用した。

### 【能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究】

主に流れの剥離制御デバイスとして次世代航空機/宇宙機や風力発電等への応用が期待される DBD プラズマアクチュエータの様な能動的流体制御デバイスの実用化を考える際に高レイノルズ数、高動圧流れへの適用が問題となる。この問題を解決するために本研究では数値計算を用いて DBD プラズマアクチュエータの剥離制御メカニズムの解明及び、効果的な剥離制御方法に関する考察を行った。

## ● 今年度の研究成果の概要

### 【惑星探査航空機の空力特性に関する研究】

火星等での航空機型惑星探査機の飛行条件となる低レイノルズ数 (10,000-50,000) において、非対称翼型の空力性能評価や流れ現象の解明にLES計算が有効であることが確認された。またこのような低レイノルズ数で性能が良い石井翼, SD7003翼の空力特性をLESの結果から議論した。石井翼の流れ場は、迎角を上げるに従って後縁剥離する流れ場から前縁剥離/乱流遷移/再付着する流れ場となっていた。また、石井翼型とSD7003翼型の空力特性を定性的・定量的に評価し、石井翼は下面キャンバーで揚力を稼いでいることを明らかにした。

### 【超音速流れから生じる空力音の発生メカニズムに関する研究】

超音速キャビティ流れの結果では、上流部の吹き出しによる擾乱を加えた場合、キャビティ流れのせん断層を厚くさせ、ノイズ抑制の効果があることを明らかにした。ロケットプルームの結果では噴射されたサブスケールモデルとの比較した予測精度が5dB以内であること、さらに地面との反射の影響が大きいこと及び、大気とジェットとの混合比に影響が少ないことを明らかにした。また、平板への衝突させたジェットの空力音響場では相関関係を用いて、平板と衝突して生じる空力音が流れ場によってせん断層と衝撃波が干渉して発生していることを明らかにした。

### 【空力設計問題の多目的設計探査に関する研究】

3次元羽ばたき運動の空力設計探査の結果、揚力最大化と推力最大化と必要パワー最小化の最適化の間には強いトレードオフが存在するなどがわかった。また、ピッチ運動と上下運動の位相差は100度付近が最適であるとわかった。再使用観測ロケットの多目的設計探査問題に多目的遺伝的プログラミング(MOGP)を適用した。これにより同時に複数の目的関数と高い相関を持つ関数を得ることができた。得られた関数はキック角度と高い相関があり、MOGPを用いることで、より効果的な設計変数を発見できる可能性が示唆された。

### 【能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究】

DBDプラズマアクチュエータを用いた剥離制御において乱流遷移を促す剥離制御メカニズムを用いた場合は比較的安定した付着領域を持つものに対して、スパン方向に大きな構造を持つ渦の移流によって剥離を抑制するメカニズムを用いた場合は付着領域が時間と共に大きく変動する事を明らかにした。また、剥離制御メカニズムとして流れ方向の運動量供給によるものと擾乱の負荷によるものが存在する事をアクチュエータの駆動方向が異なる流れ場を比較する事で明確に示した。

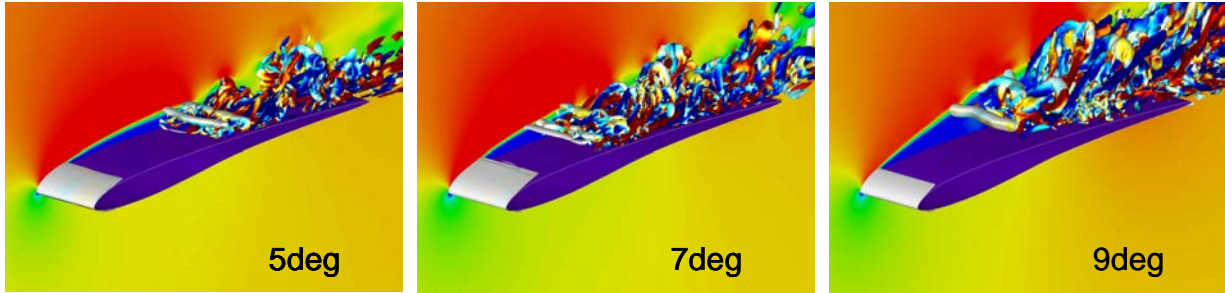
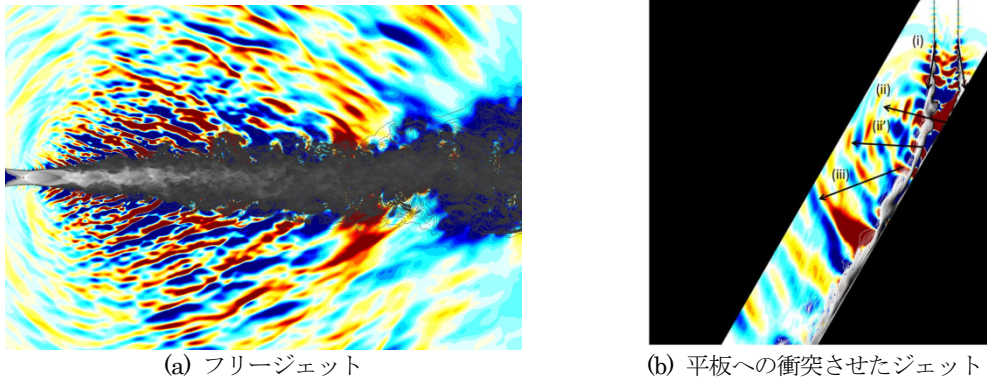


図1 航空機型惑星探査機用の翼まわりの瞬間流れ場



(a) フリージェット

(b) 平板への衝突させたジェット

図2 LESによる超音速ジェットの流れ場

図3 3次元羽ばたき運動の空力設計の多目的設計最適化により得られた揚力係数最大となる羽ばたきまわりの流れ場

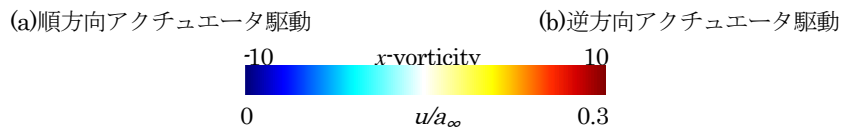


図4 迎角14度, マッハ数0.2, 翼弦長基準レイノルズ数63,000におけるNACA0015翼型周りの瞬間流れ場 (等値面は速度勾配テンソルの第二不変量をコード方向の渦度で面塗り, 背景はコード方向速度で面塗り)

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) K. Okada, A. Oyama, K. Fujii and K. Miyaji, "Computational Study of Effects of Nondimensional Parameters on Synthetic Jets," Transactions of the JSASS, Vol. 55, No. 1, pp. 1-11, 2012.
- 2) T. Nonomura and K. Fujii, "Overexpansion Effects on Characteristics of Mach Waves from a Supersonic Cold Jet," AIAA Journal Vol. 49, No. 10, pp. 2282-2294, 2011.
- 3) T. Nonomura, Y. Goto, and K. Fujii, "Aeroacoustics waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate", International Journal of Aeroacoustics, Vol. 10, pp. 401-426, 2011.
- 4) T. Nonomura, S. Morizawa, H. Terashima, S. Obayashi, and K. Fujii, "Numerical (error) issues on compressible multicomponent flows using a high-order differencing scheme: Weighed compact nonlinear scheme," Journal of Computational Physics, to appear, 2012.
- 5) I. Kaneda, S. Sekimoto, T. Nonomura, K. Asada, A. Oyama and K. Fujii, "An Effective Three-dimensional Layout of Actuation Body Force for Separation Control," International Journal of Aerospace Engineering, to appear, 2012.
- 6) T. Tatsukawa, T. Nonomura, A. Oyama and K. Fujii, "Aerodynamic Design Exploration for Reusable Launch Vehicle using Genetic Algorithm with Navier-Stokes Solver," The ISTS Special Issue of Transactions of JSASS, to appear, 2012.

### 査読なし論文

- 7) K. Fujii, "Toward Second-Era of Computational Fluid Dynamics -From The Observation From The Studies in Aerospace-," ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference 2011, Proceedings of ASME-JSME-KSME Fluids Engineering Conference 2011, AJK2011-PL003, Hamamatsu, Shizuoka, Japan July 2011.
- 8) K. Fujii, "Role of RANS, Hybrid and LES for Wing Flow Simulations at Relatively Low Reynolds Numbers," 4th Symposium on Hybrid RANS-LES, 2011.
- 9) 藤井孝藏, "CFD 屋の独り言 -CFD 研究の変化と後処理・可視化への期待-", 第 17 回ビジョリアリゼーションカンファレンス (基調講演), 2011.
- 10) 青野 光, 野々村 拓, 安養寺正之, 大山 聖, 藤井孝藏, "低レイノルズ数流れにおける固定翼断面形状の空力性能への影響", 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 2011.
- 11) M. Anyoji, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, K. Nose, D. Numata, H. Nagai and K. Asai, "Aerodynamic Characteristics of Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers", 8th International Conference on Flow Dynamics, 2011
- 12) 安養寺正之, 野々村 拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 野瀬 慶, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, "低レイノルズ数領域における石井翼の空力特性評価", 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011
- 13) W. Li, T. Nonomura, and K. Fujii, "Noise Control of Supersonic Cavity Flow with Mass Injections", 4th Symposium on Hybrid RANS-LES Methods, 2011.
- 14) 本多宏徳, 野々村拓, 藤井孝藏, 山本誠, "斜め平板に衝突する超音速ジェットから発生する音響波に対する平板角度の影響", 日本流体力学会年会2011
- 15) W. Li, T. Nonomura, and K. Fujii, "Turbulent Flow Induced Self-sustained Oscillations in Supersonic Cavity Flows", INTER-NOISE 2011, 2011.
- 16) S. Morizawa, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, and S. Obayashi, "A Flow Induced Self-sustained Oscillations in Supersonic Cavity Flows", INTER-NOISE 2011, 2011.
- 17) H. Honda, T. Nonomura, K. Fujii, and M. Yamamoto, "Effects of Plate Angles on Acoustic Waves from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate", 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, June 27-30, 2011

- 18) W. Li, T. Nonomura, and K. Fujii, "Effects of Turbulent Inflow Conditions on Feedback-loop Mechanisms in Supersonic Cavity Flows", 28th International Symposium on Shock Waves, 2011.
- 19) S. Morizawa, T. Nonomura, S. Tsutsumi, N. Yamanishi, K. Terashima, S. Obayashi, and K. Fujii, "Validation study on computational aeroacoustics of acoustics waves from sub-scale rocket plume", 162nd Meeting Acoustical Society of America, 2011
- 20) T. Tatsukawa, T. Nonomura, A. Oyama and K. Fujii," Aerodynamic Design Exploration for Reusable Launch Vehicle using Multi-Objective Genetic Programming," ASME 2011 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference (IDETC/CIE 2011), Washington, DC, USA, August 2011
- 21) T. Tatsukawa, T. Nonomura, A. Oyama and K. Fujii," Aerodynamic Design Exploration for Reusable Launch Vehicle using Genetic Algorithm with Navier-Stokes Solver," The 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2011), Okinawa, Japan, June, 2011
- 22) S. Ugajin, A. Oyama, T. Nonomura, M. Suzuki, K. Fujii and M. Yamamoto", "Numerical Simulation of Flapping Wing for Mars Aircraft Design," CFD and Optimization 2011 An ECCOMAS Thematic Conference 23 – 25, 2011
- 23) 宇賀神誠也, 青野 光, 大山 聖, 野々村 拓, 藤井孝藏, 山本 誠, "平均揚力最大時の羽ばたき翼の三次元効果の解析", 第25回数値流体力学シンポジウム,2011.
- 24) 立川智章, 野々村 拓, 大山 聖, 藤井孝藏, "再使用観測ロケットの多目的空力設計探査", 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011.
- 25) 立川智章, 野々村 拓, 大山 聖, 藤井孝藏, "再使用観測ロケット形状の多目的空力設計探査", 使用宇宙航行の力学シンポジウム, 2011.
- 26) K. Asada and K. Fujii, "Computational Study of Aerodynamic Characteristics of an Airfoil with DBD Plasma Actuator," AJK2011-15027, ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference, Hamamatsu, Japan, July 2011.
- 27) 浅田健吾, 関本諭志, 藤井孝藏, "DBD プラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御における平均空力特性と瞬間流れ場に関する LES 解析", 第 24 回数値流体力学シンポジウム, 2011.



# 剥離を伴う乱流境界層の DNS

Direct numerical simulation of a separated turbulent boundary layer

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

剥離乱流DNSデータベースの構築

## ● 研究の概要

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

## ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 剥離を伴う乱流境界層の DNS を高レイノルズ数において成功し（逆圧力勾配による剥離の DNS では世界初），RANS モデルの開発に資する DNS データを取得した。
- 2) 低レイノルズ数型  $k-\epsilon$  モデルに対しDNSデータを用いた検証を行い，既往モデルでは剥離点を上流側へ予測するとともに再付着点より下流では乱流を過大評価することを明らかにした。

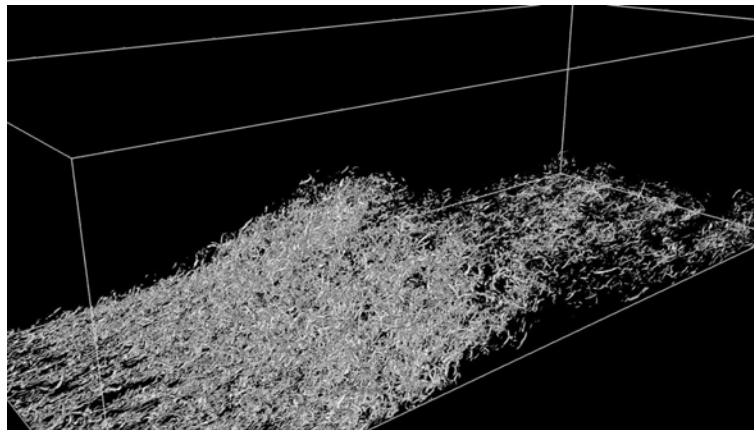


図1  $Re_0=900$ における剥離DNSの渦構造（文献4）

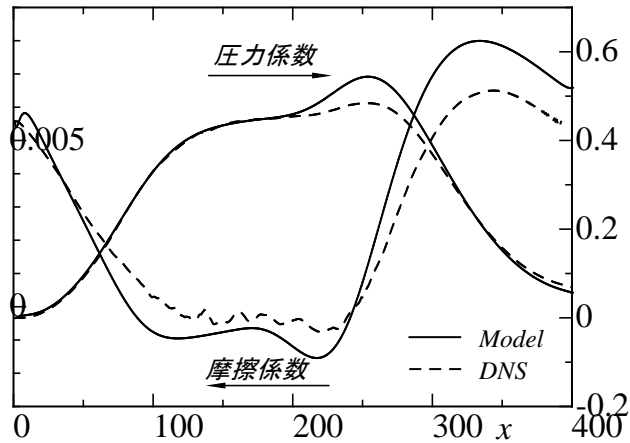


図2 剥離 DNS データを用いた低レイノルズ数型  $k-\varepsilon$  モデルの検証結果：  
摩擦係数と圧力係数の比較 (文献 3))

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 阿部浩幸, 溝渕泰寛, 松尾裕一, “直接数値シミュレーションによる剥離を伴う乱流境界層の解析,” 日本流体力学会年会2011講演論文集, 首都大学東京, p. 166 (2011).
- 2) 阿部浩幸, 溝渕泰寛, 松尾裕一, “剥離を伴う乱流境界層における大規模構造,” 日本機械学会2011年度年次大会講演論文集, 東京工業大学, J056011 (2011) (CDROM).
- 3) 阿部浩幸, 溝渕泰寛, 松尾裕一, “剥離を伴う乱流境界層における大規模構造,” 日本機械学会熱工学コンファレンス2011講演論文集, 静岡大学, pp. 49-50 (2011).
- 4) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi and Yuichi Matsuo, “DNS study of large-scale structures in a separated turbulent boundary layer,” Bulletin of the American Physical Society 64th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics (Baltimore, MD, November 20-22, 2011), Vol. 56, No. 18, p. 179.

# 液体燃料噴霧の微粒化および着火初期過程の詳細数値解析

Detailed numerical simulation of atomization and early ignition of a liquid fuel spray

## ● 研究グループ

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

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

## ● 計算の目的

液体燃料エンジンの性能や信頼性向上で重要となる燃料噴霧の形成メカニズムのこれまでの解析に加え，さらに蒸発・反応を考慮することで着火に至るまでのエンジン内の燃焼条件と噴霧形成がどのように関連してくるかを解明する。

## ● 研究の概要

昨年度まで，コールドフローでの液体燃料の微粒化（噴霧形成）現象について詳細解析を行い，その現象を解明してきた。そこでは，微粒化に至るまでのスケール細分化に関して多くの知見が得られたが，それを燃焼している噴霧に応用する際に直接適用できるかは明らかではない。そこで，これまでのデータを利用し，蒸発と反応を含む高温場で詳細解析し，蒸発の開始から混合，反応を詳細に調べその後の着火に至るプロセスで何が支配的な現象かを探る。

## ● 今年度の研究成果の概要

高温空気中へのn-ヘプタン高速噴射液を模擬した詳細解析を実施し，その結果を解析した。液体からの蒸発を考慮し，その後の空気との混合も追跡した。反応は一段総括反応であるが各化学種の物性等は実際のデータを用いた。計算規模は総格子点数22億点であり540ノードを使用した。噴霧根元の濃い領域では，高速の噴射液体が分裂しながら気体によって減速される場所であり，液滴においては気液相対速度がまだ存在しておりそれによる局所の渦度の生成がある。また非球形の液塊も観察され球とは若干異なる挙動を示す。この渦度により液滴周りに生じた燃料蒸気と空気との混合が促進される。局所の液滴数密度が大きい場合，この蒸気は周りのものとすぐにクラスター化し過濃になるため，群燃焼形態へと発展していく。実際，群燃焼数でいえば外部群燃焼モードに相当することが分かった。図1にその様子を定性的に示す。この結果により，噴霧根元の濃い領域では液滴数密度に依存した液滴間干渉の影響を考慮しないと正しくモデル化されないことが示唆された。今後は，解析を更に進め，この効果を定式化する予定である。

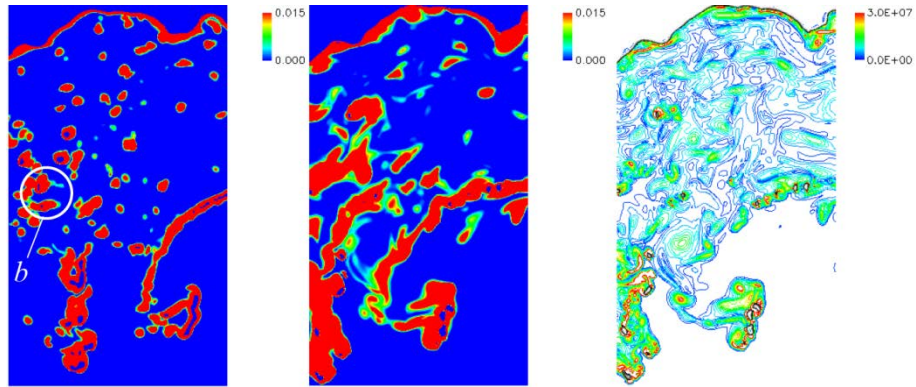


図1 液滴数密度が高い領域での混合分率分布（ベタ塗り図，左：初期，右：クラスター化が進んだところ）および温度分布（右端コンター図，ベタ塗りの右側の図と同時刻）

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) “Surface instability and primary atomization characteristics of straight liquid jet sprays”, J. Shinjo, A. Umemura, Int. J. Multiphase Flow, 37 (2011) 1294-1304
- 2) “Droplet/turbulence interaction and early flame kernel development in an autoigniting realistic dense spray”, J. Shinjo, A. Umemura, Proc. Combust. Inst. (in press)

### 解説記事

- 3) 「液体噴霧生成の機構解明に向けた詳細数値解析」, 新城淳史, 梅村 章, 混相流, 25 巻 4 号 (2011) 331-338

### 口頭発表

- 4) 「液体燃料噴霧形成の詳細数値解析およびエンジン燃焼への展開」, 新城淳史, 日本混相流学会年会講演会 2011, 2011 年 8 月
- 5) “Atomization of a Diesel fuel liquid jet”, J. Shinjo, A. Umemura, 64th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics, Baltimore, November 2011
- 6) 「噴霧中の着火・群燃焼火炎形成の基礎過程に関する数値解析」, 新城淳史, 梅村 章, 第 49 回燃焼シンポジウム, 2011 年 12 月
- 7) 「高速液体燃料ジェットの表面不安定性と微粒化」, 新城淳史, 梅村 章, 第 20 回微粒化シンポジウム, 2011 年 12 月

# 空力弾性翼に関する研究

## Study of Aeroelastic Wing

### ● 研究グループ

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

研究分担者：研究開発本部 機体構造グループ，磯貝紘二(客員研究員) (koji.isogai@nifty.com)

### ● 計算の目的

航空機主翼の遷音速におけるフラッター現象の数値シミュレーション，フラッター現象を利用した発電装置の翼列化に関する数値シミュレーションおよび生物の高効率推進メカニズムを解明するための振動翼周りの流れの数値シミュレーション等に2次元/3次元ナビエ・ストークスコードを用いた数値シミュレーションを行うことを目的としている。

### ● 研究の概要

- 1) 高アスペクト比前進翼の遷音速における衝撃波剥離を伴ったフラッター現象の数値シミュレーションを行い，このフラッター現象の特異な発生メカニズムやマッハ数および動圧に対する振る舞いを解明する。
- 2) 翼のフラッター現象から流体のエネルギーを取り出すフラッター発電において，複数の翼を用いた翼列化による翼間の干渉効果を利用し，発電量や発電効率を大幅に改善するための解析手法を導く。
- 3) イルカの高効率・高速推進メカニズムを解明し，それを応用した水中ロボットの開発に必要な解析手法を確立する。

### ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 高アスペクト比前進翼の遷音速におけるフラッター現象の数値シミュレーションを実施し，それが衝撃波剥離を伴った（前進翼の曲げ1次のモードの）1自由度フラッターであることを明らかにした。また，このフラッター現象のマッハ数や動圧（特に質量比）に対する振る舞いを明らかにし，それらが過去に筆者らが行った実験値とも良く一致することを示した。
- 2) フラッター現象を利用した発電装置の翼列化による効果を予測するための，2次元および3次元ポテンシャル理論を導くとともに，2次元翼列についてはナビエ・ストークス方程式を用いた数値シミュレーション手法を提案した。また，本解析手法を用いて得られた結果は，過去に水中発電装置を用いて行われた実験結果とよく一致することが確認された。
- 3) イルカの立ち泳ぎの3次元ナビエ・ストークスコードを用いた解析を行い，そのときの必要パワーから，水中において予想される最高速度を，3次元ポテンシャル理論と最適設計法を用いた解析によって推定した結果，約14 m/s の速度を出す能力のあることが明らかになった。また，本研究で開発された最適設計法を用いた解析法は，振動翼を用いた高速推進ロボットの開発にも適用可能である。

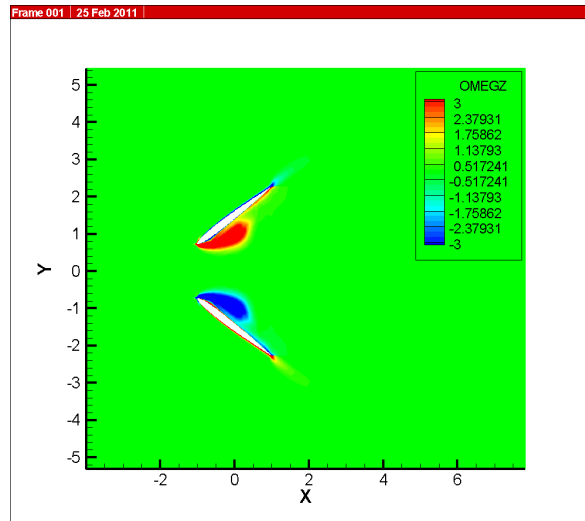


図1 2枚翼列が逆対称モードで振動して、発電している場合の流れの様子（渦度の分布）

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Nagai, H. and Isogai, K., "Effects of Flapping Wing Kinematics on Hovering and Forward Flight Aerodynamics," AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, August 2011, pp. 1750-1762.
- 2) Isogai, K. and Abiru, H., "Study of Multi-Wing Configurations of Elastically Supported Flapping Wing Power Generator," Transactions of JSASS, Vol. 55, No. 2, March, 2012.

### 査読なし論文

- 3) Isogai, K., Kawabe, H. and Nagai, H., "Experimental and Theoretical Study of Attitude Control of Flapping Wing Micro Aerial Vehicle," AIAA 2011-3253, 41<sup>st</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 27-30 June, 2011, Honolulu, Hawaii.

### 口頭発表

- 4) 磯貝紘二, 阿比留久徳, "フラッター発電の翼列化に関する研究," 1C07, 第43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, 講演集, 2011年7月.
- 5) 磯貝紘二, "フラッターを利用した発電の研究," フラッターの制御と利用に関する第1回シンポジウム, 講演集, 2011年9月.
- 6) 永井弘人, 磯貝紘二, "共振型弾性羽ばたき翼の構造/空力弾性に関する研究," フラッターの制御と利用に関する第1回シンポジウム, 講演集, 2011年9月.
- 7) 後藤絵里子, 大林 茂, Andrew Meade, 磯貝紘二, "振動翼システム設計における多目的・他分野統合最適化," フラッターの制御と利用に関する第1回シンポジウム, 講演集, 2011年9月.
- 8) 磯貝紘二, "イルカの「立ち泳ぎ」の解析から予測される推進性能," 第27回エアロ・アクアバイオメカニズム研究会講演資料, 2011年10月.



# 高解像度全球非静力学モデルによる火星大気研究

Maritan atmospheric researches using a high resolution global non-hydrostatic model

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 Planet-C プロジェクト，小郷原一智(ogohara.kazunori@jaxa.jp)

## ● 計算の目的

超高解像度全球非静力学モデル(NICAM)を火星用に改変し，火星大気研究を行う。

## ● 研究の概要

超高解像度全球非静力学モデルNICAMを用いることで，火星極冠の消長を正確に計算できることが期待されるとともに，浮遊ダストの移流も正確に計算できる。したがって，地球大気用のNICAMを火星大気用に変更する。

## ● 今年度の研究成果の概要

火星大気の理論研究のためには，確かにNICAMは重要であるが，その計算結果の解釈にはやはり静力学モデルも同時に用いなくてはならない。したがって，NICAMを火星用に改変する前に，今まで用いてきた静力学モデルで十分研究しておく必要がある。今年度は，従来の研究を継続し，静力学モデルでアンサンブル計算を行った。

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

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

### ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)  
研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，窪田健一(kubota.kenichi@jaxa.jp)  
研究開発本部 数値解析グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)  
株式会社 シーイーシー(CEC)，国枝 明(akunieda@cec-ltd.co.jp)  
株式会社 計算力学研究センター(RCCM)，金田英和(kane@chofu.jaxa.jp)  
東京大学，小川春陽(tt096382@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)  
東京大学，小林直貴(tt106384@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)  
東京大学，神園仁志(tt106377@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)  
東京大学，新覚 茜(tt116383@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)  
東京大学，宮園恒平(tt116409@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)  
名古屋大学，鈴木角栄(kakuei@fuji.nuae.nagoya-u.ac.jp)  
日本大学，石川辰弥(sinano.r@docomo.ne.jp)  
日本大学，飯塚百合子(csyu10002@g.nihon-u.ac.jp)  
日本大学，村上貴紀(md-11.ja8582\_jj.only@docomo.ne.jp)  
日本大学，柱 大介(poul.never\_give\_up@t.vodafone.ne.jp)  
日本大学，山口 博(yama-hiro-620507@ezweb.ne.jp)

### ● 計算の目的

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

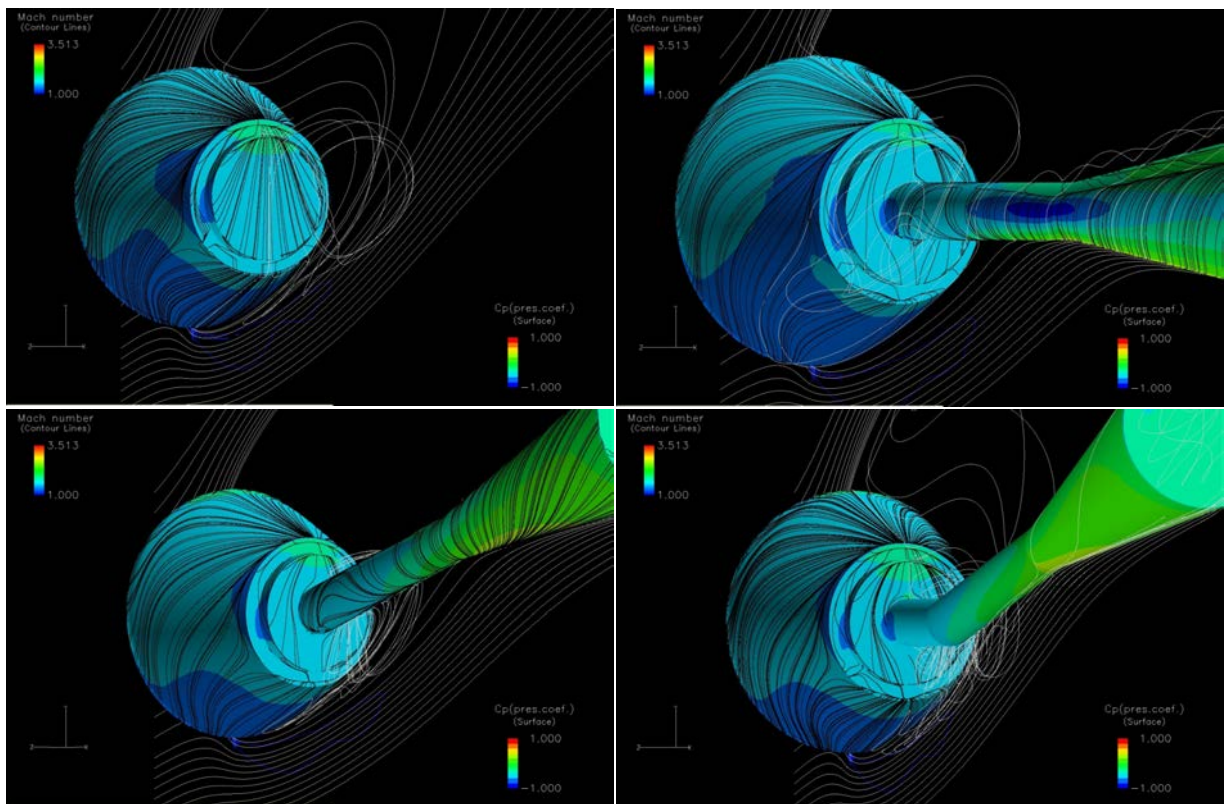
### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

AGARD-B 模型の超音速風試条件での解析を行い，風洞試験結果と良く一致した解が得られた (図 1 参照)．また，模型支持装置を含む D-SEND#2 模型や H-TVR 回収機模型を使用した遷音速ハイブリッド風洞に対応した事前 CFD 解析を実施した．HTV-R 回収機に関しては，遷・超音速風試対応解析 (図 2 参照) や，極超音速再突入条件での解析も実施した．更に，日本大学から受入れた技術研修生の卒業論文・修士論文の課題に関する解析，名古屋大学での D-SEND#1 形状バリステックレンジ・プロジェクトの解析も実施した．

図1 AGARD-B模型のCFD結果と超音速風洞試験データとの比較  
 (スティング付きCFD解析結果から得られた空力係数に対し、ベース圧を補正して比較)



M=0.8, AoA=20deg

図2 HTV-R 回収機模型の模型支持影響評価解析

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

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

### 口頭発表

- 2) 村上桂一, 橋本 敦, ラファール パウルス, 「自動格子生成を応用した空力係数推算」, 第49回飛行機シンポジウム
- 3) 村上桂一, 窪田健一, 石向桂一, 橋本 敦, 松尾裕一, 中野英一郎, 「HTV-R 回収機の定常・非定常CFD解析」, 第55回宇宙科学技術連合講演会
- 4) 飯塚百合子, 石川辰弥, 中根昌克, 石川芳男, 吉田洋明, 山口雄仁, 窪田健一, 村上桂一, 松尾裕一, 「スペースプレーンの概念設計のための空力推算法の構築」, 第55回宇宙科学技術連合講演会

# 高エンタルピ流の数値解析

Numerical simulation on high-enthalpy flows

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

宇宙往還機の再突入熱空力に関する現象解明，高温衝撃風洞 Hiest の試験精度向上，熱化学非平衡現象のモデリング及び解析手法の確立による CFD 予測精度の向上，及び，高温衝撃風洞試験条件と実飛行条件の間の熱空力特性に関する相関解明に資することを目的としている。

## ● 研究の概要

宇宙往還機を模擬した鈍頭円錐模型の力計測試験を Hiest において実施したところ，軸力係数 CA の気流エンタルピ条件に対する変化傾向が模型鈍頭部半径により異なる結果となった．標準的な 2 温度モデルを用いた解析を実施し，並進-振動緩和遅れや気流の非一様性等の影響を検討したがこの現象を再現できなかった．今年度は現象に対する感度解析を目的とし，回転非平衡や化学非平衡が CA に及ぼす影響について検討した．また，鈍頭モデルの淀み点熱流束について風洞試験条件と相当飛行条件の間の相関解明に着手した．

## ● 今年度の研究成果の概要

回転非平衡の Hiest ノズル流れ及び鈍頭円錐モデル周り流れへの影響を検討するため，回転エネルギーの一部が振動モードと平衡していると仮定した簡易モデルを用いて解析を試みた．図1はR50鈍頭円錐モデルの CA の比較である．振動モードと平衡した回転モードエネルギーの割合が多いほど，並進モードへの分配が減少し，その結果，CA は低下する．しかし，気流エンタルピに対する CA の変化傾向を再現できなかった．また，化学非平衡性の影響評価のため，再結合レートを通常モデルより遅くした化学反応モデルを用いた解析を行ったが，回転非平衡の検討と同様に CA に対する感度は低くその変化傾向を再現できなかった．現在も現象解明を継続している．

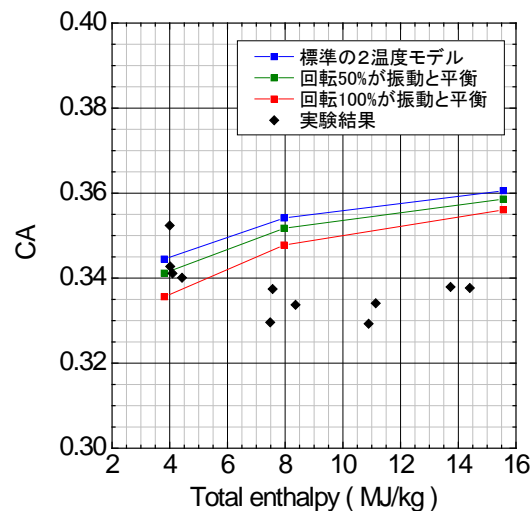


図1 R50鈍頭円錐モデルの軸力係数CA

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 伊藤ら，「鈍頭物体まわりの高エンタルピ流れについて」平成23年度衝撃波シンポジウム



# 超臨界圧における $LO_x/GH_2$ 同軸噴流火炎の LES

LES of  $LO_x/GH_2$  Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

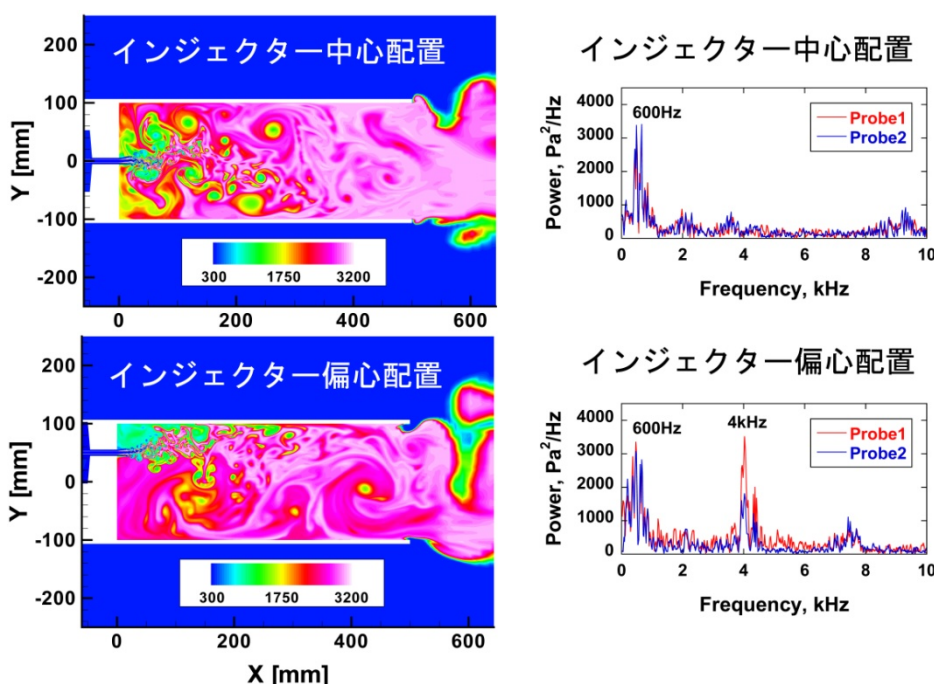
本計算では，燃焼室内部におけるインジェクターの配置位置を変化させ，燃焼振動が発生するかどうかを調べる．解析は3ケース実施し，最初のケース（RUN1）ではインジェクターを中心配置，残りのケース（RUN2, 3）ではインジェクター偏心配置する．さらに，RUN3では加振を行うことで強い横モードを発生させることを試みた．

## ● 研究の概要

本研究では，水素/酸素（ $H_2/O_2$ ）による拡散火炎を燃焼室の中心から外れた位置に配置することによって燃焼振動が発生するかどうかを，燃焼シミュレーションにより調査する．ロケット燃焼器では横方向の振動モードが問題となる場合が多いが，火炎を偏心させて配置することで発熱位置が横方向モードの圧力変動の腹に近づくことになる．その結果，発熱変動と圧力変動とのカップリング効果が増加し，燃焼振動を発生させやすくなることが期待できる．

## ● 今年度の研究成果の概要

本研究では，インジェクターを偏心配置することで燃焼振動が発生するかどうかを調査した．圧力変動スペクトルを比較した結果，偏心配置によって横方向1次モードが励起されることがわかった．さらに，加振によって平均圧力の $\pm 5\%$ を超えるような強い横モードの圧力変動を発生させることに成功した．





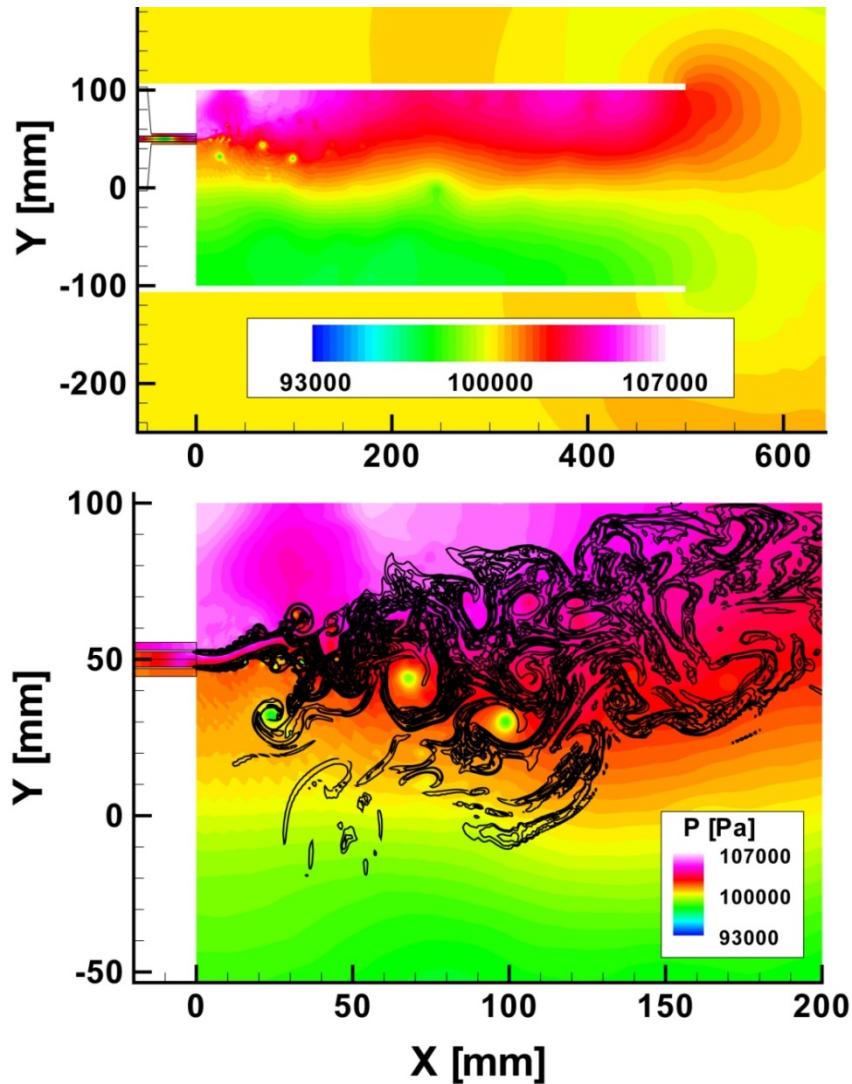


図2 加振により強い横モードを発生させた計算例 (RUN3) . (上図) 圧力場の様子.  
 (下図) インジェクター近傍における圧力場 (カラー) および火炎位置 (黒実線).  
 加振により強い圧力変動が発生し, 火炎が強く揺さぶられている様子がわかる.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 松山新吾, 他, LES of High-Frequency Combustion Instability in a Single Element Rocket Combustor, AIAA Paper 2012-1271, 2012.

### 口頭発表

- 2) 松山新吾, 他, 拡散火炎を偏心配置した燃焼器の内部における燃焼振動のシミュレーション, 第43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2011, 2011.
- 3) 松山新吾, 他, ロケット燃焼器内部における燃焼振動のLES, 第49回燃焼シンポジウム, 2011.
- 4) 松山新吾, 他, 水素・酸素火炎における火炎自発光のモデリング, 第25回数値流体力学シンポジウム, 2011.
- 5) 松山新吾, 他, LES of High-Frequency Combustion Instability in a Single Element Rocket Combustor, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.

# プラズマアクチュエータを用いた大迎角細長物体の剥離流れ制御の 数値シミュレーション

Numerical Analyses on Separation Flow Control around High-Angle-of-Attack Slender Body  
Using Plasma Actuator

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)

研究分担者：東京農工大学 大学院工学研究院，西田浩之(hnishida@cc.tuat.ac.jp)

東京農工大学 機械システム工学専攻，稲葉亮司(50010643504@st.tuat.ac.jp)

## ● 計算の目的

細長物体が大迎角飛行を行う際には物体後流に強い非線形性を持った複雑な剥離流れが形成され、これにより飛行体の姿勢安定性が損なわれる。この問題に対し、剥離渦の能動的な制御（流体制御）が有効な方法である。本研究では、物体後胴に配したプラズマアクチュエータによる剥離渦制御について検討しており、プラズマアクチュエータの制御効果を組み込んだCFDシミュレーションにより、アイデアの実証と剥離渦制御のメカニズムを理解することを目的としている。

## ● 研究の概要

大迎角飛行を行う細長物体の姿勢安定を確保することを目的として、大迎角細長物体周りにおける剥離流れの能動的な制御方法（流体制御方法）の確立が本研究の最終目標である。まずは、CFDシミュレーションによる大迎角剥離流れ再現のためのノウハウを確立し、そしてシミュレーション結果をもとに流れの構造とその特徴への理解を深めた。次に、物体後胴に配したDBDプラズマアクチュエータによる剥離流れ制御のアイデアをCFDシミュレーションにより実証し、その制御メカニズムの解明に取り組んだ。数値計算手法には、RANS/LESハイブリッド法を用い、方程式の差分化には6次精度Compact差分を用いた。プラズマアクチュエータの制御力（体積力）のモデル化には、Suzenモデルを用いた。

## ● 今年度の研究成果の概要

- 物体先端に幾何学的な擾乱である **bump** を取り付けることによって実験で観察されている流れ場とは定性的に近い流れ場を計算で再現することができた。定量的な観点からも、適切な **bump** の大きさを選ぶことで実験結果に近づけることが可能であると考えられる。
- 迎角が大きくなるとともに、剥離渦の非対称性は強くなり、**bump** を取り付けた側 (+y) から発生した渦糸が物体表面からはがれ、はがれた位置から3本目の渦糸が発生する。この3本目の渦糸が発生した位置より後方では局所横力係数の正負が反転する。この現象により、迎角と横力係数との関係は非線形になる。
- 物体後胴部で剥離流れ制御を行うことにより、すべての迎角で物体に働く横力を変化させられることを示した。また、左右に配したアクチュエータを使い分けることで横力をアクチュエータの制御力に対して線形的に制御できることを示した。迎角が高い場合には横断流理論の応用で制御効果を説明できるが、迎角が低くなるにつれてそれだけでは説明できなくなる。横力の変化は、アクチュエータの駆動によって剥離位置が変化することで起こっている。よって、制御効果は、もともと存在する剥離位置や渦糸の位置が強く影響していることを示した。

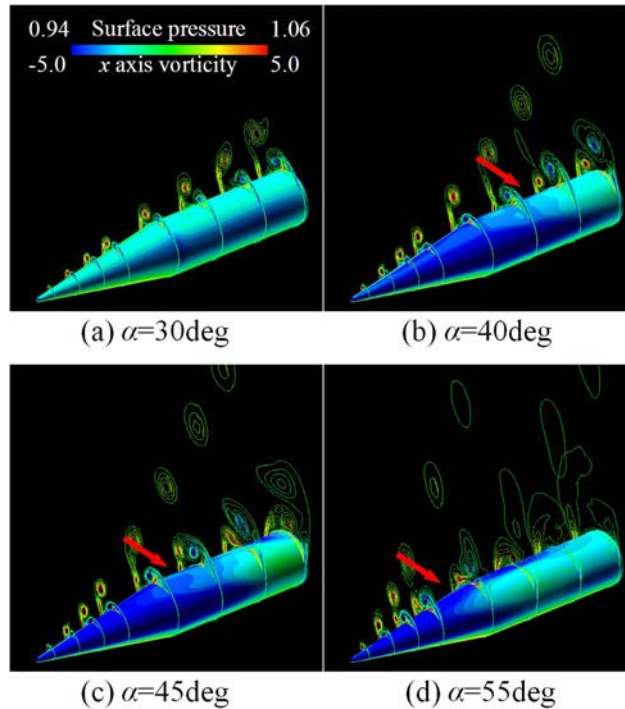


図1 各迎角における大迎角剥離流れ

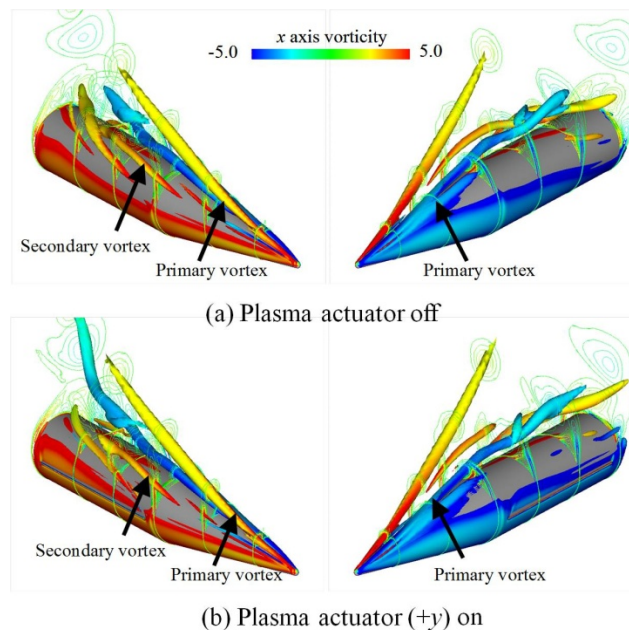


図2 プラズマアクチュエータによる剥離流れの制御

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) R. Inaba, H. Nishida, T. Nonomura, K. Asada, K. Fujii, “Numerical Study on Control of Separation Flow over Slender Body using DBD Plasma Actuator”, 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2011-e-26, Okinawa, 2011.
- 2) 稲葉亮司, 西田浩之, 野々村拓, 浅田健吾, “細長飛翔体の空力制御を目的とした大迎角剥離流れの数値解析,” 第43回流体力学講演会, 2D12, 東京, 2011.

# 垂直離着陸型ロケットの空力多目的設計探査

Multi-Objective Aerodynamic Design Exploration of VTOL Rocket

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，野中聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科宇宙工学専攻，

中村昌道(masamichi.nakamura@ac.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

垂直離着陸型ロケットには，帰還飛行の際にどのようにして静安定をとりながら飛行するかという問題がある．舵面やボディフラップ等のデバイスを使用することで静安定をとることはできるが，このようなデバイスは構造重量の増加や打ち上げ時の抵抗となるため，なるべく使用しない方がよい．そこで，多目的設計探査を使用することでこのようなデバイスに頼らない形状を設計することを計算の目的としている．

## ● 研究の概要

本研究では垂直離着陸型ロケットの機体上に座標点を設定し，その座標を変化させることで機体の形状を変化させる．そしてそれぞれの形状にComputational Fluid Dynamics(CFD)を使用して空力特性を調べる．

また，計算から得られた値を使用して多目的最適化を行う．多目的最適化では，計算過程で進化計算による最適化をするため，前述した機体を親個体として制約条件を満たすような最適な機体形状を設計していく．

さらに得られた最適化の結果をデータマイニングの手法を用いてわかりやすくすることで，機体設計に有益なデータを作成する．

## ● 今年度の研究成果の概要

多目的設計探査を行う前準備として任意の機体を作成し，CFDを行うことによって空力特性を求めた．また，その空力特性が妥当かどうかを検証することで計算に使用した数値計算コードの妥当性も確かめた．

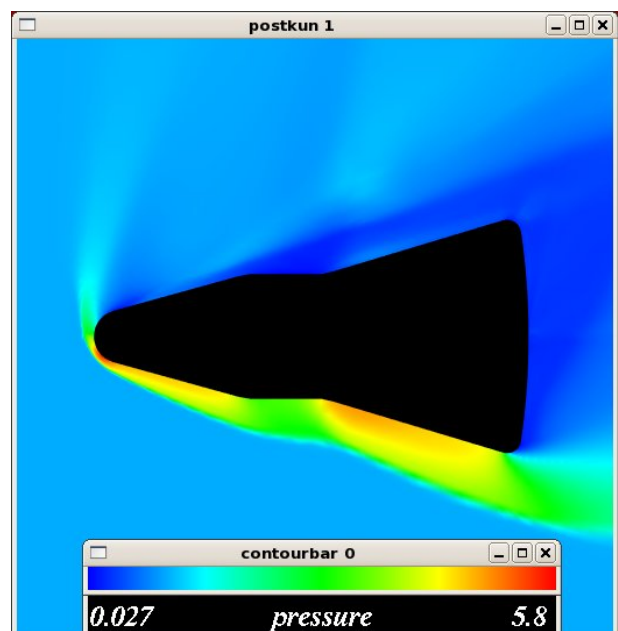


図1 迎角45°における圧力分布

# 超音速流れ場における半球殻物体周囲流れの数値解析

Numerical analysis of flow field around hemispherical body in supersonic flow

## ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ, 橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)  
研究分担者：室蘭工業大学大学院 工学研究科 航空宇宙システム工学専攻, 齋藤 務  
室蘭工業大学大学院 工学研究科 航空宇宙システム工学専攻, 畠中和明

## ● 計算の目的

大気圏再突入時等の減速方法として使用されるパラシュート周囲流れ場の解析を目的として、FaSTAR を使用した三次元数値計算を実施する。

## ● 研究の概要

超音速流れ場中にある凹型物体前方に形成される離脱衝撃波は、非定常に振動する可能性があることが知られている。本研究では剛体半球殻モデルを用い、振動が発生する条件、およびそのメカニズムを三次元計算によって明らかにすることを目的とする。格子生成にはHexaGrid, 流体ソルバにはFaSTARを用いた。

## ● 今年度の研究成果の概要

マッハ数2.0の流れ場における、半球殻物体周りの流れ場について数値シミュレーションを行った。計算開始直後、離脱衝撃波は不安定に振動を始めたが、時間と共に収束し、定常な流れとなることを確認した。

過去の実験的研究においては、マッハ数3以上で振動が発生すると報告されており、今後流速を上げて解析を行う。

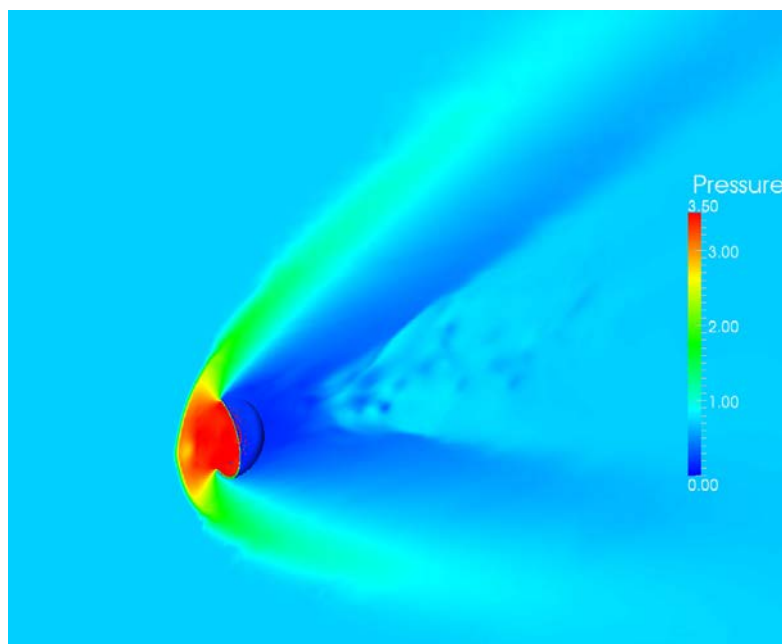


図1 半球殻物体周りの圧力分布 (マッハ数2.0)



# 旋回流型ハイブリッドロケットの解析に向けた、旋回流対応乱流モデルの評価

Validation of Swirling Flow with Turbulence Model for Swirling Typed Hybrid Rocket Motor Research

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科，本江幹朗(8367791179@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

## ● 計算の目的

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内の数値流体解析に向けて、旋回流対応乱流モデルの性能評価のため、管内旋回流の数値解析を行い対応する実験結果と結果を比較しモデルの評価を行う。

## ● 研究の概要

ハイブリッドロケットモータは推力密度が低い、燃焼効率が悪いなどの問題が存在し、実用化においてはそれらの解決が不可避である。酸化剤旋回流型燃焼室はその対策の一つであり、形成された旋回流が燃料後退速度を向上させ、燃料と酸化剤の混合を促進し性能を向上させる。本研究の目的はこの種の燃焼室内部の数値解析を行うことである。設計などに数値流体解析を適用する場合、乱流のモデリングとして渦粘性モデルが一般的に用いられるが、単純なモデルでは旋回流をうまく表現できないことがよく知られている。本研究では旋回流へも適用できるように改良された渦粘性型乱流モデルを用い、上記燃焼室の解析への適用性を明らかにし、必要な改良を行うことを目的としている。

## ● 今年度の研究成果の概要

- ・弱いスワール数（1~程度）で当該モデルがよく旋回流を再現することがわかった。
- ・強いスワール数（10~程度）では当該モデルを用いた場合でも旋回が実験に比べ過度に減衰してしまうことがわかった。

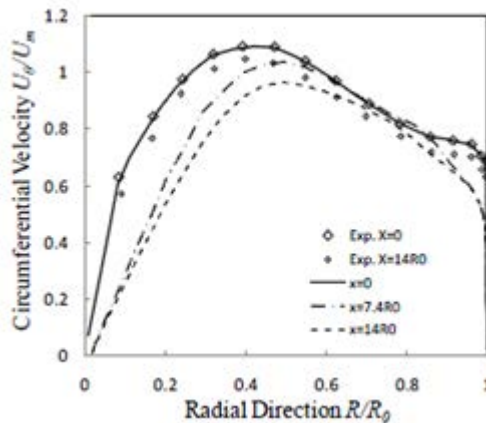


図1 旋回速度分布(弱スワール数)



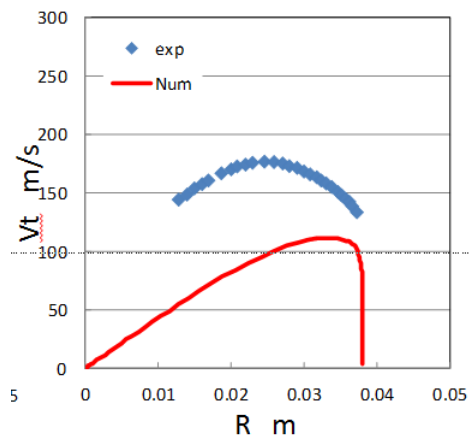


図2 旋回速度分布(強スワール数)

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読なし論文

- 1) M. Motoe, T. Shimada : Validation of Numerical Simulation of Swirling Turbulent Flow for Hybrid Rocket Research , 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2011-5609, 2011.

#### 口頭発表

- 2) 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit

# ハイブリッド&ラムジェット複合サイクルエンジンにおける エジェクタロケットモードに関する数値解析

Study on Flow inside the Nozzle of Ejector Jet by Numerical Analysis

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

研究分担者：東海大学大学院 工学研究科 航空宇宙学専攻，外園啓祐(0bmjm014@mail.tokai-u.jp)

## ● 計算の目的

エジェクタロケットモードにおけるエジェクタノズル内部流の変化はノズル形状に大きく依存し，さらに外部から空気を吸い込むため空気の混合も視野に入れなければならない。本研究ではエジェクタノズル内部の二種類の流れを計算によって予測することによって，ある高度，ある飛行マッハ数における最適なエジェクタノズル形状を把握しエジェクタロケットモードでの性能の向上を目的とする。

## ● 研究の概要

ロケットに代わる次世代宇宙輸送システムとして空気吸い込み型エンジンとラムジェットエンジンを組み合わせた複合サイクルエンジンが注目されている。これは大気に含まれる酸素を有効利用できるため，推進剤の質量比で約9割を占める酸化剤を大幅に削減することができる。これは完全再使用型の宇宙往還機用エンジンとして有望視されており，将来的に民間宇宙旅行を目指した推進システムである。本研究では離陸からマッハ2程度の比較的低マッハ数の飛行条件下で作動するエジェクタロケットモードのノズル形状に関する研究を行った。ノズル形状を変化させることによる空気の流れをCFDを用いて可視化することによって，形状による内部流れの変化，空気吸い込み特性を理解することができ，今後の実験の指標とすることができた。

## ● 今年度の研究成果の概要

燃焼実験と同一スケールでの解析を行うことでエジェクタロケットモードの作動原理などを確認することができた。また，燃焼実験では把握できなかった複数のエジェクタノズル形状について解析することによって吸い込み性能の低下につながる要因，ロケット排気温度による空気吸い込み特性の変化などについても解明することができた。

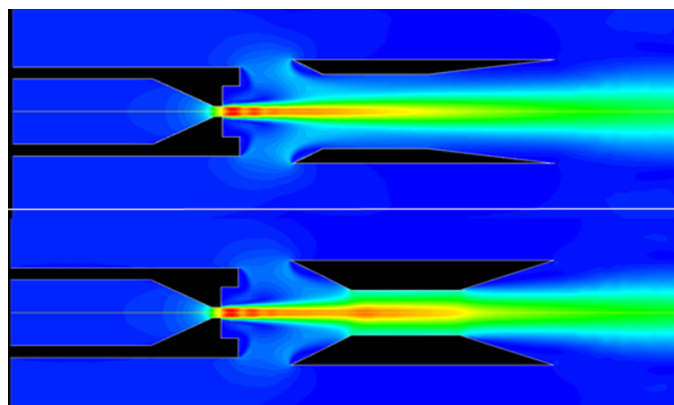


図1 エジェクタノズルスロート径の相違によるハイブリッドロケット流の変化

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) T K. Sotozono : Study on Flow inside the Air-intake of Ejector Jet by Numerical Analysis, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-a-34s, 2011.
- 2) K. Sotozono, Y. Higa, I. Nakagawa : Study on Flow inside the Nozzle of Ejector Jet by Numerical Analysis, 8th International Conference on Flow Dynamics, OS5-13, 2011.

### 口頭発表

- 3) The 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science
- 4) Eighth International Conference on Flow Dynamics

# 超臨界状態を仮定したハイブリッドロケットエンジン固体燃料表面の液層の不安定解析

Instability analysis of a thin liquid film on the surface of solid fuels under supercritical operating condition of hybrid rocket propulsion

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院，足立将基(9654521590@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

## ● 計算の目的

液層部を模擬するためにはある程度の格子解像度が必要であり，且つ複数の計算ケースが必要なため研究室のコンピュータでは時間的に厳しい。

## ● 研究の概要

固体燃料として HTPB を使用する従来のハイブリッドロケットエンジンは燃料後退速度が遅いという技術的課題が残る。近年，パラフィンワックスのような固体燃料表面に薄い熔融層を持つ燃料を用いると，エントレメント現象により後退速度が上昇するという研究報告がなされた。さらにハイブリッドロケットエンジンでは内部が超臨界状態となっていることが示されたが，超臨界状態を仮定したエントレメント現象の詳細な解析は多くない。そこで本研究では数値解析を用い，超臨界と亜臨界の両方を模擬し，パラフィンワックスを用いたハイブリッドロケットエンジン内部の液層の不安定性について解析を行う。

## ● 今年度の研究成果の概要

不安定性解析のためにはまず第一に定常解を得る必要があるが，今年度はその定常解を得ることができた。

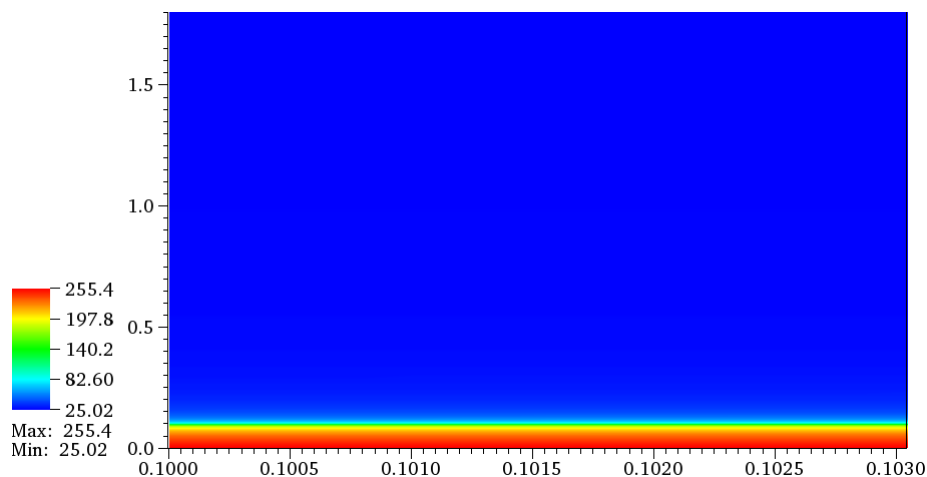


図1 密度分布 (横軸：前縁からの距離，縦軸：壁からの距離)

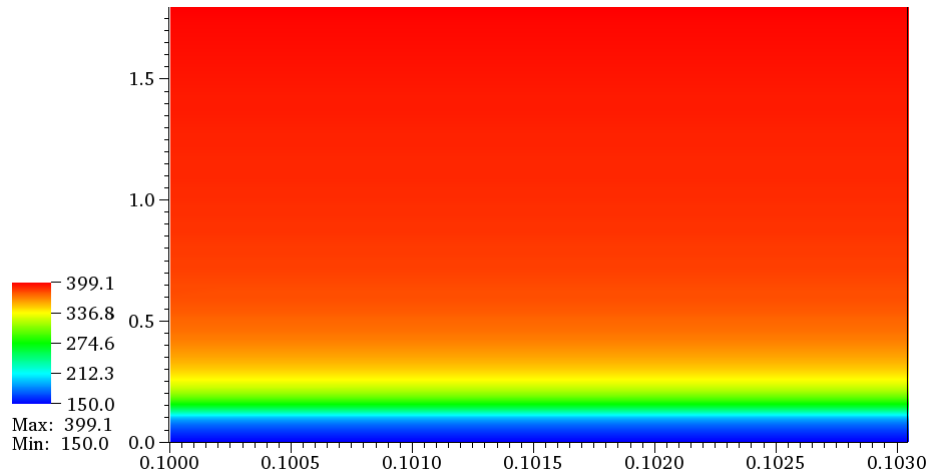


図2 温度分布

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 足立将基, 嶋田 徹: 超臨界状態と亜臨界状態を仮定したハイブリッドロケットエンジン固体燃料表面の液層の不安定解析, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2011-050, 2012.
- 2) M. Adachi, T. Shimada: Numerical analysis of thin liquid layers in supercritical flow for hybrid rocket propulsion, The Asian Joint Conferences on Propulsion and Power 2012, AJCPP 2012-012, 2012.

### 口頭発表

- 3) 平成23年度宇宙輸送シンポジウム
- 4) The Asian Joint Conferences on Propulsion and Power 2012

# 燃焼詳細構造の数値的解明

Numerical study of combustion flow

## ● 研究グループ

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

研究分担者：計算力学研究センター，金田 誠(mkaneda@chofu.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

燃焼流の数値実験により詳細な現象解明を行う。

## ● 今年度の研究成果の概要

ブンゼンバーナの先端では流路拡大により減速した流れと火炎伝播がバランスすることにより保炎されていることを示すとともに局所的な燃料濃度変化により燃料消費速度も変化していることを示した。

図1 ブンゼンバーナ中心軸上の速度，質量流量，密度分布と1D平面火炎との比較



## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 溝渕 他, 水素空気過濃予混合火炎の曲率が火炎構造に与える影響, 日本燃焼学会誌 54:168,pp.41-48,2012.
- 2) S.Ruan, et al., Scalar and its Dissipation in the near field of Turbulent Lifted Jet Flame, Combustion and Flame, 159:2,pp.591-606,2012.

### 口頭発表

- 3) Y. Mizobuchi et.al., Effects of Flame Curvature on Chemical Reactions in Rich Hydrogen-air Premixed FLAME, ICDERS2011
- 4) 溝渕, 平川, 対向流1次元火炎計算にもとづく超臨界圧拡散火炎テーブルの構築, 日本流体力学会年会 2011
- 5) 溝渕 他, 変形する水素空気過濃予混合火炎中の局所的な燃料消費速度増加について, 第49回燃焼シンポジウム
- 6) Y.Mizobuchi, K.Hirakawa, One-dimensional H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> counter-flow diffusion flame simulation for flamelet table construction at supercritical pressure, AJCPP2012.

# 磁気リコネクションにおけるイオンの温度異方性と遅進衝撃波形成

The relation between ion temperature anisotropy and formation of slow shocks in magnetic reconnection

## ● 研究グループ

研究代表者：東京大学 大学院 理学系研究科，東森一晃(higashi@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学 大学院 理学系研究科，星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

## ● 計算の目的

宇宙プラズマにおいて、磁場からプラズマへエネルギーを変換する磁気リコネクションが効率的に起こるためには、磁場の繋ぎかわりに加えて遅進衝撃波の形成が必要だと考えられてきた。観測・磁気流体シミュレーションではこの遅進衝撃波の形成は確認づけられてきたが、プラズマ粒子計算では、この遅進衝撃波形成に関するコンセンサスが得られていなかった。本研究では、イオンを粒子・電子を流体として扱う電磁ハイブリッドコードを用いて、粒子性を考慮に入れた磁気リコネクションでの遅進衝撃波形成の有無を調べる。

## ● 研究の概要

地球磁気圏のような、粒子の平均自由行程が 1 AU 程度の「無衝突プラズマ」中の現象では、プラズマの粒子的効果が重要になる。近年、プラズマ粒子シミュレーションの結果から、磁気リコネクションでの効率的プラズマ加熱を担うと考えられてきた遅進衝撃波の形成は否定されつつあったが、衝撃波形成を阻害する定量的な指標は与えられていなかった。本研究では、この遅進衝撃波形成を議論する上でイオンの粒子的効果に由来する温度異方性が重要であると考えた。磁気リコネクションの起こらない純粋な衝撃波の理論からは、温度異方性の発達が遅進衝撃波形成を阻害することが提唱されていた。本研究はこの遅進衝撃波と温度異方性の関係性を、粒子シミュレーションを通じて、十分に非線形発展した磁気リコネクション中で議論する。

## ● 今年度の研究成果の概要

磁気リコネクションでは、磁力線がつながり変わる X 点付近で高エネルギー粒子が生成され、これらの粒子が磁力線に沿って飛び出すことで、リコネクションアウトフロー中で強い温度非等方性を形成する。本研究ではこの温度非等方性が、X 点からの距離が大きくなるほど緩和してゆくことをプラズマ粒子シミュレーションの結果から示した。そして、衝撃波理論を適用することで、リコネクションアウトフローが空間的に 120 イオン慣性長程度まで発達すれば、プラズマ粒子シミュレーションでも遅進衝撃波が存在することを定量的に示した。加えて、衝撃波形成を示唆する電流構造が得られることを示した。

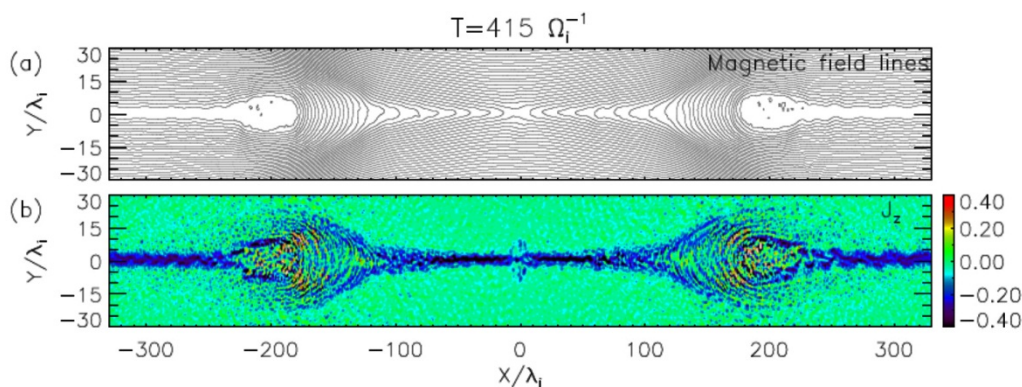


図1 磁気リコネクション非線形発展後の (a) 磁力線と (b) 紙面垂直方向の電流密度のコンタープロット

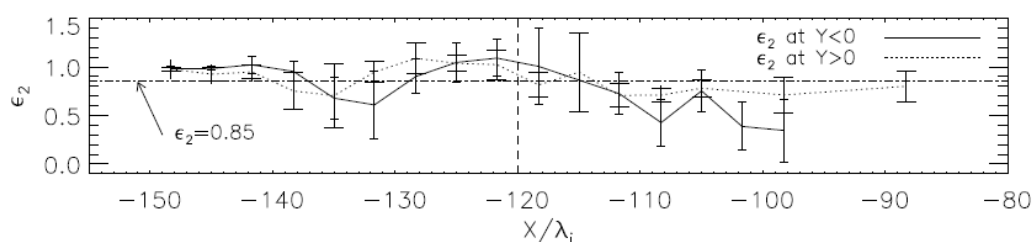


図2 磁場がつなぎ変わる X 点 ( $x=0$ ) からの距離 (横軸) と、衝撃波下流での温度異方性パラメータ  $\epsilon_2$  (縦軸) の関係性. X 点からの距離が大きくなるほど異方性パラメータが等方的な値に ( $\epsilon_2=1.0$ ) 漸近してゆく.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Higashimori, K. and M. Hoshino, The Relation between Ion Temperature Anisotropy and Formation of Slow Shocks in Collisionless Magnetic Reconnection, *J. Geophys. Res.*, 117, A01220

### 口頭発表

- 2) 東森一晃, 星野真弘, 磁気リコネクション境界層でのイオンの温度異方性による運動論的効果, 第130回地球電磁気・地球惑星圏学会, B008-11, 神戸大学, 2011年11月3日
- 3) 東森一晃, 星野真弘, 無衝突磁気リコネクションで遅進衝撃波は本当に形成されるか?, 日本地球惑星科学連合2011年大会, PEM026-11, 幕張メッセ, 2011年5月24日

# 降着円盤における磁気回転不安定と粒子加速

Particle acceleration and magneto-rotational instability in accretion disks

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

重力回転系の天体では，しばしば周辺の物質が円盤状になって回転する降着円盤を形成するが，その物質が中心天体に向かって落下するには角運動量を外側へ輸送することが必要である．そのメカニズムは長い間未解決であったが，1991年に Balbus と Hawley は，プラズマ中の電磁流体波を介して角運動量を輸送する磁気回転不安定(Magneto-Rotational-Instability, MRI)の重要性を指摘した．このMRIは，1960年代に Chandrasekhar や Velikov らによっても調べられていたが，Balbus と Hawley らの研究を受けて，近年，国内外で降着円盤の研究は大きく進展した．しかし，これまでの研究は主に電磁流体近似のもとでの研究であり，プラズマ運動論を考慮した研究は，その重要性にもかかわらず殆ど行われていない．本研究では，PIC(Particle-In-Cell)法による電磁粒子コードで，無衝突系MRIの非線形時間発展を調べ，降着円盤におけるプラズマ運動論効果を考慮した角運動量輸送やプラズマ加熱・粒子加速過程を解明する．特に，①MRIダイナモ作用に伴い形成される温度異方性とそれによる磁場飽和過程，②降着円盤中の乱流リコネクションによる粒子加速などを明らかにすることを目的とする．

## ● 研究の概要

磁気回転不安定の研究は，これまで電磁流体の枠組みであり，荷電粒子の平均自由行程が，系の特徴的スケールサイズより十分小さいという近似の下での理解であり，無衝突プラズマの枠組みでの研究はほとんど行われていない．しかし，実際高エネルギー天体（例えば我々の銀河系中心方向のブラックホール天体）の降着円盤では，しばしば電子とイオンの温度が異なることが観測されており，無衝突プラズマ過程を理解する必要がある．プラズマ運動論を部分的に取り入れた先行研究として，ランダウ流体近似（ランダウ減衰効果を取り入れた温度異方性を記述する状態方程式）を用いた電磁流体シミュレーションが，2005年に Quataert and Stone によって行われ，MRIの成長率が増大すること，MHD近似より長波長の波が励起されることが示された．しかし，ランダウ流体近似ではマイクロ過程の記述は不完全であり，マイクロ過程を正確に取り扱った発展的研究が必要とされていた．そこで本研究では，マイクロなプラズマ過程をすべて含んだ電磁粒子コードで，MRIの非線形時間発展を解明する．

## ● 今年度の研究成果の概要

降着円盤の局所系（中心天体から十分離れた領域での部分系）でのプラズマ動力学を粒子コード(PIC)を用いて調べた．独自に開発してきた粒子コードをもとに，ケプラー運動をする回転系のコードへの改良を行った．境界条件などにかかわる問題に関してコードを調整・開発しながら，プラズマ $\beta$ やMRIの線形不安定モード数をパラメータとして2次元子午面での計算および3次元計算を実行した．特に，線形段階を経て最大不安定のMRIモードが乱流状態となり，磁気リコネクション等により大きなスケールの構造に発展していく非線形過程，そしてそれに伴う粒子加速を調べた．

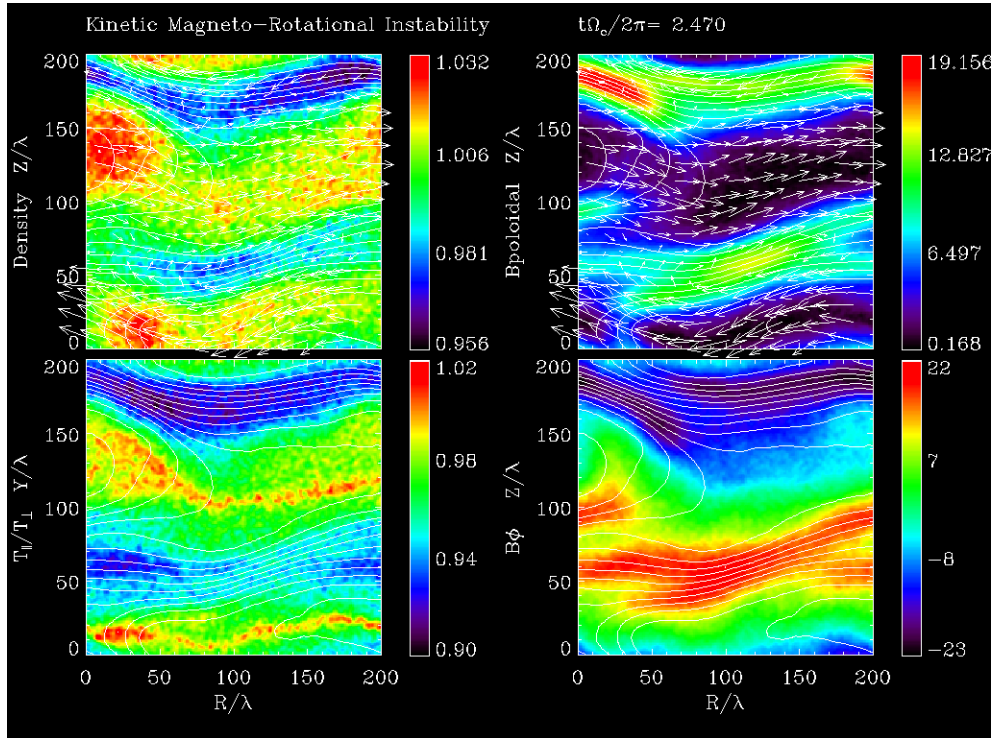


図1 無衝突磁気回転不安定の非線形成長の初期段階. 左上: 密度のカラー等高線, 密度揺らぎは弱く非圧縮モードを示唆, 右上: ポロイダル磁場, 右下: トロイダル磁場, 磁気回転不安定によるダイナモ作用が起きていることが分かる, 左下: 温度異方性, ダイナモ作用による磁場に平行方向と垂直方向の温度異方性が磁気回転不安定の非線形を大きく支配する. ミラーモード不安定による揺らぎが成長し始めている.

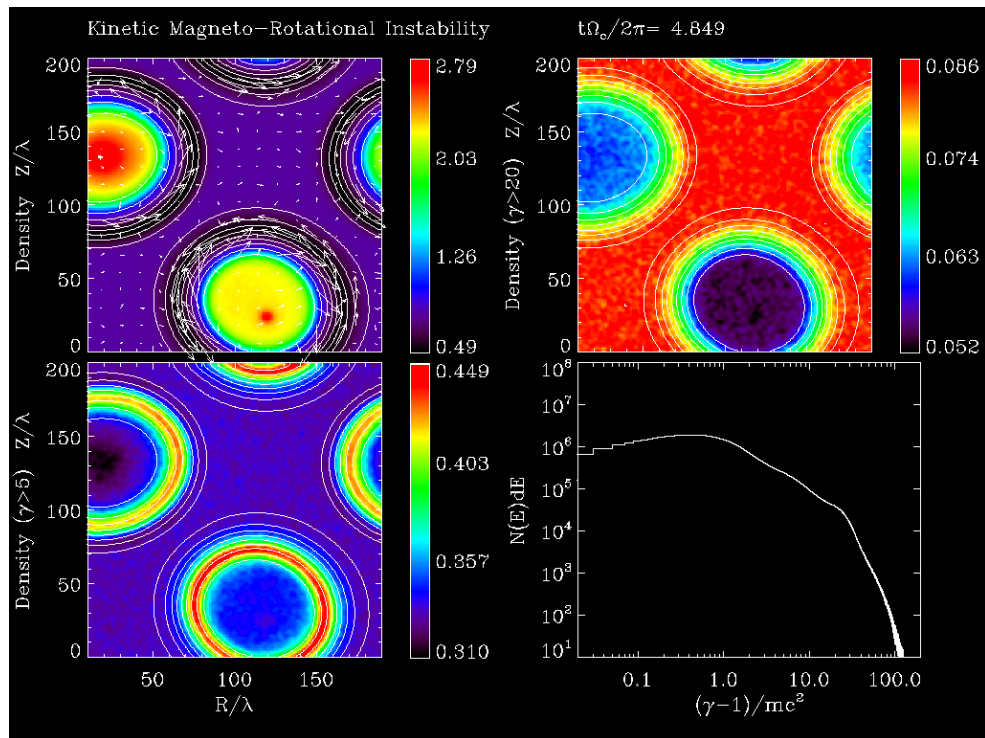


図2 非線形段階, 左上: 密度のカラー等高線, 磁気島の形成にともないプラズマが磁気島に閉じ込められている, 左下: 高エネルギー粒子にたいする密度のカラー等高線, 右上: 超高エネルギー粒子の密度, 高エネルギー粒子は, 熱的プラズマとは異なり磁気島のその側の空間を局在化し, 乱流加速を受ける. 右下: エネルギースペクトル, 磁気回転不安定の非線形発展で出来た磁気リコネクションおよび磁気島形成によって, べき型の高エネルギー粒子が発生.



## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) S. Imada, M. Hirai, M. Hoshino and T. Mukai, Favorable conditions for energetic electron acceleration during magnetic reconnection in the Earth's magnetotail, *J. Geophys. Res.*, in press (2011/05)
- 2) C.-C. Hung, L.-N. Hau, and M. Hoshino, Magnetic reconnection in an anisotropic plasma: Observation and theory, *Geophys. Res. Letters*. 38, Issue 18, CiteID L18106 (2011/08)
- 3) N. Yokoi and M. Hoshino, Flow-turbulence interaction in magnetic reconnection, *Physics Plasmas*, 18, 111208 (2011/11)
- 4) Katsuaki Higashimori and Masahiro Hoshino, The relation between ion temperature anisotropy and formation of slow shocks in collisionless magnetic reconnection, *J. Geophys. Res.*, DOI:10.1029/2011JA016817 (2012/01)
- 5) M. Hoshino, Stochastic particle acceleration in multiple magnetic islands during reconnection, *Phys. Rev. Lett.*, in press (2012/03)

### 招待講演

- 6) M. Hoshino, Particle acceleration in collisionless accretion disk, International workshop on Particles and radiation from cosmic accelerators CA2012, Chiba University (February 20-22, 2012)
- 7) M. Hoshino, Collisionless magneto-rotational instability and particle acceleration in an accretion disk, *Frontiers of Plasma Astrophysics*, Berkeley University (January 26-27, 2012)
- 8) M. Hoshino, Magnetic reconnection in magnetotail and beyond, Workshop on magnetotail current sheets, IKI, Moscow, Russia (September 26-30, 2011)
- 9) M. Hoshino, Stochastic Particle Acceleration in Magnetic Reconnection, 2nd International Space Plasma Symposium 2011, Taina, Taiwan (August 15-19, 2011)
- 10) M. Hoshino, Particle Acceleration in TURbulent Magnetic Reconnection and in Accretion Disks, 11th International Workshop on the Interrelationship between Plasma Experiments in the Laboratory and in Space (IPELS), Whistler, Canada (July 10-15, 2011)
- 11) M. Hoshino, Stochastic Particle Acceleration in Multiple Magnetic Reconnection Sites, International Astrophysics Forum Alpbach (IAFA) 2011, Alpbach, Austria (June 20-24, 2011)
- 12) M. Hoshino, Lecture on Kinetic Reconnection, Summer School of MHD and Kinetic Processes in Laboratory, Space and Astrophysical Plasmas, KIAA, Peking University, China (May 30-June 3, 2011)
- 13) M. Hoshino, Particle Acceleration in Relativistic Reconnection, Understanding Relativistic Jets, Krakow, Poland, (May 23-26, 2011)
- 14) M. Hoshino, Electron Acceleration in Reconnection, ISSI Workshop on particle acceleration in cosmic plasmas, Bern, Swiss (May 16-20, 2011)



# CIP 法を用いた磁気圏グローバル MHD シミュレーションモデルの開発

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

## ● 研究グループ

研究代表者：千葉大学 理学研究科，松本洋介(ymatumot@astro.s.chiba-u.ac.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

これまで開発した CIP 法による MHD 方程式の解法 (Matsumoto and Seki, 2008) をベースとした，磁気圏グローバルシミュレーションモデルの開発を行う。シミュレーション領域の中心にはダイポール磁場を有する球殻の内部境界条件を配置し，外側境界の一端には太陽風を注入し，太陽風-磁気圏相互作用を数値シミュレーションによって再現する。相互作用の結果，磁気圏全面には定在衝撃波が形成され，その下流では様々な不連続面，磁気リコネクションに代表されるプラズマ物理過程が再現されることが期待される。本研究では，高解像度の計算を行うことにより，上記現象に加え，高レイノルズ数流による MHD 乱流現象をグローバルなモデルで再現し，プラズマ加速・輸送過程についての議論を行う。

## ● 今年度の研究成果の概要

本年度では，磁気圏グローバル MHD シミュレーションを実行し，太陽風の動圧の変動による磁気圏内への MHD 波動 (Pc5) の励起・伝搬過程について調べた。Pc5 が実際に衛星によって観測された時の太陽風データを入力とした計算を行った結果，人工衛星の観測位置において，数分程度の周期をもつ磁気圏内部での周期的な磁場変動を再現することに成功した。太陽風動圧の弱い変動が衝撃波下流で増幅され，磁気圏内において特定の周波数帯域で優位な波動が励起されることが明らかになった。本研究結果は，これまで Pc5 起源として考えられていた KH 不安定が成長していなくても，太陽風動圧のわずかな変動によって Pc5 帯の MHD 波動を説明できることを示唆している。

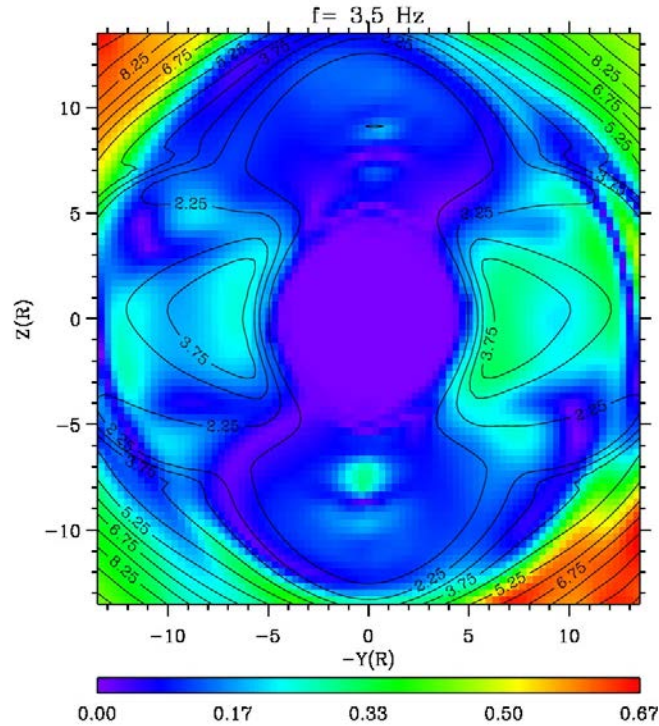


図1 3mHzのフーリエ振幅の $X=0$  (地球の位置) でのYZ面内の分布. 実線は密度の等高線を表す. 横軸はY軸, 縦軸はZ軸でそれぞれ地球半径で規格化している. 人工衛星によるPc5帯の波動の観測位置である $Y=10, Z=0$ 付近でPc5帯の波動強度が高いことが分かる.

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) Yosuke Matsumoto, Kanako Seki, and Takuya Hara, "Linear Analysis for the Kelvin-Helmholtz Instability at Martian Ionosphere", AOGS 8th annual meeting, Taipei International Convention Centre, Taipei, Taiwan, Aug 8 - Aug 12, 2011 (invited)
- 2) Yosuke Matsumoto, "Multi-scale simulations of the Kelvin-Helmholtz instability", the 6th International Conference on Numerical Modeling of Space Plasma Flows (ASTRONUM-2011), Valencia, Spain, Jun 13 - Jun 17, 2011 (invited)
- 3) 松本洋介, 「MHD 及び PIC シミュレーションへの高速ポアソン解法の導入」, 地球惑星関連学会 2011 年合同大会, 幕張, 2011 年 5 月 25 日

# 宇宙線変成衝撃波の構造安定性に関する数値実験

Numerical simulation on the stability of structure of cosmic ray modified shock

## ● 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, 齋藤達彦(saito-t@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

## ● 計算の目的

超新星残骸衝撃波等の非熱的粒子（宇宙線）を生成する衝撃波において、非熱的粒子の反作用による非線形効果の効いた衝撃波を「宇宙線変成衝撃波」と呼ぶ。非線形時間発展において、この宇宙線変成衝撃波が構造的にどのように安定化されるのかを、宇宙線と熱的プラズマ成分による2流体近似を用いた数値シミュレーションによって理解する。

## ● 研究の概要

宇宙線変成衝撃波は近年の超新星残骸衝撃波の観測から、存在が予見されている。本研究では、衝撃波を形成する熱的プラズマ成分と、衝撃波面近傍で拡散を伴いつつ圧力を及ぼす宇宙線成分による2流体近似のもとに、この宇宙線変成衝撃波を模擬した。その上で、2次元シミュレーションによって、衝撃波全体の構造の時間発展の様子調べた。

## ● 今年度の研究成果の概要

2次元シミュレーションの結果、衝撃波近傍での宇宙線の割合が多い場合、衝撃波面の2次元的構造が緩和し、平面的な衝撃波へと非線形発展していくことが確認された。これは、Mond & Drury [1998]による解析的手法による示唆を裏付けるものである。今後、宇宙線の割合を様々に変えてより詳細な構造の変化を調べる必要がある。

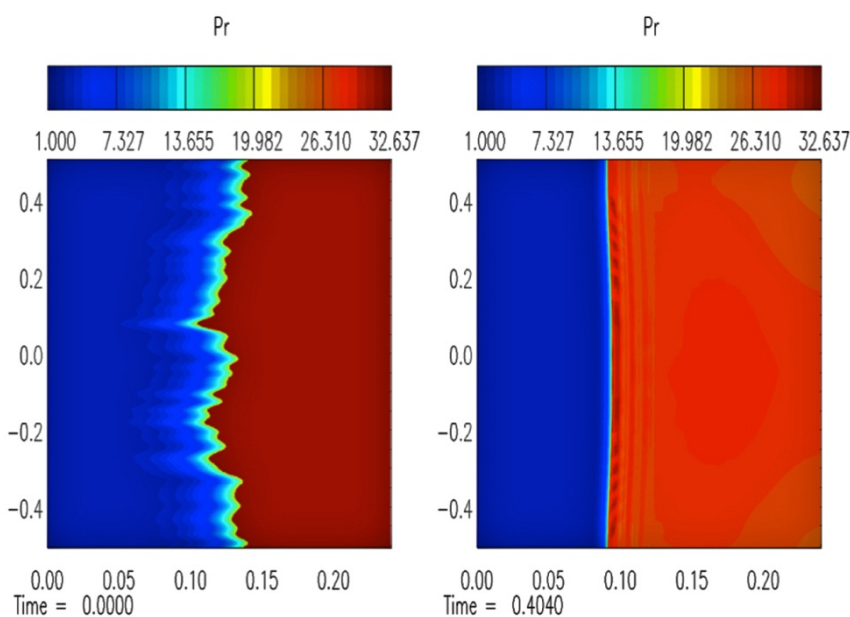


図1  
2流体近似による宇宙線変成衝撃波の構造の時間発展（熱的プラズマの圧力プロット、各図左側が上流、右側が下流）。初期に衝撃波面に人工的な擾乱を与えて（左）、そこから時間発展させると、波面に与えた構造が解消し、平面的（1次元的）な衝撃波に落ち着く（右）。

# 磁気リコネクションのトリガにおける温度異方性の効果

Effects of temperature anisotropy on magnetic reconnection trigger

## ● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究所 GEOTAIL プロジェクト，篠原 育(iku@stp.isas.jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究所 GEOTAIL プロジェクト，藤本正樹(fujimoto@stp.isas.jaxa.jp)

## ● 計算の目的

高温・希薄な宇宙空間プラズマ中で発生する磁気リコネクション現象は、地球磁気圏における磁気圏サブストーム等の地磁気擾乱現象の発生に深く関わっていると考えられているが、その発生機構は未だに十分に解明されていない。理論的には、電流層中に発生するテアリング不安定が磁気リコネクションの種と考えられているが、その非線形な発展の可否は電流層の厚さなどでコントロールされることが明らかになっている。従来の数値シミュレーションによる研究結果は、イオン慣性長以下程度の薄い電流層が爆発的な成長に必要とされると考えられているが、本研究ではより厚い電流層でのリコネクションのトリガ条件を探る為に、プラズマの温度非等方性の効果を検証する。

## ● 研究の概要

イオン・電子，共に  $T_{\perp} > T_{\parallel}$  の温度異方性を与えて，テアリング不安定の非線形成長率の変化を調べる。本研究ではイオン慣性長で規格化した電流層の厚さ  $D$  が  $10 > D > 1$  の範囲において十分に速いリコネクションの成長が可能かどうかを確認する。

## ● 今年度の研究成果の概要

本年度は，予備的な実験として  $D=4$ ，かつ，電子，イオン共に  $T_{\perp}/T_{\parallel}=2$  のケースを計算し，初期擾乱を加えなくとも， $\Omega T \sim 400$  の速い時間スケールで非線形飽和状態まで爆発的に成長することを確認した。 $D > 2$  で粒子シミュレーションによって，これだけ厚い電流層が素早くリコネクションを発生させる過程を確認した例は，初めての例だと思われる。今後，パラメータスタディを加えて，温度非等方性の効果によるリコネクション・トリガの加速効果について明らかにしていく。

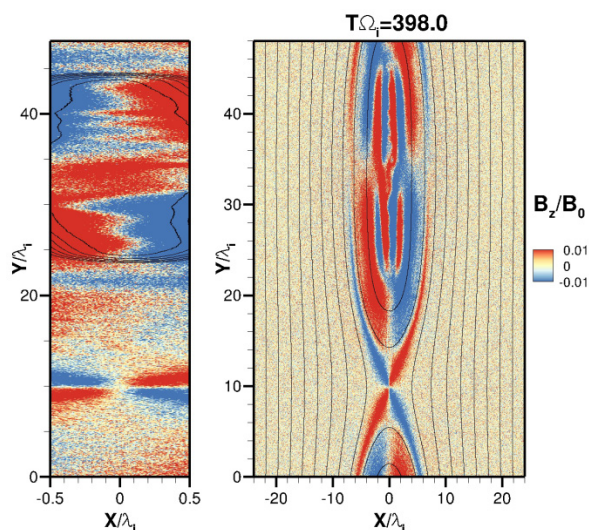


図1  
D=4の場合における非線形飽和状態 ( $T=398$ )  
における面外磁場のカラーコンター図と磁力線  
(左) 電流層中心部の拡大図 (右) 全体図

# 無衝突プラズマの降着円盤における磁気回転不安定性の非線型発展

Nonlinear Evolution of Magneto-Rotational Instability in Collisionless Accretion Disks

## ● 研究グループ

研究代表者： 白川慶介(k-suke@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

## ● 計算の目的

降着円盤における磁気回転不安定性の非線型発展は従来主に、MHD近似に基づいた数値シミュレーションによって調べられている。本研究・計算では、無衝突系や帯電ダスト成分が混入した場合のプラズマで実現される磁気回転不安定性の非線型発展を、新たに開発した局所回転系におけるHybridコードを用いて調べる事を目的とする。

## ● 研究の概要

無衝突プラズマが中心天体の周りに降着円盤を形成する系は我々の銀河中心などに存在していると考えられているが、このような系では磁気回転不安定性の非線型発展に伴って温度異方性の発達や、その緩和などのプラズマ運動論的效果が磁気回転不安定性そのものの性質に修正を加える事が予想される。ここでは、従来主流であったMHD近似に基づく数値シミュレーションでは自己無撞着な解析をする事ができない。本研究では、イオンを粒子、電子を質量なしの流体として近似したHybridコードに新たに重力・潮汐力の効果を導入して磁気回転不安定性を再現し、非線型段階で実現される角運動量輸送の効率等を評価する。

## ● 今年度の研究成果の概要

回転軸を含む局所2次元面内で数値計算を行ない、磁気回転不安定性の非線型発展を再現している。この非線型発展に伴い、初期にガス圧の1%程度であった磁気エネルギーは、非線型段階ではガス圧の1-10倍程度まで発展する。また、この不安定性の発展に伴い、プラズマの温度異方性が発展していく様子を確認している。特に不安定性の発展に伴い、大局的には磁力線垂直方向の温度異方性が卓越する事を確認した。

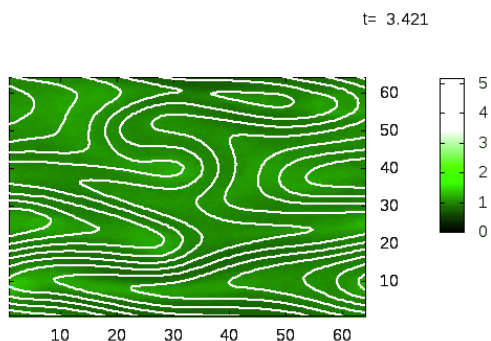


図1  
磁気回転不安定性の非線型段階における磁場の様子。  
解像度は128x128グリッド.粒子数は1グリッドあたり  
1500個.

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 白川慶介, 星野真弘, ハイブリッドコードによる磁気回転不安定性の局所シミュレーション, 地球電磁気・地球惑星圏学会(神戸, 2011.11) 口頭.



## 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：宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 招聘研究員，梶村好宏(kajimura@gd.isas.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

高い推進性能が期待される宇宙推進システムである磁気プラズマセイル(Magneto Plasma Sail:以降MPSと記述)の推力を定量的に評価する為、数値計算を実施する。MPSの実現の為には、宇宙機からのプラズマ噴射による磁気圏(セイル:帆)の拡大の実現が必要であり、噴射プラズマのパラメータ(密度、速度、噴射方向)の最適化を行い、MPSが実宇宙にて得ることができる推力の上限を明らかにする必要がある。SXマシン向けに最適化された3次元ハイブリッドプラズマ粒子コードを用い、これまでに実施されていない太陽風プラズマのイオン Gyro スケールの磁気圏サイズにおいて、MPSの推力上限を評価する。

### ● 研究の概要

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

### ● 今年度の研究成果の概要

解析モデルを図1に示す。コイル磁場(コイル半径2m, 電流 $10^8\text{A turn}$ が作る磁場)を解析体系の中心をコイル中心として配置し、解析領域全体に太陽風プラズマを定義する。その後、コイル近傍からプラズマを30度の幅を持たせ $\theta$ 方向へ噴射し、コイルに生じる太陽風由来の推力を評価する。図2にプラズマの噴射方向に対する $\eta$ 依存性を示す。MPSの効率 $\eta$ については、以下の式(1)のように定義する。式(1)では、プラズマ噴射をイオンスラストのように直接推進力として利用した場合の推力を $F_{\text{jet}}$ 、プラズマ噴射を行わない場合の推力を $F_{\text{magsail}}$ 、MPSの推力を $F_{\text{MPS}}$ とした。図2では、噴射角度を60度とした場合にもっとも推力の増分が得られることを示しているが、その場合においても効率は1程度、つまり噴射するプラズマのエネルギーに対して、磁気圏拡大による推力増分に相当するエネルギーはほぼ同程度である。

$$\eta = \frac{F_{\text{MPS}}}{F_{\text{Magsail}} + F_{\text{jet}}} = \frac{F_{\text{Magsail}} + F_{\text{increase}} + F_{\text{injection}}}{F_{\text{Magsail}} + F_{\text{jet(one-direction)}}} \quad (1)$$

本結果から、推進システムとしての成立性を高めるにはさらに低エネルギーのプラズマ噴射によって同程度に磁気圏を拡大する手法の考案が求められる。そこで、噴射プラズマのエネルギーを低減する手法として、噴射速度を与えず熱速度のみのプラズマをダイポール磁場中に放出する手法が提案されている。ダイポール磁場中に放出された熱速度のみを持つプラズマは、長時間をかけて、磁場の勾配ドリフトによってダイポール磁場周辺でリング状の電流構造を生成し、その電流がつくる磁気モーメントがコイル磁場に加算されることによって、磁気圏が拡大されることを期待する。今後、リングカレントインブレーションによる磁気帆拡大と拡大後のMPS推力の定量的評価を行う計画である。



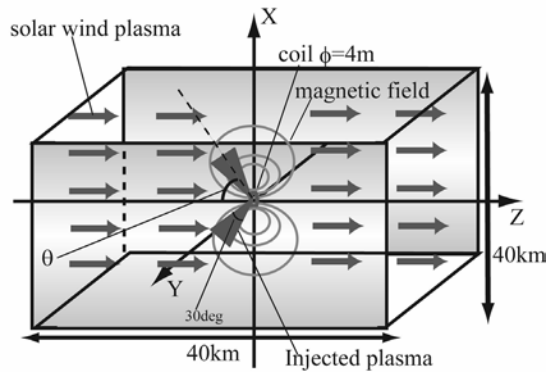


図1 解析モデル図

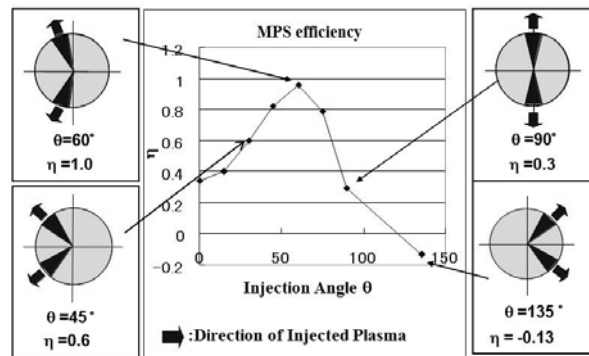


図2 プラズマ噴射方向と MPS 効率

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Yoshihiro Kajimura, Hideki Nakashima, Verification of Hybrid Particle-in-Cell Simulation Model for Advanced Plasma Propulsions: Magneto Plasma Sail and Magnetic Nozzle for Laser Fusion Rocket, Journal of Space Technology and Science, Vol. 25, No. 2, 2011, pp. 34-54.
- 2) Yoshihiro Kajimura, Ikkoh Funaki, Hiroyuki Nishida, Hideyuki Usui, Iku Shinohara, Hiroshi Yamakawa, Hideki Nakashima, Quantitative Evaluation of Ion Kinetic Effect in Magnetic Field Inflation by Injection of Plasma Jet, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 54, No.184, 2011, pp. 90-97.

### 口頭発表

- 3) Yoshihiro Kajimura, 3D Hybrid Simulation of Pure Magnetic Sail in the Ion Inertial Scale in Laboratory. 28th International Symposium on Space Technology and Science, (ISTS), 2011-b-55, 2011.
- 4) 梶村好宏, 松本正晴, 船木一幸, 篠原 育, 臼井英之, 山川 宏, 磁気プラズマセイルへの応用に向けたダイポール磁場中のリングカレント生成による磁気圏拡大評価, 第55回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1K01, 松山, 2011.

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

Job Scheduler Optimization for improvement of the system usage

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

本研究は，スーパーコンピュータのハードウェア資源の利用効率を上げながら，同時にコストを削減することを目的とした研究である．その目的のために，ジョブの詳細な分析を行い，ジョブごとの傾向を検証した．また，各ユーザのジョブの経過時間を予測するための方法についての検討を行い，得られた予測法を用いてジョブスケジューリングの数値実験を行った．

## ● 今年度の研究成果の概要

JSSユーザのジョブの傾向分析を行った結果，ジョブの効率的なスケジューリングに不可欠な，ユーザジョブの実行時間予測に適したアルゴリズムを特定し，実行時間予測をスケジューリングに取り入れることにより，約3%の効率化が可能な事を数値実験によって確認した．

また，各ユーザのジョブの実際の実行時間とジョブ投入時にユーザが設定する実行時間との間の乖離に関する詳細な分析を行った結果，両者の間には，いくつかの特徴的な傾向が見られることが明らかになった．以上の結果を論文としてまとめ，国内外で発表した．

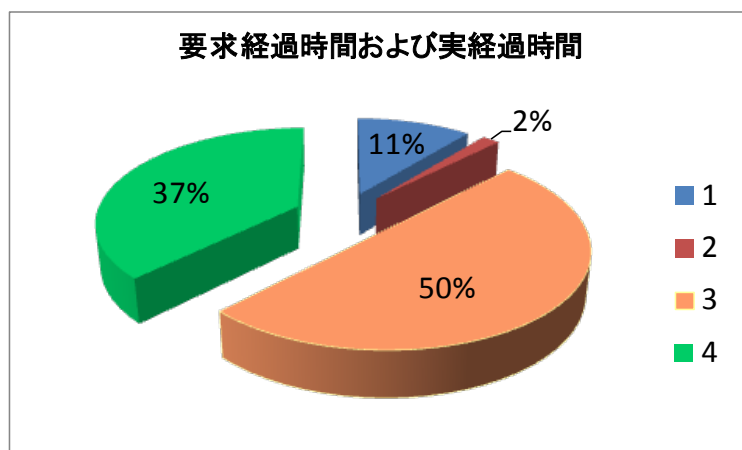


図1 要求経過時間と実経過時間の比較

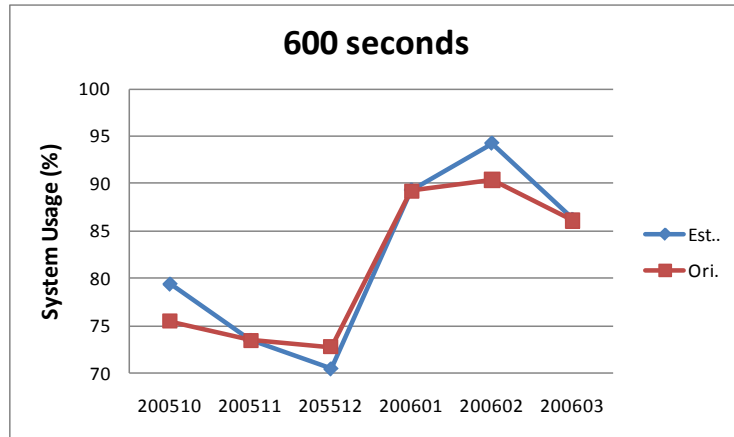


図2 予測に基づいた利用効率の比較

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読付論文

- 1) R. ITO, Kenichi KIKUCHI, “Efficient Algorithm for hardware resource management using 2-D strip packing problem”, ISII 2010 (Chungtao), May, 2011.
- 2) R. ITO, Kenichi KIKUCHI, Naoyuki FUJITA, “Job Scheduling Method Based on Estimation of Elapsed Time and User Analysis”, PDP2012 (Munich). February 2012.

#### 査読なし論文

- 3) 伊藤利佳, 菊地賢一, “ユーザの要求経過時間における解析的検証(An analytical study for User elapsed time)”, 電子情報通信学会ソサイエティ大会(北大), Sept. 2011.

# 宇宙輸送に係る乱流流れの数値解析

Numerical simulation of space propulsion turbulent flows

## ● 研究グループ

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

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

## ● 計算の目的

同軸噴射器における燃料-酸化剤の混合は液体ロケットの性能・信頼性を左右するが、混合を支配する物理現象やパラメータは十分議論されていない。本計算では、超臨界圧下での平面乱流混合層の数値シミュレーションにより、超臨界物性が混合に及ぼす影響について解析する。

## ● 研究の概要

液体ロケットエンジン噴射器を想定した、超臨界圧化での極低温窒素-ガス窒素の平面乱流混合層の解析を行う。雰囲気圧は窒素の臨界圧(3.4MPa)を超える4.5MPa、極低温窒素の温度は100K、ガス窒素の温度は285Kとする。この条件では、実在の極低温窒素は擬臨界温度で $C_p$ が極値を持つ等の超臨界物性を示すが、窒素を超臨界物性を反映した実在流体として扱った遷臨界噴流と、密度比を合わせた理想気体として扱った理想気体噴流とを比較することにより、超臨界物性が混合に及ぼす影響について議論する。

## ● 今年度の研究成果の概要

遷臨界噴流のシミュレーション結果から、超臨界の平面乱流混合層では $0 < x/H < 3$ ではK-H不安定に伴う内側剪断層の巻き上がり、 $0 < x/H < 7$ ではローラー渦のペアリング、 $7 < x/H < 12$ では大規模渦に伴う高密度塊の周期的な放出が支配的であることが明らかになった。遷臨界流体と理想気体を比較すると、基本的な流れ構造は共通だが、上流部での内側剪断層の巻き上がりは遷臨界流体の方が顕著であり、また理想気体では下流部での高密度塊がはっきりとしない、などの違いがあった。

中心面上の密度分布を遷臨界と理想気体で比較すると、ポテンシャルコアに対応する密度一定領域が遷臨界では短くなっている。それよりも下流の $5 < x/H < 7$ や $x/H > 15$ では、密度の流れ方向勾配は遷臨界と理想気体で違いは見られなかった。一方、中心面上の温度が擬臨界温度に達する $x/H = 10$ 前後では密度勾配が理想気体よりも小さくっており、この領域には超臨界物性の影響がでている。

以上から、超臨界圧下の噴流の特性は、理想気体噴流と概ね共通であるが、噴射器形状の影響が強く出る上流部や、擬臨界温度付近を扱う場合には超臨界物性の影響を考慮する必要がある事が明らかになった。

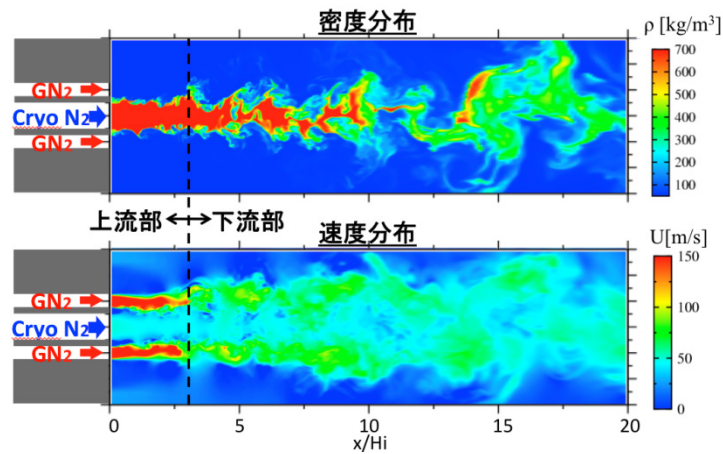


図1 遷臨界平面乱流混合層の構造

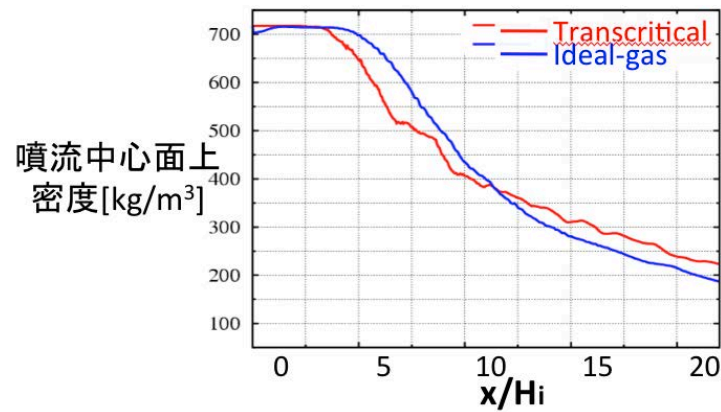


図2 平面乱流混合層における，超臨界物性の影響

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) Tani,H, Teramoto,S et.al, “Experimental and Numerical Study on Cryogenic Coflowing Jets under Transcritical Conditions,” AJCPP 2012

# マルチスケールシミュレーションによる材料強度に関する基礎的研究

Mechanical properties of material studied by multi-scale simulation

## ● 研究グループ

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

研究分担者：フィンランド ヘルシンキ工科大，Janne Blomqvist (Janne.Blomqvist@tkk.fi)

## ● 計算の目的

高分子ポリマー系素材は高強度かつ軽量で航空機や宇宙機の構造材料として注目されている。高分子ポリマーは巨大な分子量と、それに伴う広範囲に渡る時間スケールをもつ系である。通常分子シミュレーションの手法を用いてこのような系の空間・時間スケールを網羅するのは難しい。我々の研究グループは、スケールの異なる計算モデルをつなぎ合わせたマルチスケールシミュレーション手法を開発した。計算の目的は、マルチスケール手法を高分子に適用して本手法の有効性を示し、材料開発のシミュレーション研究へ向けた基礎的研究を行うことである。

## ● 研究の概要

分子構造を粗視化したバネービーズモデルを用いて高分子の分子モデルとし、この分子モデルに高分子の連続体モデルを接続する。連続体は簡単のために弾性体として取り扱い、両者の接続には我々の研究グループが開発した接続手法を用いた。このような高分子のマルチスケールモデルによる計算と通常分子動力学計算との違いを比較検討することにより本手法の評価をおこなった。

## ● 今年度の研究成果の概要

高分子の初期構造から平衡状態の分子構造へ至るまでの詳細な高分子モデルの変化を調べた。Fig.1にみられるように、従来の分子動力学法による分子構造の時間変化と異なり、速やかに平衡状態のガウス鎖状の高分子構造へと変化する。また前年度は高分子内の末端分子原子間の距離から平衡への収束を評価したが、今年度は高分子内の任意分子間距離の収束の様子を調べた(Fig.2)。その結果、分子内構造に関してもマルチスケール手法による高分子モデルがより速やかに平衡状態へと収束していることが定量的に確認できた。これらの成果をまとめたものを現在米国物理学会誌に投稿中である。



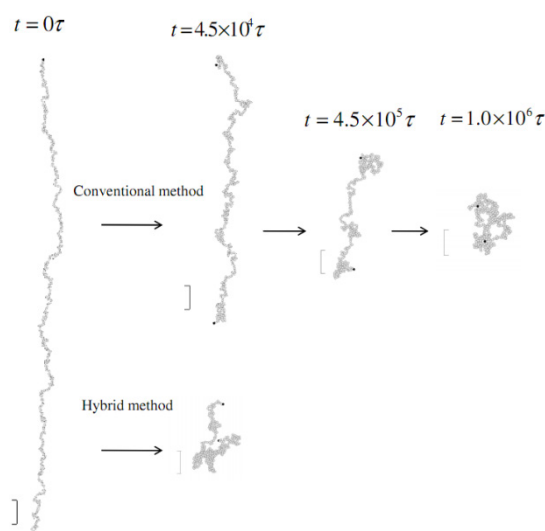


Fig.1 Time convolution of a single polymer configuration obtained by conventional MD method and Hybrid method.

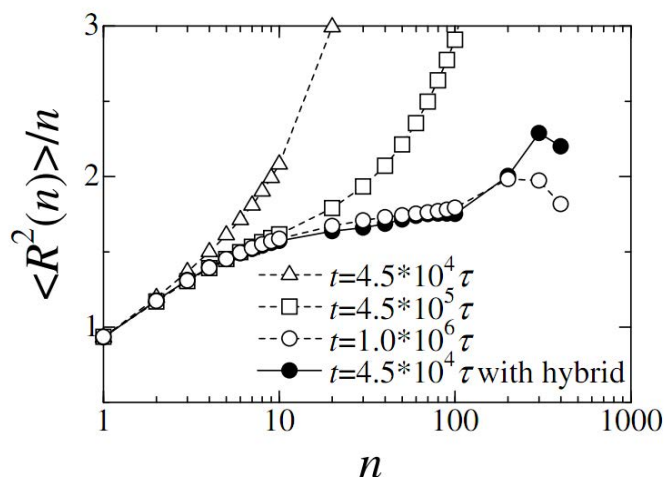


Fig.2 Mean square internal distance of polymer obtained by hybrid method (solid line) and conventional method (broken line).

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) "Fast convergence to equilibrium for long-chain polymer melts using a MD/continuum hybrid method" Yasuhiro Senda, Miyuki Fujio, Shuji Shimamura, Janne Blomqvist, and Risto M Nieminen :Journal of Chemical Physics, submitted
- 2) "Segregation Diagram of a Mixture of Particles with Different Sizes and Densities" S.Shimamura, T. Takahira, S. Suga, H. Tamura and Y. Senda, Proc. of 9<sup>th</sup> Int. Conf. on Measurement and Control of Granular Materials 2011

### 口頭発表

- 3) Invited Talk "Multiscale simulation for long chain polymer using MD/continuum hybrid method" Y. Senda, M. Fujio, S. Shimamura, J. Blomqvist and R. M Nieminen, International Conference on Computational & Experimental Engineering and Sciences, Nanjing, China April 18, 2011
- 4) 「分子動力学/連続体ハイブリッド法による原子間力顕微鏡のシミュレーション」仙田康浩, 嶋村修二, Janne Blomqvist, Risto Nieminen 日本物理学会2011年秋季大会, 富山, 2011年9月21日

# ロケットエンジンおよび超音速飛翔体用エンジンに関する燃焼流体の研究

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

## ● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系,  
坪井伸幸(tsuboi@mech.kyutech.ac.jp)  
研究分担者：総合研究大学院 大学物理科学研究科 宇宙科学専攻 5年一貫制 博士課程 5年,  
森井雄飛(dj.youhi@gmail.com)  
九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系 修士課程 2年,  
小川洋昌(pegasasulife@yahoo.co.jp)  
九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系・修士課程 2年,  
中山和俊(kazutoshi8888@gmail.com)  
九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系・修士課程 1年,  
川上祐司(y.kamidesu@gmail.com)  
九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系・修士課程 1年,  
武藤大貴(daiki.muto@gmail.com)  
九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系・修士課程 1年,  
琴浦哲史(kotoura.fd1973@gmail.com)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

燃焼器内部流れの解析には、低速・高 $Re$ 流れとなるため、従来の圧縮性解法では結果が正しく得られなくなる。したがって、固有値を操作する、前処理法を導入し、3次元流れにおいてその効果を確認する。また、超音速エンジンの候補の一つとされるデトネーションを用いたパルスデトネーションエンジン(PDE)やローテーティングデトネーションエンジン(RDE)、そしてその基礎となるデトネーションについても、解析を実施する。

## ● 今年度の研究成果の概要

燃焼器内部の高 $Re$ 数低速流れの解析を視野に入れて、前処理法を用いた非反応圧縮性流れにより解析を行った。今年度は3次元流れにおける前処理法の効果を確認するために、ハイブリッドロケットエンジン内部流れの解析を行った(図1)。その結果、前処理なしの解析と概ね一致し、計算効率は大幅に改善した。また、超音速エンジンの候補としてPDEおよびRDEの解析を行った。特に3次元RDEに関しては解析を実施し(図2)、比推力について燃焼圧力の依存性などを評価した。

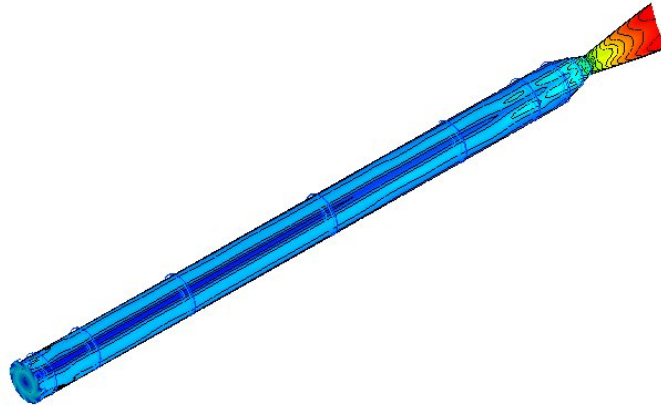


図1 ハイブリッドロケットエンジン内部のマッハ数分布

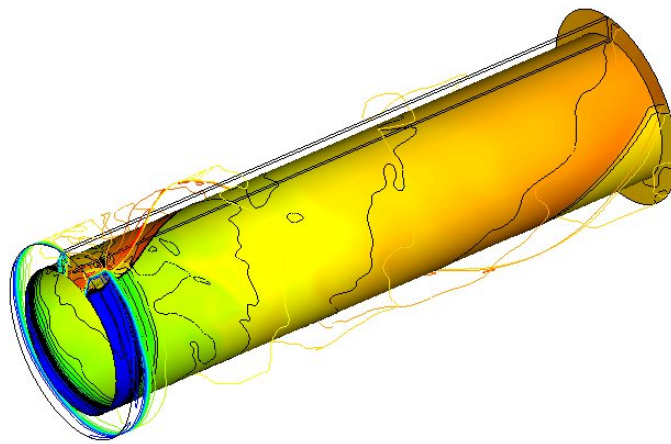


図2 回転デトネーションエンジン内部の温度分布

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Makoto Asahara, Nobuyuki Tsuboi, A. Koichi Hayashi, and Eisuke Yamada, Two-dimensional analysis of Hydrogen/Oxygen cylindrical detonation using AUSMDV scheme, Archivum Combustionis, Polish Academy of Science, Vol. 30, 2011 (Accepted for publication).
- 2) Y.Kimura, N.Tsuboi, A.K.Hayashi, E.Yamada, Numerical Study and Performance Evaluation for Pulse Detonation Engine with Exhaust Nozzle (1st report: Estimation on Performance using a Detailed Reaction Model), Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.55,No.1, pp.51-59, Jan., 2012.
- 3) Asahara, M., Tsuboi, N. Hayashi, A.K. and Yamada, E., Dependency of Equivalence Ratio on Hydrogen Cylindrical Detonation Induced by Direct Initiation, 4th International Hydrogen Safety, 2011, ID: 224

## 査読なし論文

- 4) Makoto Asahara, Nobuyuki Tsuboi, A.Koichi Hayashi, Eisuke Yamada, Detailed Shock Configuration of Cylindrical Cellular Detonation, 23rd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Oral 324 (2011)
- 5) Nobuyuki Tsuboi, A.Koichi Hayashi, Youhi Morii, Mitsuo Koshi, Numerical Simulation on Two-Dimensional Detonation including Boundary Layer Effects, 23rd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Oral 187 (2011)
- 6) Takayuki Yamada, Nobuyuki Tsuboi, Yuho Uemura, A.Koichi Hayashi, Eisuke Yamada, Physics of Detonation Propagation in Rotating Detonation Engine, 23rd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Poster 173 (2011)
- 7) Edyta Dzieminska, Nobuyuki Tsuboi, A.Koichi Hayashi, Eisuke Yamada, Motoki Fukuda, Fast Deflagration in the Smooth Tube in Hydrogen-Oxygen Mixture, 23rd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Poster 185 (2011)
- 8) Nobuyuki Tsuboi, Katsuyoshi Fukiba, Toru Shimada, Three-Dimensional Numerical Simulation on Unsteady Compressible Flow Using Preconditioning Method: Swirling Injector Flowfield in Hybrid Rocket Engine, Eighth International Conference on Flow Dynamics (ICFD2011), OS5-15(pp.312-313), 2011
- 9) N. Tsuboi, T. Yamada, A. K. Hayashi, E. Yamada, Three-dimensional simulation on a rotating detonation engine: Three-dimensional shock structure, The 4th International Symposium on Energetic Materials and their Applications, 18-H-2, 2011.
- 10) E. Dzieminska, A. K. Hayashi, N. Tsuboi, Lewis number effect on DDT process and detonation, The 4th International Symposium on Energetic Materials and their Applications, 16-B1-4, 2011.11

## 口頭発表

- 11) 川上祐司, 坪井伸幸, 江連涼介, 林 光一, 小島孝之, エアロスパイクノズルを用いたパルスデトネーションエンジンの推進性能, 1B06, 第43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2011, 2011.7.
- 12) 坪井伸幸, 山田貴幸, 林 光一, 山田英助, 小島孝之, ローターティングデトネーションエンジンの3次元数値解析: 回転するデトネーションの3次元構造, 1B07, 第43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2011, 2011.7.
- 13) 坪井伸幸, 香川岳寛, 吹場活佳, 嶋田 徹, 前処理法による非定常圧縮性低速流れの3次元数値解析: NACA0012 翼型におけるRe 数効果, 2C04, 第43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2011, 2011.7.
- 14) 琴浦哲史, 坪井伸幸, 丸祐介, 藤田和央, 数値解析によるWaverider の空力特性評価: 揚抗比の評価, 2D08, 第43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2011, 2011.7.
- 15) 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田 徹, 前処理法を用いた3次元非定常圧縮性流れの数値解析: ハイブリッドロケット内部の旋回流における前処理法の効果, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 3B05, 2011.11
- 16) 上村悠歩, 林 光一, 坪井伸幸, 山田英助, H2/Airを用いたローターティングデトネーションエンジンの伝播条件および伝播メカニズムに関する数値解析, 第49回燃焼シンポジウム, E133, 2011.12.
- 17) 坪井伸幸, 朝原 誠, 野々村 拓, 林 光一, 重み付きコンパクトスキームを用いたデトネーションの数値解析, 第25回数値流体力学シンポジウム, A12-2, 2011.12
- 18) 琴浦哲史, 坪井伸幸, 丸祐介, 藤田和央, ”粘性計算による疑似Waverider形状の空力特性評価”, 第25回数値流体力学シンポジウム, A03-1, 2011.12
- 19) 坪井伸幸, 森井雄飛, 朝原 誠, 野々村 拓, 林 光一, 小川博之, デトネーションにおける新しい数値計算法について, 平成23年度航空宇宙空力班シンポジウム「航空宇宙工学における空気力学の挑戦2012」, L8, 2012.1

- 20) 坪井伸幸(九工大), 朝原 誠(青学大), 野々村 拓(JAXA), 林 光一, 重み付きコンパクトスキームを用いた2次元デトネーションの数値解析: 高解像度スキームによる流れ場の詳細構造, 平成23年度衝撃波シンポジウム, 1B2-6, 2012.3.
- 21) 朝原 誠, 林 光一, 山田英助(青学大), 坪井伸幸, 2次元円筒デトネーションにおけるSub Transverse Waveの発生と発達, 平成23年度衝撃波シンポジウム, 1B2-6, 2012.3.
- 22) 村田健輔, 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田 徹, 低Re数における前処理型非定常圧縮性流れ場解析によるNACA0012翼型の空力特性評価, 日本機械学会九州学生会(2012) 第43回学生員卒業研究発表講演会, 439, 2012.3
- 23) 武藤大貴, 瀬戸口彬, 寺島洋史, 坪井伸幸, 越 光男, 前処理型非定常圧縮性解法による噴流構造の数値解析, 日本機械学会 九州支部第65期総会・講演会, 803, 2012.3.
- 24) 極超音速流れにおける $30^\circ$  ランプ周りの流れ場の3次元数値解析: 平板幅の影響, 倉本健史, 武藤大貴, 坪井伸幸, 永井大樹( 東北大), 浅井圭介, 日本機械学会 九州支部第65期総会・講演会, 812, 2012.3.

# 火星探査飛行機用低レイノルズ数翼型の空力特性

Aerodynamic Characteristics of Low Reynolds Number Airfoils for Mars Exploration Airplane

## ● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学 大学院 工学研究院 機械知能工学研究系 宇宙工学部門,  
米本浩一(yonemoto@mech.kyutech.ac.jp)  
研究分担者：九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士課程前期 2年,  
西原 健(j344135k @tobata.isc.kyutech.ac.jp)  
九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士課程前期 1年,  
佐々木 岳(k344135k @tobata.isc.kyutech.ac.jp)

## ● 計算の目的

九州工業大学は、火星探査飛行機WGの空力メンバーとして、火星飛行機の空力設計を分担している。火星の大気密度は地球の1/100程度と非常に小さく、探査のために低速飛行を要求されるため飛行レイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ 程度と通常の航空機に比べて非常に小さい。そのため、低Re数環境下における空力特性の知見が必要となる。これまで本研究室の研究からそのレイノルズ数領域では、翼後縁付近での層流剥離や剥離した流れが再付着することで発生する剥離渦等、翼上面に生じる渦に起因して翼の空力特性は大きく変化することが分かってきている。

そこで本研究では、火星飛行機で想定されるレイノルズ数領域において空力特性に影響を及ぼす翼型効果の知見を得ることで、火星飛行機に適した翼型について考察する。

## ● 研究の概要

本研究では、3次元非圧縮性流れのNS方程式を用い、implicit Large Eddy Simulation (iLES解析)を行った。NS方程式の解法には、MAC法(Marker and Cell method)を用い、差分スキームとして対流項にはK-Kスキーム(Kawamura-Kuwahara)を使用し、その他の空間差分には2次精度中央差分と一部片側差分を用いた。圧力についてはポアソン方程式を2次精度中央差分で離散化し、格子点数を半径方向に150点、周方向に362点、スパン方向に51点で翼弦長の5倍の長さを取り、スパン方向に周期境界条件を用いることで無限長2次元翼の計算を行った。

計算対象としては、石井翼、円弧翼( $t/c=1.0\%$ ,  $h/c=6\%$ )、三角翼 ( $t/c=6\%$ , 最大厚み位置：前縁から25%)、平板翼 2種類( $t/c=2.86\%$ ,  $5.0\%$ )の 5種類である。計算した Re 数は各々 $Re=1.0 \times 10^4$ ,  $3.0 \times 10^4$ ,  $5.0 \times 10^4$ であり、加えて石井翼と三角翼のみ  $Re=3.0 \times 10^3$ ,  $5.0 \times 10^3$ も計算した。迎角は石井翼と三角翼、円弧翼がそれぞれ $\alpha=4^\circ \sim 10^\circ$ 、平板翼は $\alpha=0 \sim 10^\circ$ である。

## ● 今年度の研究成果の概要

円弧翼、三角翼、石井翼、平板翼( $t/c=2.9\%$ )と、翼型同士の比較を行うため、一昨年度本研究室で計算したNACA0012を含めた5種類の翼型について、 $Re=5.0 \times 10^4$ に関する比較と考察を行った。

揚力特性 $C_l$ 、抗力特性 $C_d$ をFig.1に、 $\alpha=4^\circ$ の翼表面の圧力係数 $C_p$ 分布を図2に示す。図2の圧力分布は、実線が翼上面、破線が翼下面を示している。

その結果から、火星飛行機の低レイノルズ数翼型で高性能を示す条件として、以下の知見が得られた。

- 下面のキャンバーが、腹面側の正圧を高め、揚力の増大につながる。
- 前縁の剥離泡の形成が流れを乱流に遷移させることで、層流剥離が抑制される。



- 翼上面のキャンバーを少なくし、下流側を直線的にすることが、低迎角での層流剥離を抑える効果がある。

今後の研究課題としては、高速な連立一次方程式のソルバーの導入、流体ソルバーの三次元翼型への対応、計算条件(格子点数, 収束性, 境界条件等)の妥当性の検証などが挙げられる。

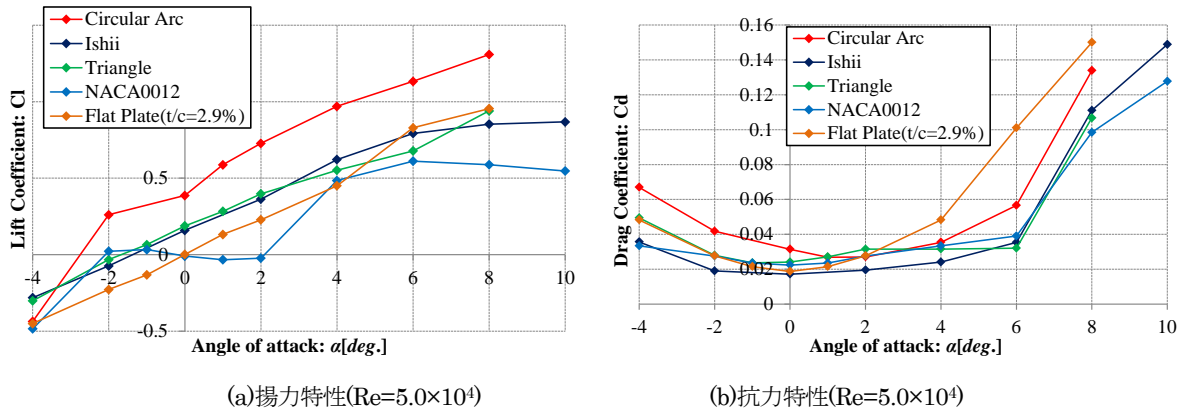


図1 空力特性の比較( $Re=5.0 \times 10^4$ )

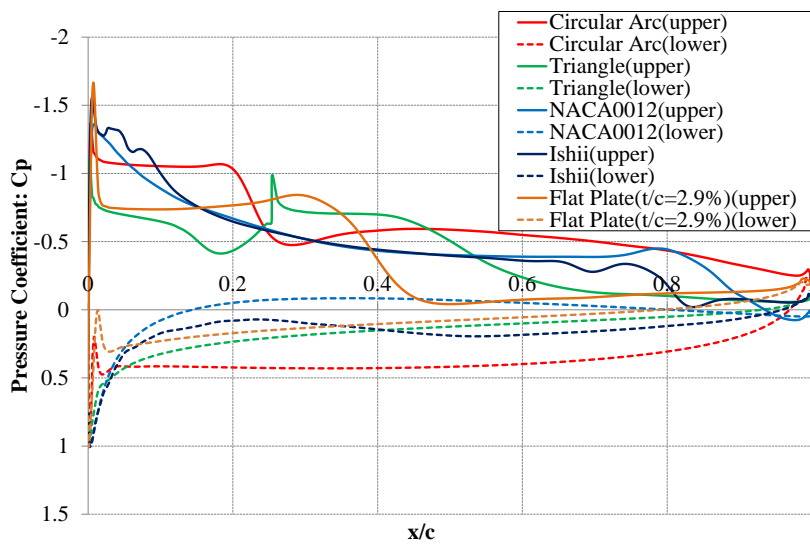


図2 圧力分布( $Re=5.0 \times 10^4$ ,  $\alpha=4^\circ$ )

## ● 研究成果の公表状況

### □ 頭発表

- 1) K.Nishihara et al., "Numerical Study on Aerodynamic Characteristic of Two-dimensional Airfoil for Mars Exploration UAV", *8th Int. Conf. on Flow Dynamics*, 2011.

# 極低 Re 数流れにある二次元物体の空力特性に関する数値的研究

## Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Two-Dimensional Bodies in Ultra Low Reynolds Number Flow

### ● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学 大学院 工学研究院 機械知能工学研究系 宇宙工学部門，  
米本浩一(yonemoto@mech.kyutech.ac.jp)  
研究分担者：九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士課程前期 1 年，  
石橋恒輝(k34410k@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

### ● 計算の目的

九州工業大学では、火星を想定した飛行探査システムの研究を行っている。火星の大気密度は地球の 100 分の 1 程度であり、また探査を行うには高い迎角での低速飛行が要求されるため、飛行 Re(レイノルズ)数は  $10^4 \sim 10^5$  と極めて小さくなる。従って、火星飛行探査システムの実現では Re 数が  $10^4 \sim 10^5$  となる低 Re 数や、それよりもさらに低い極低 Re 数環境下における空力特性の知見が必要となる。これまでの本研究室の研究から、極低 Re 数において、円柱の抗力を圧力抗力と摩擦抗力に分解すると、摩擦抗力だけでなく圧力抗力も増加することがわかってきた。

そこで本研究では、極低 Re 数領域において圧力抗力が増加する原因を明らかにするため、極低 Re 数流れを対象として円柱まわりの流れを数値計算し、その結果を考察する。また、他の翼型の抗力についても考察する。

### ● 研究の概要

本研究では非定常における2次元非圧縮性流れのNS方程式を用い、乱流モデル無しのiLES解析を行った。計算手法として、NS方程式の解法にMAC法を用いた。差分スキームは、対流項には5次精度の風上差分を使用し、粘性項には2次精度中央差分を用いた。

計算対象として前研究からの円柱に加え、低Re数で性能が良いと言われている石井翼・円弧翼 (camber=6%,t/c=1%)・三角翼(t/c=6%,最大翼厚位置25%)・平板翼(t/c=2.86%)を計算した。計算格子はO型格子であり、Re数は円柱で0.01~10000, 他の翼は10~10000の間で迎角を2° 毎に-4°~10°の条件で行った。

### ● 今年度の研究成果の概要

円柱の計算結果では、Re数が低下するに従って圧力抗力が摩擦抗力と共に同程度の割合で増加する傾向がみられるため、圧力係数分布から傾向を見る。ここで図1に圧力係数分布を示す。図2よりよどみ点での圧力係数は $Re \leq 1$ から $C_p > 1$ となっていることが分かる。この理由として極低Re数領域では、粘性の影響が強いため通常の飛行機のRe数領域のように圧力係数に粘性の影響を無視できなくなることが考えられる。

石井翼・円弧翼・三角翼・平板翼における計算結果では、Re数の低下にともなって翼型特性の非線形性が無くなることがわかった。また、 $Re \leq 500$ の領域ではどの翼でも似たような特性となることがわかる。なお、円柱で見られた粘性の増加が各種翼においては $Re \leq 100$ で見られた。これは $Re \leq 100$ の流れでは形状に沿う流れとなり、対流項の影響が小さくなり粘性の影響が大きくなり始めているからだと考えられる。

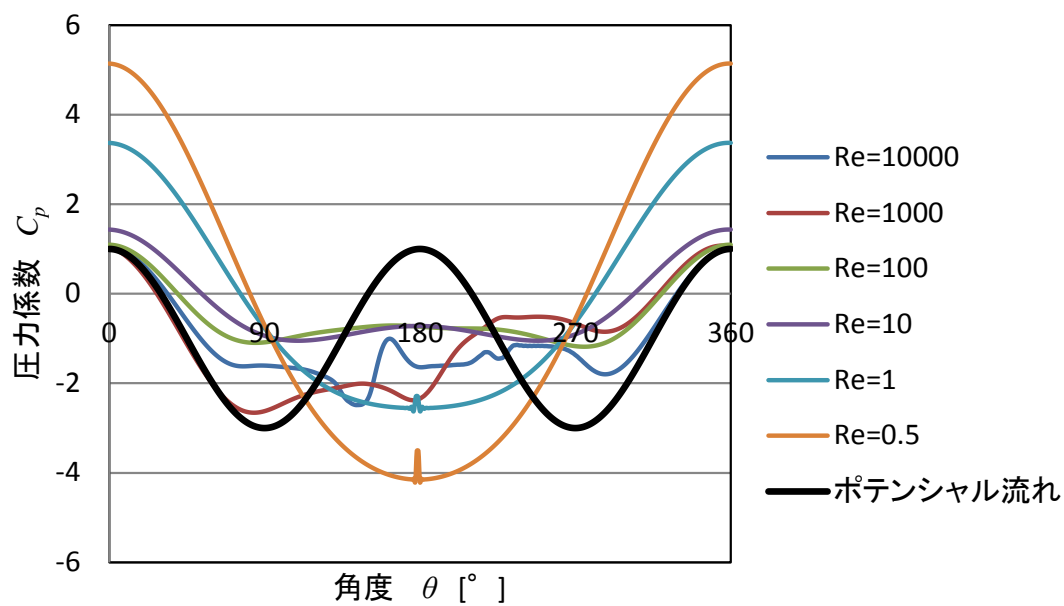


図1 円柱の圧力係数分布

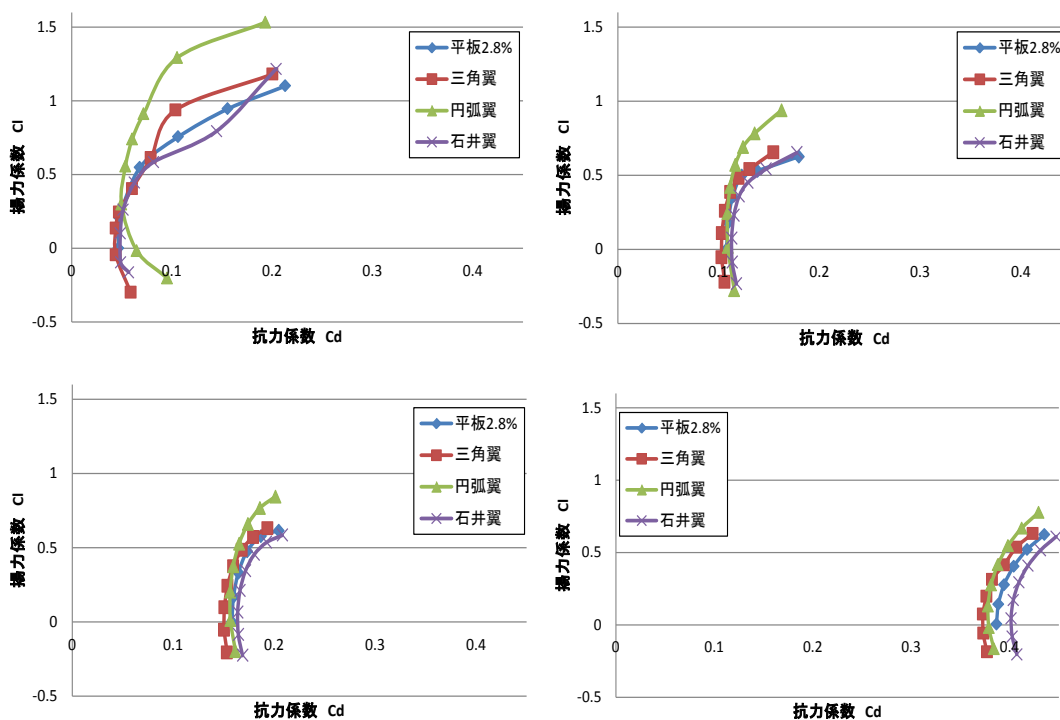


図2 各翼型における揚抗比特性

# 多分散系も含めた多相 detonation の基礎に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of multi-phase detonation system

## ● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学, 林 光一(hayashi@me.aoyama.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学, 山田英助(yamada@me.aoyama.ac.jp)

青山学院大学, 朝原 誠(vanilla.grief+asl@gmail.com)

青山学院大学, ジェミンスカ・エディータ(edyta.dzieminska@gmail.com)

青山学院大学, 島田隆司(c5610119@aoyama.jp)

青山学院大学, 福田 幹(c5610126@aoyama.jp)

青山学院大学, 細田英明(c5610127@aoyama.jp)

青山学院大学, 青木達也(c5611091@aoyama.jp)

青山学院大学, 上村悠歩(c5611094@aoyama.jp)

青山学院大学, 後藤祐介(c5611103@aoyama.jp)

青山学院大学, 辰巳唯斗(c5611114@aoyama.jp)

## ● 計算の目的

気液二相 detonation の2次元解析プログラムを, 他の化学反応モデルおよび蒸発モデルに対応させること。また, デフラグレーションから detonation への遷移 (DDT) 現象を解明するために, 基礎となる乱流モデルの検討をすること。

## ● 研究の概要

気液二相 detonation の解析では, 特にエタノールの詳細反応モデルと蒸発モデルの組み込みを実施し, 各モデルの検討を行った。

DDT (Deflagration to Detonation Transition) の解析では乱流モデルとして主に境界層に渦粘性を付加するBaldwin-Lomaxモデルを組み込み, 境界層の影響の検討を行った。

## ● 今年度の研究成果の概要

エタノールの気液二相 detonation で詳細反応モデルを組み込み, 液滴の蒸発と化学反応が密接に関与しながら detonation を維持している事が確認できた。

DDTでの計算では乱流のBaldwin-Lomaxモデルを導入し, 境界層での乱流の影響が detonation の遷移に重要な役割を果たしている事が明らかとなった。

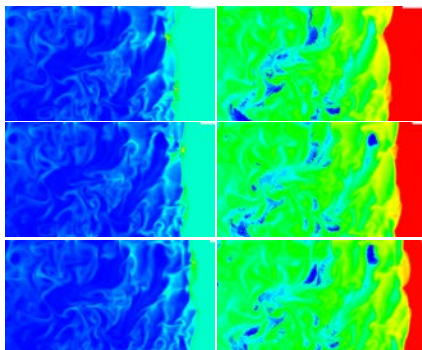


図1 液相濃度 (左) と液滴直径 (右)

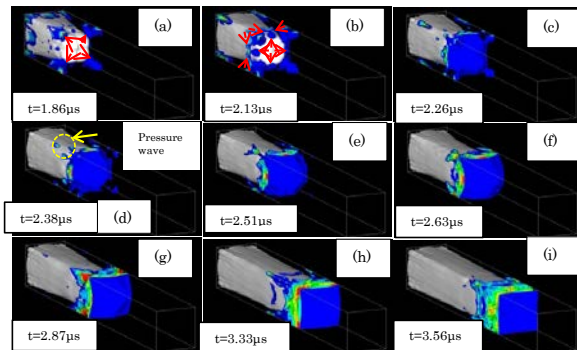


図2 温度と圧力分布

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) E. Dzieminska, M. Fukuda, A. K. Hayashi, and N. Tsuboi, Transition to detonation after a 'Volume Explosion' - Oppenheim's experiment validation with a numerical calculation, *Archivum Combustionis*, 31, 3, pp.187-195 (2011)

### 口頭発表

- 2) T. Shimada, E. Yamada, A. K. Hayashi, and N. Tsuboi, 23rd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems (ICDERS 2011)
- 3) M. Fukuda, E. Dzieminska, A. K. Hayashi, E. Yamada, and N. Tsuboi, *ibid.*
- 4) T. Shimada, M. Koshi, Y. Tatsumi, A. K. Hayashi, E. Yamada, and N. Tsuboi, 28th International Symposium on Shock Waves (2011)
- 5) E. Dzieminska, M. Fukuda, A.K. Hayashi, N. Tsuboi, and E. Yamada, *ibid.*

# 発達した乱流の大規模数値シミュレーション研究

Direct Numerical Simulations of Developed Turbulence

## ● 研究グループ

研究代表者：岡山大学 自然科学研究科，後藤 晋(goto@mech.okayama-u.ac.jp)

## ● 計算の目的

高レイノルズ数の発達した乱流の小スケールの統計性質は、乱流の維持機構や境界条件に依らず普遍的となることが知られる。この普遍性は乱流の基本性質のひとつであると同時に、たとえば乱流モデルの基盤も与える。ところがこの普遍性の起源の詳細は未知のままであるので、乱流の大規模数値シミュレーションにより、これを明らかにすることが本計算の主たる目的である。

## ● 研究の概要

発達した乱流を維持する機構のひとつとして、本研究では『自転軸が歳差運動をする容器（歳差容器）内の乱流』に注目した。これは極めて弱い歳差運動が歳差容器内に発達した乱流を維持することが示されており、またこの系が（境界条件が単純であるために）室内実験と厳密に同一の条件での数値シミュレーションが可能であるという特長ももつためである。これらの利点を活かし、スペクトル法を用いた高精度の直接数値シミュレーションを室内実験と並行して行うことで、発達した乱流中の小スケールの構造の生成機構を明らかにし、その普遍性質の起源を探った。

## ● 今年度の研究成果の概要

歳差運動をする球体容器内の乱流状態をシミュレートした。この系のパラメタは容器の半径、自転角速度および流体の動粘性係数により定義される『レイノルズ数』と歳差の強さを表す『ポアンカレ数』のふたつであるが、これらをそれぞれ10000と0.1に設定した数値シミュレーションと室内実験（粒子画像流速測定）をそれぞれ実行した。その結果、図1に示すように、数値シミュレーションによって得られた乱流強度分布は室内実験結果を極めてよく再現した。室内実験では、この図に示す断面（容器の自転軸に垂直な中心断面）内の速度分布のみが計測可能であるが、この断面内で右上と左下に見られる強い乱流領域が、3次的には環状の構造を有することが本計算により明らかとなった。したがってこの構造の生成機構を明らかにすることが、この乱流の生成維持機構の解明につながると考えられる。

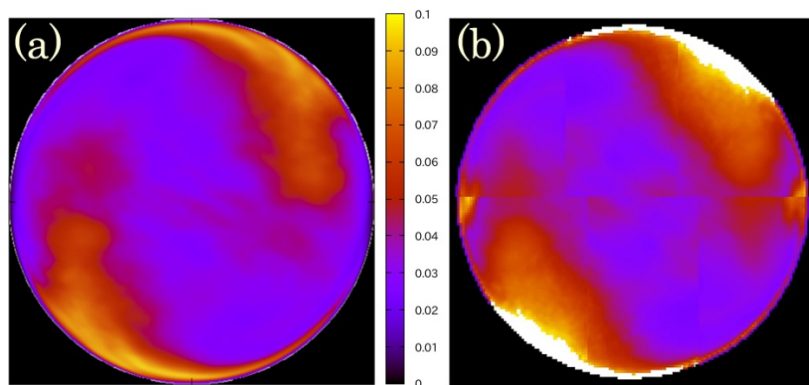


図1 歳差球体内に維持される乱流の強度分布。自転軸に垂直な中心断面内の分布。レイノルズ数 10000, ポアンカレ数 0.1. (a) 数値シミュレーション. (b) 室内実験.



## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) S. Goto, S. Kida and S. Fujiwara, “Flow visualization using reflective flakes,” J. Fluid Mech. 683 (2011) 417-429.

### 査読なし論文

- 2) S. Goto and S. Kida, “Turbulence visualization using reflective flakes,” in Proceedings of the Thirteenth European Turbulence Conference (2011).
- 3) S. Goto, M. Fujiwara and M. Yamato, “Turbulence sustained in a precessing sphere and spheroids,” in Proceedings of the Seventh International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (2011).

### 口頭発表

- 4) S. Goto, M. Fujiwara and M. Yamato, “Turbulence sustained in a precessing sphere and spheroids,” The Seventh International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, 2011年7月31日
- 5) 後藤 晋, 藤原昌弘, 山登将宏, 『歳差運動をする回転楕円体容器内に維持される乱流』日本流体力学会年会 2011, 2011年9月7日
- 6) S. Goto and S. Kida, “Turbulence visualization using reflective flakes, The Thirteenth European Turbulence Conference, 2011年9月13日
- 7) S. Goto, “Multi-scale coherent structures and their role in the Richardson cascade of turbulence,” Conference on Nonequilibrium Dynamics in Astrophysics and Material Science, 2011年11月2日
- 8) 後藤 晋, 『発達した乱流の統計と構造』第4回福島応用数学研究集会, 2012年3月9日

# 相対論的磁気リコネクションにおけるガイド磁場の影響

Effects of the Guide Fields on the Relativistic Magnetic Reconnection

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

磁気リコネクションの重要性は実験室・地球磁気圏・太陽プラズマ等，幅広い分野で指摘されているが，近年，高エネルギー天体でもその重要性が指摘されている．しかし相対論的磁気リコネクションの理論的研究や衝突系プラズマにおける数値実験は殆どなされていない．そこで本研究は相対論的磁気リコネクションの物理を統一的に理解することを目的とし，相対論的抵抗性磁気流体(Relativistic Resistive Magnetohydrodynamics, R2MHD)コードを用いて相対論的磁気リコネクションの数値的研究を行う．

## ● 研究の概要

本研究の最大の目的は相対論的磁気リコネクションの物理，特にエネルギー変換効率を統一的に理解する事である．この目的のため，高磁気レイノルズ数でも安定に計算可能なR2MHDコードを開発し，相対論的 Sweet-Parker 型磁気リコネクションの数値実験を行った．また，ペチェック型磁気リコネクション問題にも応用し，ガイド磁場の影響を調べた．さらに今後，輻射による影響（散乱や放射冷却等）を調べる事を目的として，輻射場と磁気流体を同時に解くことが出来る相対論的抵抗性輻射磁気流体(Relativistic Resistive Radiation Magnetohydrodynamics, R3MHD)コードの開発を行った．

## ● 今年度の研究成果の概要

相対論的Sweet-Parker型磁気リコネクションでは磁気エネルギーはオーム散逸によってその大半がプラズマの熱エネルギーに変換される．この結果，相対論的効果によってプラズマの慣性が増えるためにエネルギー変換は非常に遅く，リコネクションレートはランキスト数の0.5乗に比例することがわかった(Takahashi et al. '11, 図1)．一方，Petschek型リコネクションでは磁気張力によって磁気エネルギーを解放するため，非常に早いエネルギー変換が可能であるが，ガイド磁場を含めるとエネルギー変換効率は若干落ちることがわかった(Takahashi et al. in prep, 図2)．さらに輻射場による影響を調べるため，輻射と電気抵抗を無矛盾に扱うR3MHDコードの開発を行った (Takahashi et al. 2012)

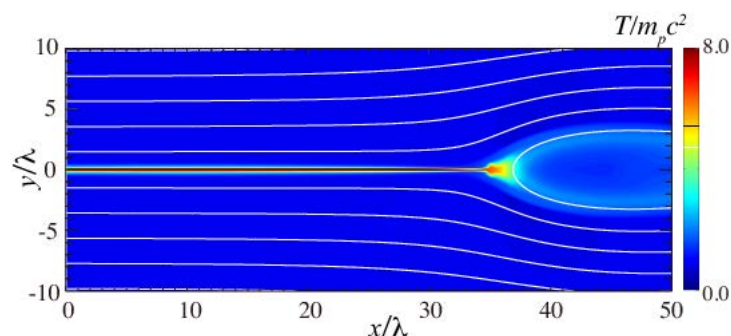


図1 R2MHDコードを用いた相対論的Sweet-Parker型磁気リコネクション数値実験．カラーは温度，線は磁力線を表す．

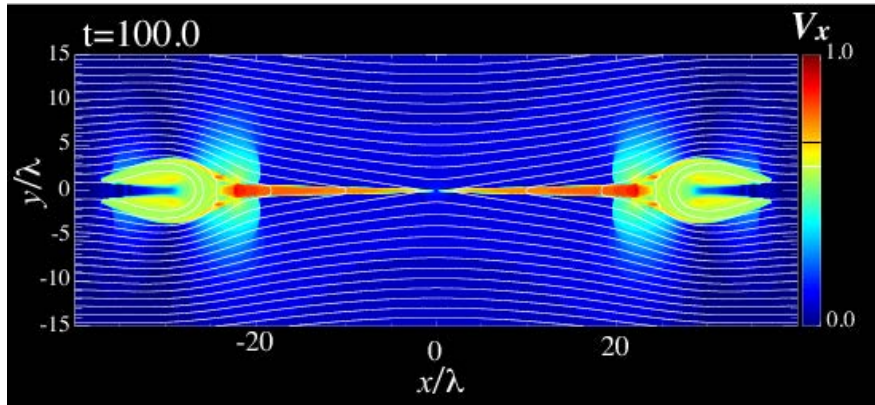


図2 R2MHD コードを用いたガイド磁場を持つ相対論的 Petschek 型磁気リコネクション数値実験. カラーはアウトフロー速度, 線は磁力線を表す.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Hiroyuki R. Takahashi, Eiji Asano, Ryoji Matsumoto, 'Relativistic Expansion of Magnetic Loops at the Self-similar Stage II: Magnetized outflows interacting with the ambient plasma', MNRAS, 414, 2069, 2011
- 2) Hiroyuki R. Takahashi, Takahiro Kudoh, Youhei Masada, Jin Matsumoto, 'Scaling Law of Relativistic Sweet-Parker Type Magnetic Reconnection', ApJ, 739, L53
- 3) Hiroyuki R. Takahashi, Ken Ohsuga, Yuichiro Sekiguchi, Tsuyoshi Inoue, Kengo Tomida, 'Explicit-Implicit Scheme for Relativistic Radiation Magnetohydrodynamics', submitted to ApJ

### 口頭発表

- 4) 高橋博之, “モーメント法を用いた輻射場と相対論的磁気流体の数値解法”, 宇宙磁気流体・プラズマシミュレーションワークショップ WS2012, 千葉大学, 2012年3月6日
- 5) 高橋博之, “TBA”, 第5回ブラックホール磁気圏勉強会, 名古屋大学 2012年2月29日(招待講演)
- 6) H. R. Takahashi, 'Numerical Study of Relativistic Magnetic Reconnection with R3MHD Codes', INTERNATIONAL WORKSHOP ON Particles and Radiation from Cosmic Accelerators CA2012, Chiba, Japan, 2012, February 22
- 7) 高橋博之, 「相対論的リコネクションと輻射場による影響」, NINS/UT Reconnection Workshop 2012, 東京都千代田区一ツ橋 学術総合センター 2F 中会議場4, 2012年2月20日 (招待講演)
- 8) 高橋博之, 「相対論的MHDリコネクションの輻射による影響」, CfCA ユーザーズミーティング, O5, 国立天文台三鷹, 2011年1月17日
- 9) 高橋博之, 「R3MHD(相対論+電気抵抗+輻射+磁気流体)方程式の数値解法」, SGEPPSS波動分科会「一般相対論とMHDプラズマ」, 福井県武生市府中町屋倶楽部, 2011年12月17日(招待講演)
- 10) 高橋博之, 「陰的解法に基づく安定な相対論的輻射磁気流体コードの開発」, 日本天文学会秋期年会, J37a, 鹿児島大学, 2011年9月20日
- 11) 高橋博之, 「陽・陰解法を用いた相対論的輻射磁気流体コードの開発」, 流体力学会, 1F34, 都立大学, 2011年9月7日
- 12) 高橋博之, 「磁気リコネクションにおける相対論と非相対論的プラズマでの違い」, 第4回ブラックホール磁気圏勉強会, 大同大学, 2011年3月1日

# 惑星大気大循環モデルの開発と気候の多様性に関する数値実験

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

## ● 研究グループ

研究代表者：神戸大学 大学院理学研究科，高橋芳幸(dcmodel-pamisas@gfd-dennou.org)  
研究分担者：北海道大学 大学院理学研究院，石渡正樹(momoko@gfd-dennou.org)  
神戸大学 大学院理学研究科，納多哲史(noda@gfd-dennou.org)  
岡山大学 大学院自然科学研究科，はしもとじょーじ(george@gfd-dennou.org)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

平成 23 年度には、22 年度に引き続き、これまでに構築してきたモデルを用いて、潮汐力によって恒星と同期した自転・公転周期を持つ系外惑星を想定して、昼半球と夜半球が固定された惑星（以下では同期回転惑星と呼ぶ）の大気循環の計算を実施した。平成 23 年度は惑星大気が暴走温室状態に至る入射放射量の限界値（暴走限界）のパラメータ依存性をより詳しく調べるために、より小さな幅で入射放射量の値を変化させた追加実験を行った。その結果を用いて、暴走限界の自転角速度および入射放射分布による差や、暴走限界ぎりぎりの日射量における非一様性の大きさについて調べた。

## ● 今年度の研究成果の概要

同期回転惑星における暴走限界を調べるために、入射放射量を  $1380\text{-}1600\text{ Wm}^{-2}$  の範囲で与えた実験を行った。平成 22 年度には、入射放射量の刻み幅は  $50\text{ Wm}^{-2}$  であったが、暴走限界のパラメータ依存性の有意性を明確にするため、改めて  $10\text{ Wm}^{-2}$  の刻み幅を新たに採用した。

これらの計算では、暴走限界が自転角速度に依存する可能性を考慮し、2 種類の自転角速度（自転なし、地球と同じ自転速度）を与えて計算を行っている。これらすべての計算において、惑星表面は熱容量がゼロの条件 (swamp 条件) を与え、水は惑星表面に無限に存在するとした。また、すべての計算において全球平均惑星表面気圧は  $10^5\text{ Pa}$  とした。初期条件としては、 $280\text{ K}$  の等温静止大気に温度擾乱を加えたものを用いた。積分時間は 2000 地球日間であり、最後の 1000 地球日間の結果を解析に使用した。

今回行った計算条件では、刻み幅を  $10\text{ Wm}^{-2}$  にしたことにより、同期回転日射の場合の暴走限界と東西一様日射の場合とは異なっていることが明確になった。また、地球の自転角速度の場合の暴走限界は、自転していない場合よりも小さかった。具体的には、自転していない場合には、同期回転日射の場合の暴走限界は  $1490\text{-}1500\text{ Wm}^{-2}$  の範囲にあり、東西一様日射の場合には  $1570\text{-}1590\text{ Wm}^{-2}$  の範囲にあるため、両者の暴走限界の間には少なくとも  $70\text{ Wm}^{-2}$  の差があった。一方、地球と同じ自転角速度の場合には、同期回転日射の場合の暴走限界は  $1450\text{-}1470\text{ Wm}^{-2}$  の範囲にあり、東西一様日射の場合には、 $1490\text{-}1510\text{ Wm}^{-2}$  の範囲にあることがわかった。この場合には、両者の暴走限界には  $20\text{ Wm}^{-2}$  の差があることになる。しかし、例えば暴走限界の初期条件依存性などについて今後調べる必要があり、この入射放射量  $70, 20\text{ Wm}^{-2}$  の差が統計的に有意であるかどうかは現状では明らかではない。

平成 22 年度に行った実験の結果では、入射放射量が大きくなるにつれて、大気上端における外向き長波放射 (Outgoing Longwave Radiation; OLR) の水平偏差が小さくなる傾向にあることが示されていた。平成 23 年度には OLR や惑星表面温度の水平偏差の大きさに注目し、暴走限界ぎりぎりにおいて OLR がどの程度水平一様になっているかを確認した。地球の自転角速度の場合、同期回転日射および東西一様日射の両方の場合において OLR は地域によって 310-390  $\text{Wm}^{-2}$  の値となっていた (Fig. 1, 2)。つまり、暴走限界付近の日射量においても、OLR には ~20% 程度の水平偏差が存在することになる。この値の範囲については、同期回転日射分布の場合も東西一様日射分布の場合もあまり大きく変わらない。この OLR の値の範囲の検討、例えば、惑星表面のどの程度の割合が、鉛直一次元モデルで示唆される暴走限界の値を超えているのか、などは興味深いが、計算条件設定などを含めて注意深く検討する必要があるだろう。

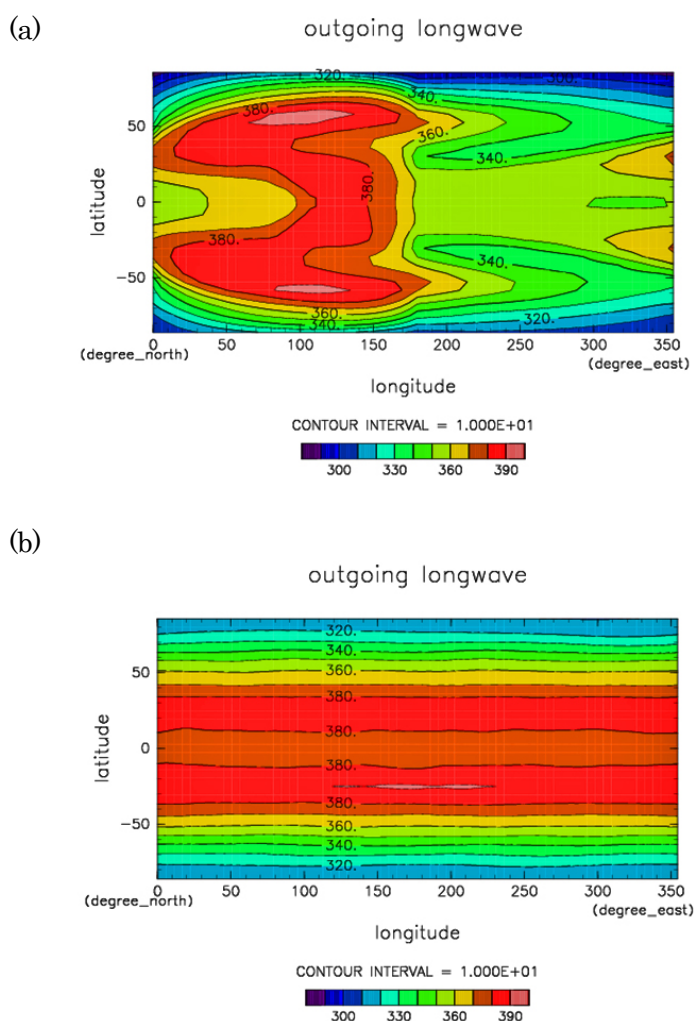


図 1 地球の自転角速度で、同期回転日射分布を与え、入射放射量が  $1450 \text{ Wm}^{-2}$  の時の OLR (a) と東西一様日射分布を与え、入射放射量が  $1490 \text{ Wm}^{-2}$  の時の OLR (b)。

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 納多哲史, 石渡正樹, 中島健介, 高橋芳幸, 森川靖大, 西澤誠也, 林 祥介, 「同期回転惑星における大気大循環に関する数値実験: 太陽定数依存性」, 日本流体力学会年会 2011, 2011 年 9 月 7-9 日 (7 日発表)



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

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

## ● 研究グループ

研究代表者 : Department of Earth and Planetary Science, University of California, Berkeley.,  
松井宏晃(hmatsui@eps.berkeley.edu)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

本研究では、回転系に於ける非圧縮性電磁流体に対する3次元、非定常の電磁流体(MHD)シミュレーションを実施する。計算格子以上では表現不可能な小スケールの乱流をモデル化するSub-grid scale (SGS)モデルとして、Sub grid scale の場が与える影響を、計算格子で表現可能な小スケールの場によってモデル化するDynamic scale similarity model を全ての非線形項 (Momentum flux, heat flux, Lorentz force, および magnetic induction) に適用する。本モデルの妥当性を検証するために、SGSモデルを適用しない高空間解像度での直接シミュレーションを実施し、その結果とSGSモデルを適用した計算結果と比較することで本モデルの妥当性を検証する。

## ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、SGSモデルを適用したダイナモシミュレーションに有限要素法を用いて計算している。しかし、有限要素法及び、大規模粗行列に対する反復解法(CG法)の計算に際しては多くのリストベクトルによるデータ参照が存在し、この参照によるバンクコンフリクトがSX-9においては大きな計算の障害となった。このため、本研究では球面調和関数展開を用い、SGSモデルを適用しない直接シミュレーション(DNS)を本計算機で実施し、その結果を他の計算機で低解像度の有限要素格子を用い、SGSモデルを適用したLarge Eddy Simulation を実施して結果を比較、検討した。

本研究では、SGSモデルをmomentum flux, heat flux, Lorentz force, および magnetic induction に対して適用したLarge eddy simulation (LES) を実施し、比較のために同解像度のメッシュを用いてSGSモデルを適用しない直接シミュレーション(Unresolved DNS), 高解像度の直接シミュレーション(Resolved DNS)を実施してその結果を比較した。その結果、heat flux を除いた momentum flux, Lorentz force, および magnetic induction の3種のSGS項を考慮に入れた場合に直接シミュレーションの結果に最も近い結果が得られた。しかしながら、SGS heat flux を考慮に入れた場合、正しい結果を再現できなくなる事が明らかとなり、本モデルの検討課題となっている。



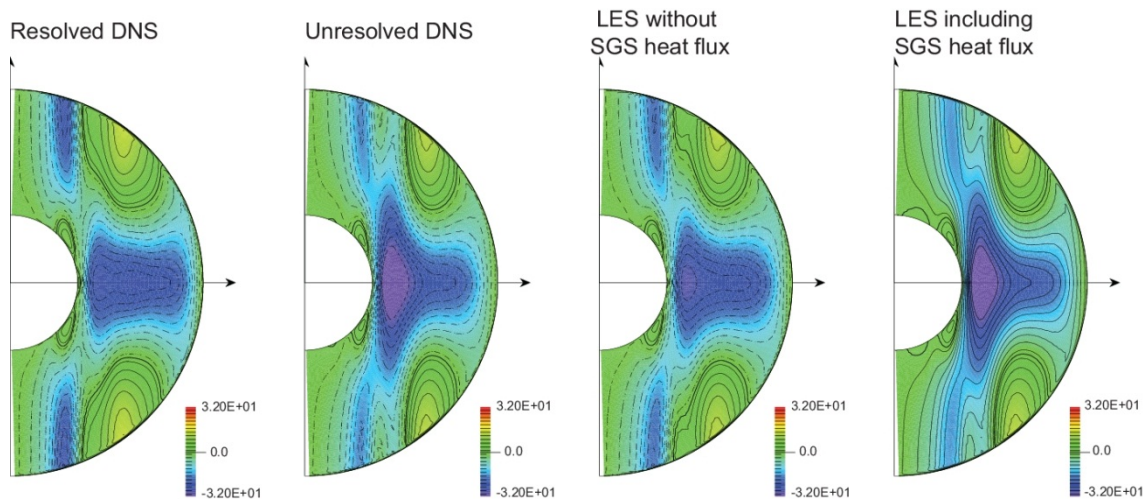


図1 回転球殻内における経度方向の平均速度場の比較. SGS heat flux を考慮しない場合には高解像度直接シミュレーションの結果に近いが, SGS heat flux を考慮に入れた場合, 結果は LES の場合と同解像度の直接シミュレーションに近い.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Large-eddy simulations of convection-driven dynamos using a dynamic scale-similarity model, *Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics*, In press, DOI:10.1080/03091929.2011.590806
- 2) Numerical and experimental investigation of shear-driven inertial oscillations in an Earth-like geometry, *Physics of the Earth and Planetary Interiors*, 188, 194–202, 2011

### 口頭発表

- 3) Hiroaki Matsui and Bruce Buffett, Investigation of roles of subgrid scale (SGS) terms in dynamo simulations in a rotating spherical shell, *American Geophysical Union 2010 Fall meeting*, San Francisco, CA, 2010

# 無衝突衝撃波におけるピックアップイオンの役割

Roles of pickup ions in a collisionless shock

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

無衝突衝撃波の微細構造におけるピックアップイオンの影響を理解するため，1次元PICシミュレーションを行う。特に，衝撃波ポテンシャルの空間構造や，下流での各種プラズマ成分へのエネルギー分配などに注目して，ピックアップイオンの存在比率や分布関数の違いに対する依存性を議論する。

## ● 研究の概要

背景電子，陽子，およびピックアップイオン（陽子）から成る系を仮定し，1次元フルPICシミュレーションによって無衝突衝撃波を再現する。ピックアップイオンの相対密度を0,30,60%と変化させた場合，およびピックアップイオンの速度分布関数をシェル分布，マックスウェル分布とした場合の衝撃波構造を議論する。

## ● 今年度の研究成果の概要

図1に，ピックアップイオン（PUI）の速度分布関数をシェル分布としたときの（準）垂直衝撃波の磁場およびポテンシャル構造を示す。各図において，実線は磁場，破線はポテンシャルを表し，図に示された角度とパーセンテージはそれぞれ衝撃波角（衝撃波法線（x軸）方向と上流磁場（x-z面内）のなす角），PUIの相対密度を表す。PUIを含まないRun Aでは，磁場とポテンシャルの両方に急峻なrampと強いovershootが見取れる。PUIを30%以上含むと，overshootが弱くなり，その上流側にextended foot領域が現れる。特に，ポテンシャル上昇の大部分はこのextended footで賄われ，rampにおける上昇は小さい（Run B, C）。PUIの密度比が60%になると，もはやrampでのポテンシャル上昇は見られない（Run D）。このextended footは，衝撃波で反射されたPUIが半径の大きなジャイロ運動を行うことで形成されている。PUIの反射率は90%を超えており，そのため下流の熱エネルギーのほとんどはPUIによって担われている。結果として太陽風成分の加熱は弱く，このことは太陽圏終端衝撃波において太陽風イオンがあまり加熱されないというVoyager衛星の報告と矛盾しない。

Run Bでは，Run Aよりも弱いものの，衝撃波面の周期的な再形成（リフォーメーション）が見られた。一方，Run C（およびD）ではリフォーメーションは見られない。Run C（およびD）では，extended footにおいて変形2流体不安定性（MTSI）が励起され（図2），これによって太陽風イオンが加熱されたためにリフォーメーションが抑制されたと考えられる。MTSIの自由エネルギーは，extended footにおける電子と太陽風イオンの相対速度である。相対速度が生じる理由は，PUIの反射によりextended footではPUIのバルク速度が著しく減速されるためである。

PUIの存在によって，rampにおけるポテンシャルの空間スケールは電子慣性長のオーダーよりも小さくなり，ポテンシャルの上昇幅も小さくなった（図1）。この傾向はPUIの分布関数を変えても変わらない。また，PUIを含むすべてのRunにおいて，顕著なイオン加速は見られない。従来，宇宙線異常成分の初期加速機構として注目されてきた衝撃波サーフィン加速は，rampでの強いポテンシャル電場を前提としているため，ここでの結果は加速モデルの再考を迫るものとなった。

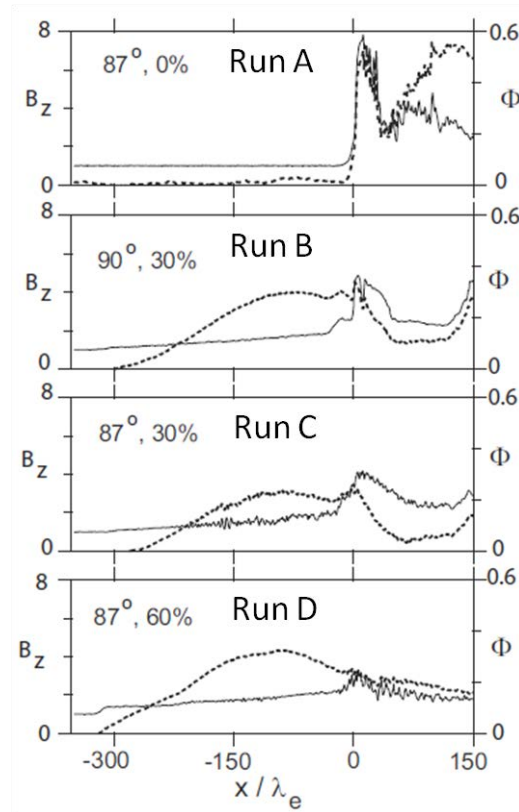


図1 衝撃波の磁場（実線）およびポテンシャル（破線）構造. 衝撃波角 ( $87^\circ$  or  $90^\circ$  ) とピックアップイオンの相対密度 (0, 30, 60%) をさまざまに変えた.

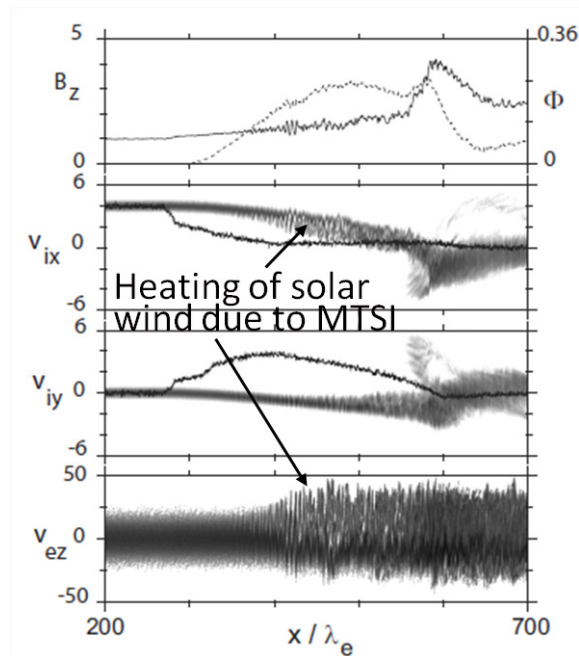


図2 Run Cにおける位相空間のスナップショット. 上から、磁場とポテンシャルの波形, 太陽風イオンの  $V_x$ , 同  $V_y$ , 電子の  $V_z$  を空間  $X$  の関数として表している. イオンの位相空間プロットに示されている実線は PUI のバルク速度.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Microstructure of the heliospheric termination shock: Full particle electrodynamic simulations, Shuichi Matsukiyo & Manfred Scholer, J. Geophys. Res., 116, A08106, 2011

### 口頭発表

- 2) 太陽圏終端衝撃波の構造  
松清修一, Manfred Scholer, 地球惑星科学連合2011年大会, 千葉, 2011年5月
- 3) Full article-In=Cell Simulation on Collisionless Shocks: Electron and Ion Dynamics in the Transition Region  
Shuichi Matsukiyo, The 10th International School/Symposium for Space Simulations (ISSS-10), Canada, 2011/07 (invited)
- 4) Ion dynamics and microstructure of the heliospheric termination shock  
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, Asia Oceania Geosciences Society 2011 (AOGS2011) 8th Annual Meeting, Taiwan, 2011/08
- 5) Full Particle Simulation on Microstructure of Heliospheric Termination Shock  
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, 2011 International Space Plasma Symposium (ISPS), Taiwan, 2011/08 (invited)
- 6) 宇宙環境の中の地球  
羽田亨, 松清修一, 2011年九州大学総理工公開講座, 福岡, 2011年8月
- 7) Full Particle-In-Cell Simulation on the Heliospheric Termination Shock  
松清修一, Manfred Scholer, Plasma Conference 2011, 金沢, 2011年11月
- 8) 太陽圏終端衝撃波の構造  
松清修一, 高エネルギー宇宙物理学研究会, 豊中, 2011年12月

# 相対論的ジェットの数値流体力学的研究

Numerical hydrodynamic study of relativistic jets

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

ガンマ線バーストの火の玉モデルにもとづき、数値流体計算でジェットの伝搬の時間進化を親星のスケールから放射スケールまで計算し、現実的な密度、速度プロファイルを反映しながらポスト計算で光球面を求からの熱的放射成分を計算する。熱的放射成分に関して即時放射の時間変動、スペクトルなどの特性がどの程度説明が可能か考える。また、Amati, Yonetoku 関係式など観測で得られたガンマ線の全放射エネルギーや光度曲線のピークと、スペクトルのピークエネルギーの間の相関関係の再現性を調べ、物理的意味付けを試みる。

## ● 研究の概要

流体計算領域を $10^9\text{cm}$ から $5 \times 10^{13}\text{cm}$ 程度に取り、境界条件として与えるジェットの条件を変化させる。ジェット形成は仮定し、時間的に定常なジェットを運動エネルギー、熱エネルギーを特徴付ける計算最内境界でのローレンツ因子、比熱エネルギーを変化させ、計算内側の境界から一定時間注入する。観測で期待できる熱的成分の最大温度は、比エンタルピーとローレンツ因子の積にほぼ比例し、真正面から見た場合に500程度になるようにする。これは $v\Gamma$ のスペクトルピークにして400keV程度である。ローレンツ因子 $\Gamma$ で運動している物体からの放射は立体角 $1/\Gamma$ 程度の光円錐に集中する(相対論的ビーミング)。角度分解能はこれと同程度かそれよりも細かいグリッドによって解像されなくてはならず、高解像度計算となる。

## ● 今年度の研究成果の概要

今年度はジェットパラメータに関して、計算注入領域で熱的優勢プラズマ、運動エネルギー優勢プラズマの2つの場合を考えた。また、初期の開き角として5度、10度、ジェットの注入時間に関して30,100秒としこれらの組み合わせで計8パラメータに関して調べた。

流体計算によって得られた密度、温度、速度プロファイルからポストプロセスとして熱的放射が計算される。観測者がジェット軸上の無限遠にいる場合からジェット軸から1-5度の角度を成す場合に関して光度曲線、スペクトルを求めた。ジェット軸あるいは、それに近い観測者では $v\Gamma$ スペクトルのべきが観測されているものに比べ、ハードであるが、ジェット軸に対して数度斜めからみ見込むような観測者に対しては観測されるようなソフトなスペクトルが得られた。また、ジェット注入時間が異なると斜めから見た場合で光度曲線、スペクトルに変化が見られた。

導出した等方放射を仮定した場合の光度曲線を時間積分し、ガンマ線の全放射エネルギーを求め( $E_{\text{iso}}$ )、更にスペクトルのピークを与えるエネルギーをピークエネルギー( $E_{\text{p}}$ )として、各ジェットパラメータ、各視線方向でそれぞれプロットして見ると、 $E_{\text{iso}}$ と $E_{\text{p}}$ の間に正の相関が見られた。これは実際の観測でバーストの統計解析で得られた関係(Amati 関係式)と同じべき則を示している。光度曲線のピーク( $L_{\text{p}}$ )と $E_{\text{p}}$ の間にも観測で見られるもの(Yonetoku 関係式)と同様の相関が得られた。ただ、観測と絶対値の一致までには至っていない。

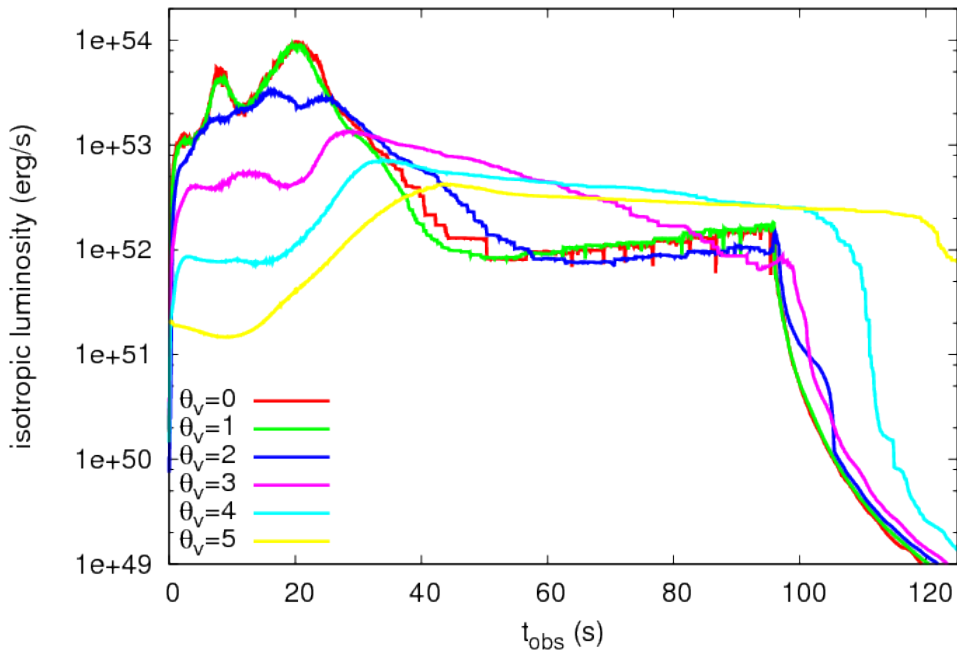


図1 開き角 10 度, 初期に熱的優勢プラズマ, 100 秒注入のジェットから期待される光球面からの熱的放射の光度曲線. 観測者がジェット軸上( $\theta_v=0$ )にいる場合から, 少し斜めにいる場合(ジェット軸と成す角度, 最大 5 度まで)を求めた.

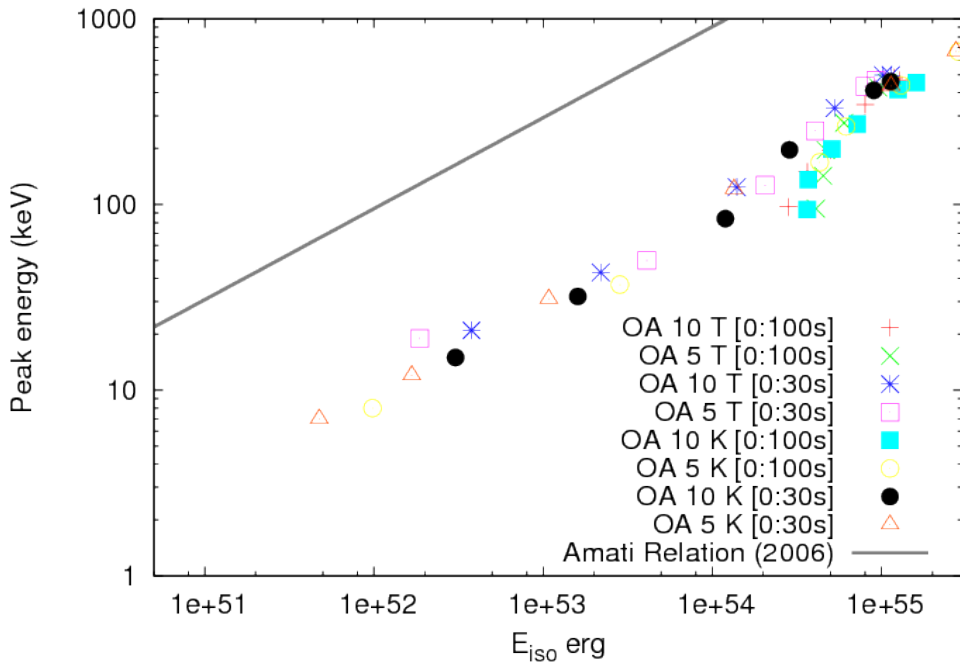


図2 数値流体シミュレーションをもとに求めた光球面からの熱的放射成分から放射全エネルギー( $E_{\text{iso}}$ )とスペクトルのピークを与えるピークエネルギー( $E_p$ )の各ジェットモデル, 視線方向に関する分布 (各点). 観測の統計的解析から得られた相関(Amati 関係式, 灰色の実線)と同じべき則が再現された.



## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Akira Mizuta, Shigehiro Nagataki, and Aoi Junichi, "*Thermal Radiation from GRB Jets*", *The Astrophysical Journal*, Volume 732, Number 1 (2011) article id.26

### 査読なし論文

- 2) 水田 晃, 長滝重博, “ガンマ線バーストジェットからの熱的放射”, 衝撃波シンポジウム講演論文集, (2012) pp.3 45-348

### 口頭発表

- 3) Mizuta, A., & Nagataki, S., “Photospheric thermal radiation from GRB collapsar jets”, HEPRO III (High Energy Phenomena in Relativistic Outflows III), Barcelona Univ., 2011
- 4) Mizuta, A., & Nagataki, S., “Photospheric thermal radiation from GRB collapsar jets”, High Energy Astroparticle Physics 2011, KEK, 2011

# 無衝突磁気リコネクションの運動論的研究

Kinetic modeling of collisionless magnetic reconnection

## ● 研究グループ

研究代表者：国立天文台， 銭谷誠司(seiji.zenitani@nao.ac.jp)

## ● 計算の目的

磁力線を繋ぎ変えて磁気エネルギーを解放する磁気リコネクションは，宇宙空間プラズマ中で重要な役割を果たす．磁気リコネクション（特に地球磁気圏近傍で起こる無衝突磁気リコネクション）は，マイクロ領域の運動論物理とマクロスケールの電磁流体的構造が相互作用する複雑な素過程であり，その全容は未解明である．本研究では，大規模電磁粒子シミュレーションを駆使して，無衝突磁気リコネクションの基礎物理の理解に迫る．

## ● 研究の概要

リコネクション物理にとっては，リコネクション点近傍の「磁気拡散領域」と呼ばれる領域の性質が極めて重要である．最近の研究では，「電子系散逸量」という量が磁気拡散領域をよく特徴づけることがわかってきた．本研究では，プラズマ粒子シミュレーションを用いて，磁気拡散領域付近の電子系散逸量や電流密度，電子の理想条件など，さまざまな物理量の空間配置と相互関係を考察する．

## ● 今年度の研究成果の概要

電子系散逸量理論および粒子シミュレーション結果を用いて，基本的な形状（反平行型）の磁気リコネクションの内部構造を再考した．本年度は，(1)散逸領域の特徴スケールは電子の物理が決められていることや，(2) ホール磁場と呼ばれる磁力線構造の中に散逸領域が配置していることを明らかにした（研究論文 [1]）．

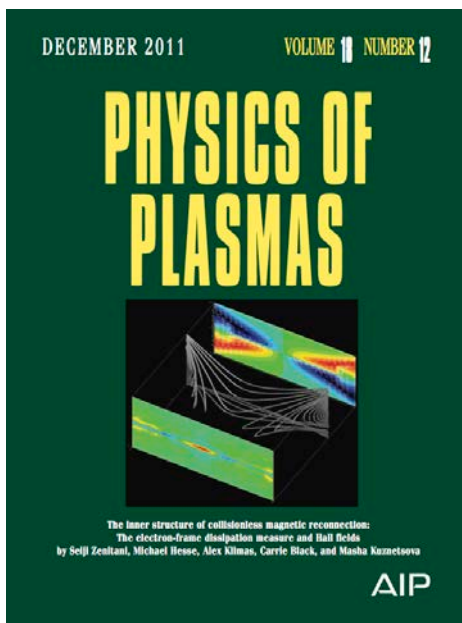


図 1  
*Physics of Plasmas* 誌 2011 年 12 月号の表紙を飾った我々の研究論文 [1].  
リコネクション領域周辺の磁力線形状といくつかの物理量.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) S. Zenitani, M. Hesse, A. Klimas, C. Black, and M. Kuznetsova, “The inner structure of collisionless magnetic reconnection: The electron-frame dissipation measure and Hall fields”, *Physics of Plasmas*, 18, 122108 (2011)

### 口頭発表

- 2) 無衝突磁気リコネクションの磁気拡散領域の新定義 Plasma Conference 2011 石川県立音楽堂, 金沢 2011年11月22日
- 3) 無衝突磁気リコネクションの内部構造再考 CfCAユーザーズミーティング 国立天文台, 三鷹 2012年1月17日

# 水星の材料物質の起源, 熱史, および磁場生成

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

## ● 研究グループ

研究代表者: 北大・理・宇宙理学, 倉本 圭(keikei@ep.sci.hokudai.ac.jp)

研究分担者: 北大・理・宇宙理学, 木村 淳(junkim@ep.sci.hokudai.ac.jp)

京大・理・数学教室, 佐々木洋平(uwabami@gfd-dennou.org)

北大・理・宇宙理学, 福井 隆(ftakashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)

## ● 計算の目的

マントルと核の組成が地球と異なる可能性を考慮した水星の熱史と金属核の進化および固有磁場生成の数値的解析を行い, 水星の固有磁場の起源について水星の物質科学的特徴とそれがもたらす 45 億年間の熱史へのインパクトに密接に関連づけて検討する. 現在航行中の Messenger 計画と将来打ち上げの予定されている Bepi Colombo 計画の得る水星の磁場, 表面組成, 重力等の新しい探査データの統合的な解釈に寄与する.

## ● 研究の概要

推定組成から予想されるマントル粘性率と核の融解特性を与えた水星の熱史および核の冷却史の数値計算を行い, 現在のマントルと核の物理状態をその組成依存性を把握しつつ明らかにする. また, 熱史計算から得られる核の構造と熱・浮力フラックスを与えた水星核ダイナモの評価を行う. 熱・浮力フラックスと液体核の厚さが磁場の強度と形にどのように影響するかを明らかにすることによって, 新しい磁場, 表面組成, 重力等の種々探査データを有機的に結合させ, 水星内部の物理状態と 45 億年の熱史を制約することに寄与する.

## ● 今年度の研究成果の概要

本年度は, 昨年度に引き続き球殻磁気流体の数値モデルの並列化および性能向上を行なった. これまで用いていたスペクトル変換ライブラリをさらにスカラー機向けに最適化した.

また, 開発した数値モデルを用いて, 回転球殻中の水平対流に関する予備的な数値実験を行なった. 上部境界において緯度方向に温度差を与えた場合に引き起こされる水平対流の構造を調べた. 球殻の内径外形比を 0.35 に固定し, 上端に緯度方向に  $\cos$  で変化する分布を与え, エクマン数を  $10^3$  から  $10^4$ , レイリー数を 1000 から 5000 まで変化させた. 得られた水平対流の構造の代表的な例を図1に示す. 温度差の大きな極域において構造の小さな下降流が発達するのが特徴である. しかしながら, 得られた流れ場に双極子磁場もしくはランダム磁場を付与したダイナモ計算では磁場が生成維持される解はみつからなかった.

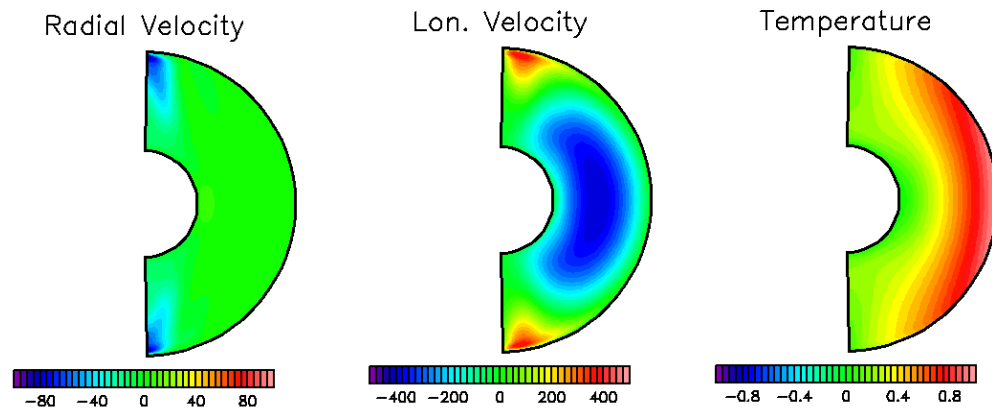


図1 レイリー数が5000, エクマン数が $10^{-3}$ の場合に得られた水平対流の構造. 左から順に, 速度動径成分の経度平均, 平均帯状流, 温度の経度平均

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 木村 淳, 2012: 巨大氷衛星の内部構造, 固有磁場発生, 金属核形成, 日本惑星科学会誌「遊星人」, 21, 10-15.
- 2) Sasaki, Y., Takehiro, S., Hayashi, Y-Y., Kuramoto, K., Weak-field dynamo emerging in a rotating spherical shell with stress-free top and no-slip bottom boundaries. *Phys. Earth Planet. Inter.*, 188, 203-213. doi:10.1016/j.pepi.2011.06.019

### 口頭発表

- 3) Jun Kimura and Kiyoshi Kuramoto, Dehydration of primordial hydrous rock in Ganymede: formation of the conductive core, the grooved terrain, and the contrasting interior from Callisto, AGU Fall Meeting 2011, SanFrancisco, US, Dec 05-09, 2011
- 4) Sasaki, Y., Takehiro, S., Kuramoto, K., Hayashi, Y.-Y., 2011: Weak-field dynamo emerging in a rotating spherical shell with stress-free top and no-slip bottom boundaries, AGU Fall Meeting 2011, SanFrancisco, US, Dec 05-09, 2011.
- 5) Jun Kimura and Kiyoshi Kuramoto, Turning point in differentiation history between Ganymede and Callisto induced by dehydration of primitive hydrous rock, EPSC-DPS Joint Meeting 2011, Nantes, France, Oct 02-07, 2011.
- 6) Jun Kimura and Kiyoshi Kuramoto, Divergent interior histories of giant icy satellites induced by dehydration of pristine hydrous rock and its implication for the surface tectonics, AOGS 8th Annual Meeting 2011, Taipei, Taiwan, Aug 08-12, 2011.
- 7) Sasaki, Y., Takehiro, S., Kuramoto, K., Hayashi, Y.-Y., 2011: Weak-field dynamo emerging in a rotating spherical shell with stress-free top and no-slip bottom boundaries. CPS 7th International School of Planetary Sciences, Kobe, Japan, Jan 10-15, 2011.
- 8) Jun Kimura and Kiyoshi Kuramoto, Turning point in differentiation history of giant icy satellites induced by dehydration of pristine hydrous rock, JpGU Meeting 2011, Chiba, Japan, May 22-27, 2011.
- 9) 安達俊貴・福井 隆・倉本 圭, 2011: 形成期の原始惑星系円盤内の物質混合, 日本地球惑星科学連合2011年大会, 2011年05月23日, 幕張メッセ
- 10) 佐々木洋平, 竹広真一, 倉本 圭, 林 祥介, 2011: 回転球殻MHDダイナモの初期磁場依存性. 日本地球惑星科学連合2011年大会, 2011年05月26日, 幕張メッセ

# 太陽系内小天体の起源と力学進化

Dynamical evolution of small bodies in the Solar System

## ● 研究グループ

研究代表者：神戸大学大学院 理学研究科，大槻圭史(ohtsuki@tiger.kobe-u.ac.jp)

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

神戸大学大学院 理学研究科，末次 竜(ryo3088@stu.kobe-u.ac.jp)

神戸大学大学院 理学研究科，安井佑貴(y.yasui@stu.kobe-u.ac.jp)

神戸大学大学院 理学研究科，藤田哲也(113s416s@stu.kobe-u.ac.jp)

## ● 計算の目的

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

[a] 惑星に近づいた微惑星が惑星重力圏に捕獲される確率を求め，月・衛星の起源を考察する．

[b] 惑星の周りでの微惑星同士の合体確率・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) 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を調べる．また，ガス抵抗の影響を調べる．

(2) 微惑星角運動量輸送：周惑星円盤内での微惑星衝突及び相互重力散乱による角運動量輸送率（粘性）を，三体軌道計算により求める．得られた結果をN体シミュレーションの結果と比較する．

(3) 微惑星合体確率及び集積過程：惑星の周りを公転する二つの微惑星が衝突した際の合体確率を，粒子自転を考慮した三体問題の軌道数値計算により求める．得られた結果とN体シミュレーションの比較を行なう．

## ● 今年度の研究成果の概要

(1)について，ガスのない場合の一時捕獲確率の計算を終え，論文を投稿，出版した (Suetsugu et al. 2011)．このうち本年度は惑星重力により微惑星が一時的に捕獲される現象の継続時間について詳しく調べた．微惑星の初期軌道が円軌道に近い場合には，一時捕獲軌道は惑星重力圏の大きさと同じ程度の領域に存在し一時捕獲継続時間は比較的短い．一方，離心率が大きくなると惑星重力圏の外側に一時捕獲され (図1左)，この場合は長時間捕獲されうる．本研究では一時捕獲確率と一時捕獲継続時間の関係を詳しく調べ，これらはほぼ冪状分布で近似できることがわかった (図1右)．(2)および(3)についても計算を進めつつある．



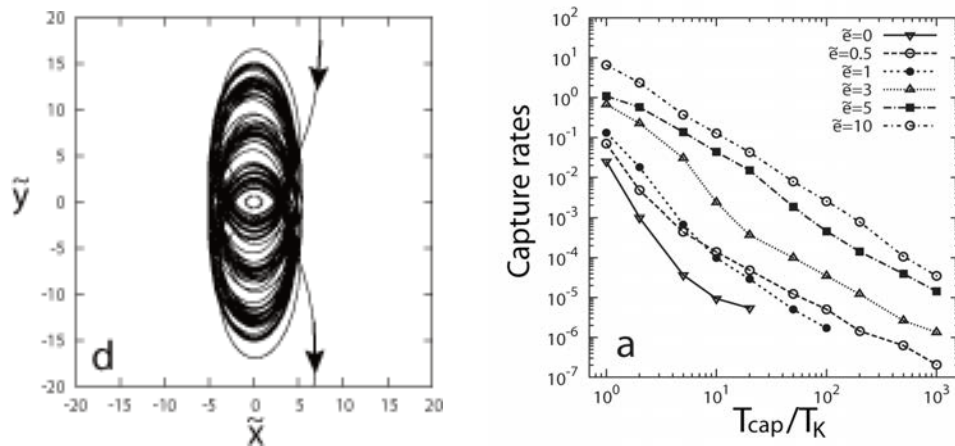


図1 (左) 微惑星が初期に太陽の周りの楕円軌道を描いている場合における、一時捕獲軌道の例。これは捕獲前の太陽周りの微惑星軌道の離心率が比較的大きい場合に典型的に見られるものである。惑星重力圏(中央のレモン型)の外側を逆行方向に公転している。(右) 一時捕獲確率と一時捕獲継続の関係。  $e$  は捕獲前の微惑星軌道離心率を惑星重力半径で規格化したもの。  $T_K$  は惑星公転周期 (Suetsugu et al. 2011)。

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Suetsugu, R., Ohtsuki, K., Tanigawa, T. 2011, Temporary capture of planetesimals by a planet from their heliocentric orbits, *Astron. J.* 142, 200.

### 査読なし論文

- 2) Suetsugu, R., Ohtsuki, K. 2012, Global orbital integration for temporary capture of planetesimals by a giant planet: Implication for their source region, *Lunar and Planetary Science Conference XLIII*, LPI Contribution No.1659, p.1157, 2012
- 3) Fujita, T., Ohtsuki, K., Tanigawa, T. 2012, Capture of planetesimals by circumplanetary disks, *Lunar and Planetary Science Conference XLIII*, LPI Contribution No.1659, p.1378, 2012

### 口頭・ポスター発表

- 4) 末次 竜, 大槻圭史, 谷川享行, 惑星による微惑星の一時捕獲, 日本地球惑星科学連合2011年大会
- 5) 末次 竜, 大槻圭史, Global orbital integration for temporary capture of planetesimals by a giant planet: Implication for their source region, 43rd Lunar and Planetary Science Conference, 2012年, 3月, 米国テキサス州, ヒューストン
- 6) 藤田哲也, 大槻圭史, 谷川享行, Capture of planetesimals by circumplanetary disks, 43rd Lunar and Planetary Science Conference, 2012年, 3月, 米国テキサス州, ヒューストン

# 惑星大気の対流構造の比較数値モデリング

Comparative numerical study on the structure of convection in planetary atmospheres

## ● 研究グループ

研究代表者：九州大学 大学院理学研究院，中島健介(kensuke@geo.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：北海道大学 大学院理学研究院，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)

北海道大学 大学院理学院低温科学研究所，杉山耕一郎(sugiyama@gfd-dennou.org)

北海道大学 大学院理学院宇宙物理学専攻，山下達也(yamasita@ep.sci.hokudai.ac.jp)

## ● 計算の目的

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

## ● 研究の概要

火星のように大気主成分が凝結する系においては、温度が飽和温度に拘束されるために浮力が制約され、対流が生じにくいと考えられる。このような系では、浮力は臨界飽和比(雲の存在しない領域で凝結が始まるときの飽和比)に強く依存すると考えられてきた。Colaprete et al.(2003)は臨界飽和比が浮力に大きな影響を及ぼすことを鉛直1次元モデルで示している。また地球・木星大気の数値計算では雲粒の落下及び荷重効果が流れ場に大きな影響を及ぼすことが知られており(例えば中島他, 1998)、火星大気中においても、対流の構造に大きな影響を及ぼすものと考えられる。

以上のような背景の下、本研究では火星の大気主成分凝結対流の性質を調べることを目的とし、これまで構築してきた数値流体モデルを用いたいくつかの小規模な予備的な数値実験を行った。具体的には臨界飽和比を変えた実験、雲粒の落下・雲粒の荷重効果を考慮した数値実験を行なった。

## ● 今年度の研究成果の概要

### 実験1: 臨界飽和比を変えた数値実験

この実験では、大気主成分凝結対流の運動構造が臨界飽和比に対しどのような応答を示すのかを明らかにすることを目的とした。但しモデルの簡略化のため、雲粒の落下・荷重効果は無視する。計算領域は水平 50 km, 鉛直 20 km, 初期温度分布は火星極冠上を想定した飽和状態にある分布を与え、地表面温度は一定とする。臨界飽和比はパラメータとして与え、その値は 1.0 と 1.35 とした。それぞれの場合の統計的平衡状態において、鉛直流の大きさが 0.1 m/s 以上の領域は高度約 1 km 以下にのみ見られ(図1)、鉛直流速の最大値は約 0.5 m/s であった。また最下層から高度 15 km まで雲は層状に分布する。以上より雲粒の落下・荷重効果は無視した場合、臨界飽和比の値に依らず気塊は浮力を得ることが出来ず、流れ場のパターンは両実験でほとんど変化しないことが示された。

## 実験2: 雲粒の落下及び雲粒の荷重効果を考慮した数値実験

「実験 1」と同じ計算領域・初期条件・境界条件の下、雲粒の落下及び雲粒の荷重効果を考慮した数値実験を行なった。但しこの実験では臨界飽和比を 1.0 に固定した。統計的平衡状態において、鉛直流の大きさが 1.0 m/s 以上の領域は高度約 2 km 以下にのみ見られ(図 2), 鉛直流の最大値は約 3.0 m/s であった。気塊の浮力は主に雲粒の落下及び荷重効果によって得られ、実験 1 と同様に温位偏差による浮力はほとんど得られない。以上より雲粒の落下及び荷重効果は、地球の雲対流と同様に、大気主成分が凝結する対流場のパターンに大きな影響を及ぼしていることが示された。

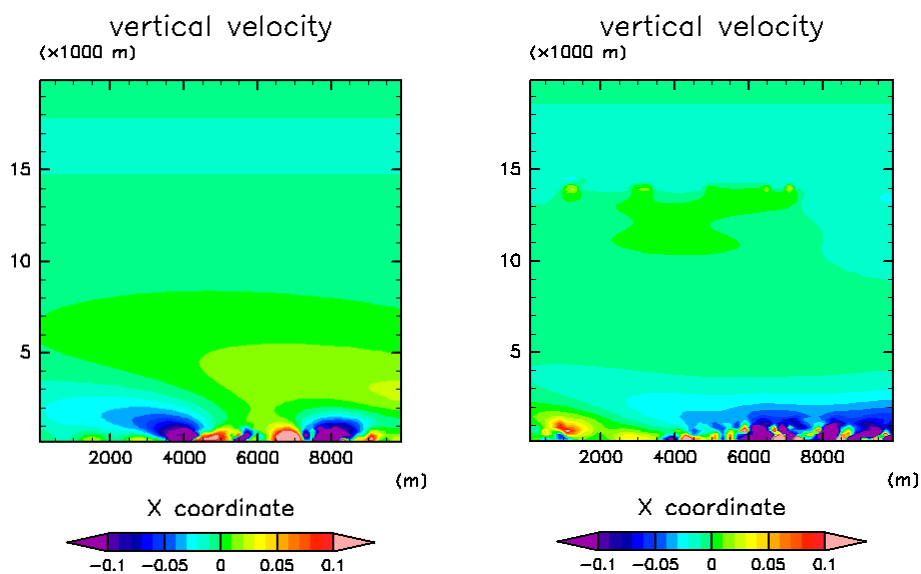


図1 臨界飽和比を変えた実験の統計的平衡状態における鉛直流速. 左は臨界飽和比が 1.0の場合、右は臨界飽和比が1.35の場合である。

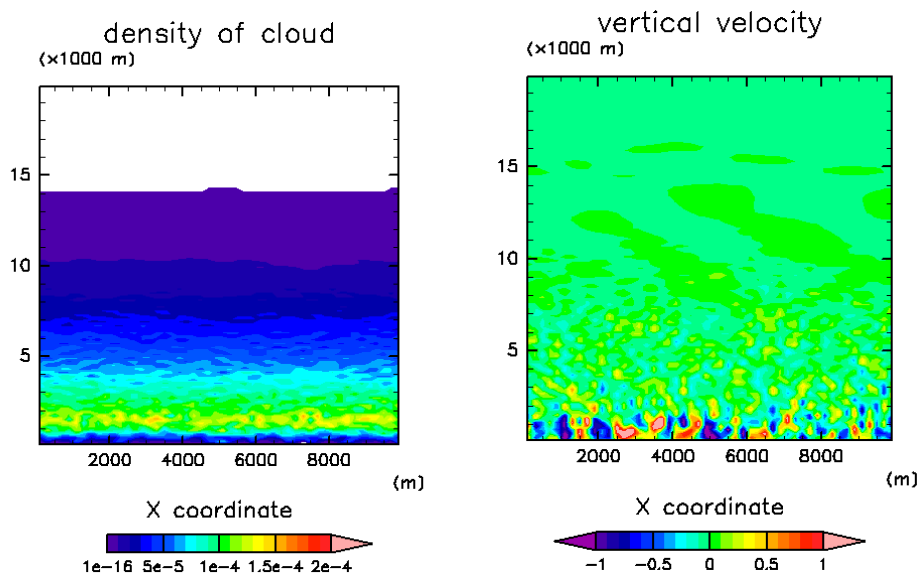


図2 雲粒の落下・荷重効果を考慮した実験の統計的平衡状態における雲密度(左)と鉛直流速(右). ここでは臨界飽和比が 1.0 である場合の水平座標 0-10 km の部分を切り出している。

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 倉本 圭, 林 祥介, 2011: 木星大気の雲対流と大気構造, 遊星人(日本惑星科学会学会誌), submitted
- 2) K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Odaka, M. Ishiwatari, K. Kuramoto, Y. Morikawa, S. Nishizawa, Y. O. Takahashi, and Y.-Y. Hayashi, 2011: Intermittent cumulonimbus activity breaking the three-layer cloud structure of Jupiter, Geophys. Res. Lett., 38, L13201, doi:10.1029/2011GL047878.

### 査読なし論文

- 3) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, Y. O. Takahashi, S. Nishizawa and Y.-Y. Hayashi, 2011: Two-dimensional model simulation of Martian atmospheric convection with condensation of the major component under fixed thermal forcing, Proc. of the 44th ISAS Lunar and Planetary Symposium, The Institute of Space and Astronautical Science., [http://www.gfd-dennou.org/arch/prepri/2011/isas-lp/mars-moistconv/proc/2011/isas-lp\\_marsmoistconv.pdf](http://www.gfd-dennou.org/arch/prepri/2011/isas-lp/mars-moistconv/proc/2011/isas-lp_marsmoistconv.pdf)
- 4) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, Y. O. Takahashi, S. Nishizawa and Y.-Y. Hayashi, "Two-dimensional model simulation of Martian atmospheric convection with condensation of the major component under fixed thermal forcing", EPSC-DPS Joint Meeting 2011, Abstract, <http://meetingorganizer.copernicus.org/EPSC-DPS2011/EPSC-DPS2011-967-1.pdf>

### 口頭発表

- 5) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, Y. O. Takahashi, S. Nishizawa and Y.-Y. Hayashi, "Two-dimensional model simulation of Martian atmospheric convection with condensation of the major component under fixed thermal forcing", EPSC-DPS Joint Meeting 2011, Nantes, France, October 4, 2011
- 6) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 高橋芳幸, 西澤誠也, 林 祥介, 「水平一様熱強制の下で生じる火星大気中の主成分凝結対流の二次元数値実験」, 第 44 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, 2011 年 8 月 1 日
- 7) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 高橋芳幸, 西澤誠也, 林 祥介, 「Atmospheric convection with condensation of the major component」, 日本地球惑星科学連合 2011 年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2011 年 5 月 25 日(講演番号 PPS002-04)
- 8) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 高橋芳幸, 西澤誠也, 林 祥介, 「主成分凝結を伴う 2 次元大気対流の準平衡状態」, 日本気象学会 2011 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, 2011 年 5 月 18 日(講演番号 D104)

# ブラックホール候補天体の Bright hard state に関する磁気流体数値実験

MHD simulations of the black hole candidates in bright hard state

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

ブラックホールX線連星では，アウトバースト時にエネルギースペクトルが光学的に薄くハード成分が卓越した状態と光学的に厚くソフト成分が卓越した状態を遷移する事が知られている．ソフトな状態は標準降着円盤，ハードな状態は移流優勢降着流が対応すると考えられている．町田ら(2006)や小田ら(2007)等により二つの状態の間には磁気圧優勢円盤が存在すると指摘され，またX線観測によっても中間状態(明るいハード状態)が存在する事が指摘されている．しかし，X線観測からは中間状態を経由しない場合も報告されている．そこで，本研究課題ではどのような状態の時に中間状態に対応する磁気圧優勢円盤が形成されるかを調べる事を目的としている．

## ● 研究の概要

状態遷移中の中間状態である明るいハード状態の起源と考えている磁気圧優勢円盤の形成機構を調べる目的で3次元磁気流体数値計算をおこなっている．明るいハード状態が形成される場合と形成されない場合の違いは，磁気圧優勢円盤の形成の有無であると考えている．磁気圧優勢円盤が形成されるか否かは，放射冷却によって降着円盤が鉛直方向に収縮する時の磁場配位に依存すると考えている．まず赤道面对称な方位角方向磁場を仮定したモデルを検証した．その結果，最初に冷却が優勢になる中心から離れた領域では，初期条件の影響が残り，磁気圧優勢円盤が形成される事がわかった．そこで，本研究課題ではさらに赤道面非対称な磁場配位の磁気流体数値計算を行い，放射冷却を考慮する前の初期状態を求める計算を行った．

## ● 今年度の研究成果の概要

明るいハード状態の初期磁場構造依存性を調べるために，初期磁場が Net 0 の場合の数値計算を行った．放射冷却を考慮した計算は，放射を無視した計算で十分乱流状態が形成された状態を初期条件とするため，本年度は放射を無視した計算のみを行った．初期磁場は方位角方向磁場のみを持ち，赤道面に対して非対称な分布を仮定している．赤道面で反対称磁場が仮定されているため，磁気散逸によって初期磁場が散逸するため，対称磁場を仮定した場合と異なり磁気回転不安定性は成長しない可能性がある．ここでは初期磁場は，ガス圧の1%程度の強度の磁場を与えている．数値計算の結果，赤道面非対称磁場を与えた場合でも磁気回転不安定性が成長し，十分乱流状態になる事がわかった．しかし，Net Fluxがある場合と異なり，Net 0 の場合には，乱流が一様になるため Maxwell ストレスの非対角項に比例する角運動量輸送率が小さくなり，そのために質量降着率が低くなる事もわかった．これらの結果を日本天文学会 2012 年春季年会にてポスター発表する．

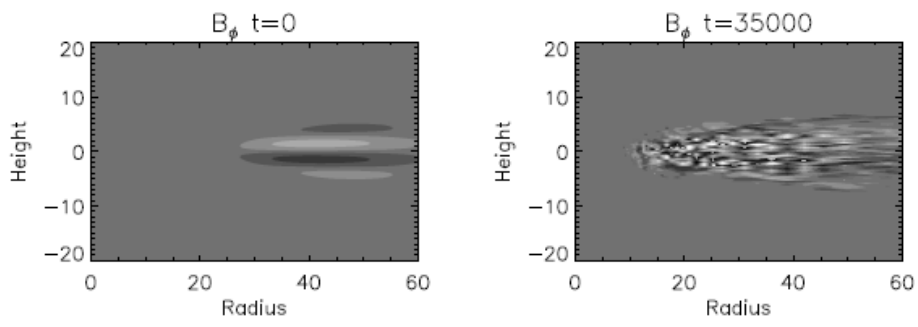


図 1 方位角方向に平均化した方位角方向磁場の  $r$ - $z$  面分布. 左)初期状態の分布, 右) $t=35000$ での分布. 色は規格化された方位角方向磁場の強さを示し,  $-0.01 < B_\phi < 0.01$  の範囲を表示している.



# 星周円盤の形成と重力不安定によるガス惑星の形成

Gas Giant Planet Formation by Gravitational Instability in Circumstellar Disk

## ● 研究グループ

研究代表者：九州大学，町田正博(machida.masahiro.018@m.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：名古屋大学 大学院理学研究科，犬塚修一郎(inutsuka@nagoya-u.jp)

法政大学 人間環境学部，松本倫明(matsu@hosei.ac.jp)

## ● 計算の目的

近年，数多くの系外惑星が観測されている．これらの惑星の多くは，太陽系の惑星と大きく異なる特徴を持っている．従来，惑星形成論は太陽系の惑星を再現することを主目的として発展してきた．そのため，近年観測されているような系外惑星の存在や形成を説明することは難しい．一般に惑星形成を考える場合，その母体となる原始惑星系円盤を仮定してその後の進化を調べている．しかし，惑星形成は仮定した円盤の特徴に依存するため，「仮定=結論」となり，一般的な惑星形成過程を調べることはできない．この研究では，人工的な仮定を取り除き，星形成の母体となる分子雲コアから直接円盤形成とその円盤中で惑星形成を計算して惑星形成過程を解明することを目的とする．

## ● 研究の概要

3次元 Resistive MHD 多層格子法の数値コードを用いて，星形成の母体となる分子雲コアを初期条件としてその進化を計算する．この計算中，計算のタイムステップは，ほぼ計算領域の最大密度(つまり自由落下時間)で決まる．そのため，高密度の原始星まで計算を続けると，タイムステップが非常に短くなり，長時間計算が難しくなる．この研究では，シンクセルを導入して，高密度ガスを重力源として扱う手法により，分子雲コア，または，原始惑星系円盤の長時間計算を実現した．その結果，原始惑星系円盤中で，再帰的に惑星が形成しうることを示した．

## ● 今年度の研究成果の概要

我々は，前年の研究で，原始星の形成途中段階で出来るファーストコアが星周円盤になるため，円盤は必然的に重く，重力不安定を起しやすいくことを示した．今年度の研究では，磁場の効果を考慮した結果，磁場は重力不安定性による惑星形成を促進することが分かった．これは，円盤の外側では磁気制動とアウトフローによって角運動量が効率的に輸送されてガスを内側に流すのに対して，円盤の内側では磁場がオーム散逸により弱くなっており有効な角運動量輸送機構が存在せずにガスが蓄積するためである．結果として，円盤の内側領域で重力不安定による分裂が起きて，惑星質量の天体が誕生する．

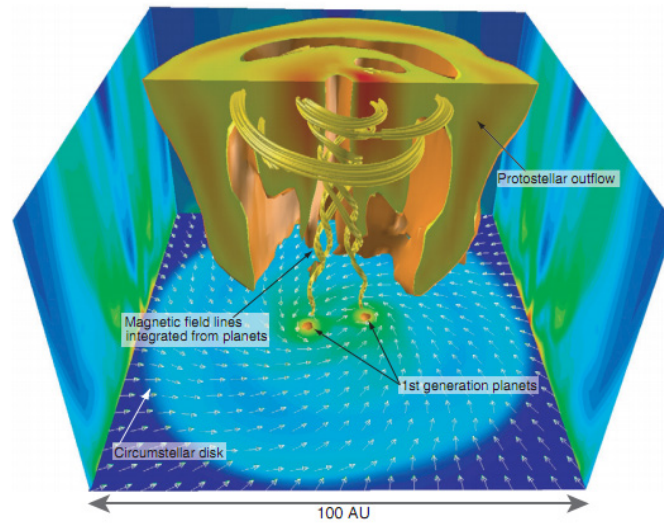


図 1 星周円盤中での惑星形成. 円盤中のオレンジ色の球が原始惑星. 線は磁力線. 上空の黄色の領域は, 原始星アウトフロー. また中心の密度分布を壁面に投影している.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Machida, M. N., Inutsuka, S., & Matsumoto, T. 2011, PASJ, 63, 555
- 2) Machida, M. N., & Matsumoto, T. 2011, MNRAS, 413, 2767
- 3) Machida, M. N., Inutsuka, S., & Matsumoto, T. 2011, ApJ, 729, 42

### 口頭発表

- 4) 天文学会2011年秋季年会 星周円盤とガス惑星形成における重元素量の影響 町田正博

# 輻射磁気流体シミュレーションに基づく星形成過程の観測的性質の研究

## ● 研究グループ

研究代表者：国立天文台 理論研究部， 富阪幸治(tomisaka@th.nao.ac.jp)

研究分担者：総合研究大学院大学 物理科学研究科 天文科学専攻， 富田賢吾(tomida@th.nao.ac.jp)

国立天文台 ALMA推進室， 西合一矢(saigo.kazuya@nao.ac.jp)

神戸大学 理学研究科 地球惑星科学専攻， 相川祐理(aikawa@kobe-u.ac.jp)

神戸大学 理学研究科 地球惑星科学専攻， 古家健次(furuya@stu.kobe-u.ac.jp)

## ● 計算の目的

本研究の目的は多様な物理過程を含む多重格子輻射磁気流体計算により分子雲コアから原始星コアが形成される過程の現実的な理論モデルを構築すること， 更にその結果を基に化学進化や観測的性質を予測する計算を行い理論の提案から実際の観測まで一貫した戦略を構築することである。特に今年度はALMAの稼働及び将来のSPICA計画などに向け， 理論モデルから観測と直接比較できる情報を提供することを重視した。

## ● 研究の概要

星形成の研究には多様な物理過程を含む高度な数値計算コードが必要になる。本研究では高解像度を現実的コストで実現する多重格子法， 自己重力， 流束制限拡散近似(FLD)に基づく輻射輸送， 化学反応の効果を取り入れた現実的な状態方程式， オーム散逸を含む非理想MHD等を含むコードを開発し， 分子雲コアから原始星コアに至る重力収縮過程を理論的に調べる。また， この輻射（磁気）流体計算の結果を基に後処理で化学進化計算や輻射輸送計算を行うことでSpectral Energy Distribution(SED)等の観測的性質を導出する。得られた観測的性質から星形成の各段階に特徴的な性質を調べ， それを基に実際にALMA等に観測の立案や， 将来の観測との比較を行う。

## ● 今年度の研究成果の概要

前年度までのコードに加え現実的な状態方程式とオーム散逸の効果を実装した。このコードを用いて分子雲コアから原始星コアに至る重力収縮過程の直接三次元輻射磁気流体シミュレーションに世界で初めて成功した(Tomida, PhD Thesis)。また後処理により導出した観測的性質を基に実際にALMAにファーストコア（星形成過程の初期に形成される過渡的な天体）を同定するための観測提案を提出した。他にも幾つかの星形成及び原始惑星円盤の観測グループにもデータを提供している。

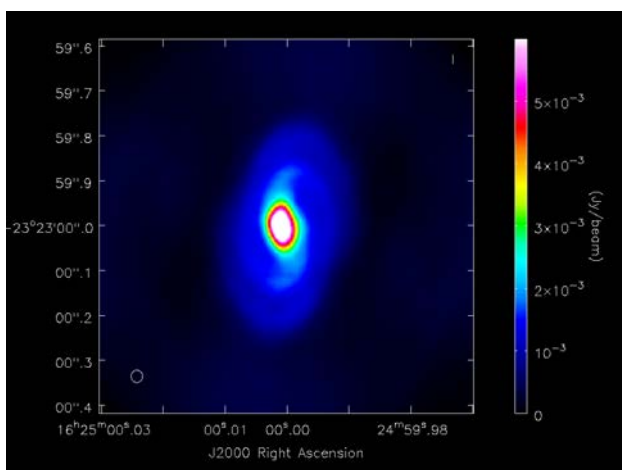


図1 ファーストコアのALMA (50 アンテナ), Band-7 (345GHz)による観測シミュレーション. 左下の白円が分解能. 重いファーストコア円盤中の重力不安定で形成された渦状腕が顕著に見える. (Tomida, PhD thesis)

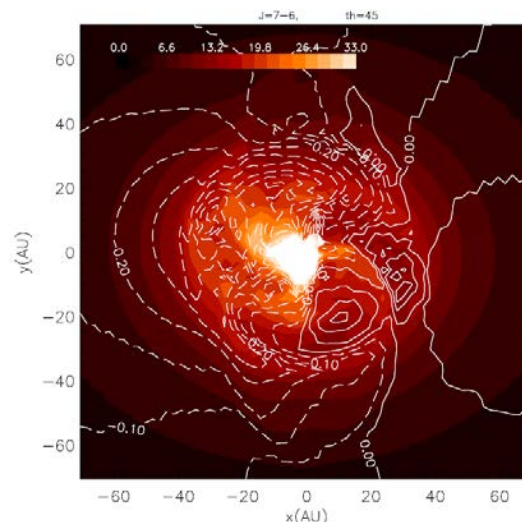


図2 Non-LTE 分子線輸送シミュレーションで求めたファーストコアからのCS(7-6)分子輝線強度分布(カラー)と平均視線速度(コントア). 回転するファーストコアからの複雑な放射が表れている. (Tomisaka & Tomida 2011)

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Observational Identification of First Cores: Non-LTE Radiative Transfer Simulation, Tomisaka & Tomida, 2011, PASJ, 63, 5, 1151-1164
- 2) CHEMISTRY IN THE FIRST HYDROSTATIC CORE STAGE ADAPTING THREE-DIMENSIONAL RADIATION HYDRODYNAMIC SIMULATIONS, Furuya et al., submitted to ApJ

### 査読なし論文

- 3) Radiation Magnetohydrodynamic Simulations of Star Formation Processes, Tomida, PhD Thesis, The Graduate University for Advanced Studies, 2012

### 口頭発表

- 4) Exposed Long-lifetime First core: Star formation in very low-mass molecular cloud cores, Tomida et al., Formation and Early Evolution of Very Low Mass Stars and Brown Dwarfs, Germany, 2011
- 5) Molecular Evolution of A First Core in 3 Dimensional Hydrodynamic Calculations, Furuya et al., IAUS280 "The Molecular Universe", Spain, 2011

# 宇宙初期における天体の形成過程

Structure Formation in the Early Universe

## ● 研究グループ

研究代表者：東北大学 大学院理学研究科天文学専攻，野口正史(noguchi@astr.tohoku.ac.jp)

## ● 計算の目的

銀河の形成をその根源に戻って解明するため，宇宙初期における小天体の形成過程を高解像度の宇宙論的数値シミュレーションによって調べる．宇宙初期の天体形成においては水素分子や重水素分子による放射冷却や形成された星によるガスの電離が重要と考えられるので，これらを正しく考慮したシミュレーションコードを作成する．また，星形成過程を高密度なガスにおける sink particle の形成として組み込み，宇宙初代の星の形成から銀河の形成に至るまでの構造形成過程および巨大ブラックホールの成長過程を統合的なシミュレーションによって詳しく調べる．

## ● 研究の概要

銀河形成において重要と考えられるほとんどすべての物理過程（重力，ガス力学，放射冷却，星形成，星間化学など）を組み込んだ3次元N体流体コードを用いて，Cold Dark Matter 宇宙論の予測する初期条件のもとに宇宙初期の天体形成をシミュレートする．形成された天体の諸性質を遠方銀河に関する最新の観測結果と比較する．また，近傍で観測される矮小銀河や球状星団など現存する最古の天体と，宇宙初期に形成された天体の進化論的因果関係に関して考察を行う．

さらに，ブラックホールの成長過程を調べ，観測される質量関数と定量的に比較する．

## ● 今年度の研究成果の概要

①高密度領域で形成されたsink particle の合体過程とガス降着過程を計算コードに組み込むことにより，宇宙初期におけるブラックホールの成長過程を計算できるようにした．②sink particleからのフィードバックとして，周囲のガスの電離に加え重元素汚染を考慮し，重元素を一定量以上含むガスからの種族IIの星の形成を組み込んだ．これにより，宇宙初期における星形成率の時間発展および空間分布を調べることが可能になった．

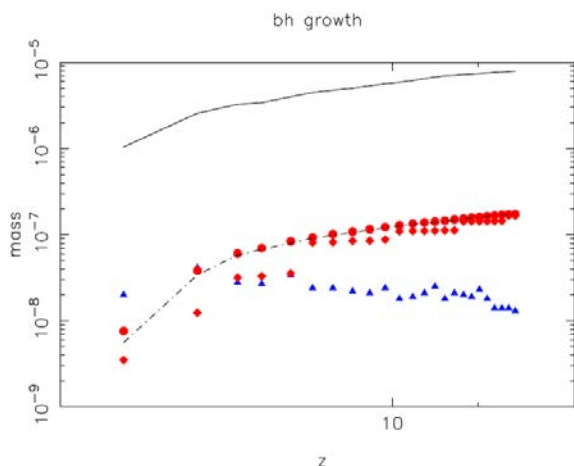


図1  
ブラックホールの成長と星形成史．赤方偏移  $z$  が15から8までにおける，領域内のブラックホールの相対個数(▲)，総質量(●)，最大質量(◆)，種族IIの星の質量(実線)，ブラックホールに合体した質量(一点鎖線)の時間変化を示す(質量の単位は $10^{12}$ 太陽質量)．

● **研究成果の公表状況**

- 1) 「宇宙初期の構造形成」 Open campus, Tohoku University, 2011 における発表



# シミュレーション解析による太陽圏の構造とダイナミクスの研究

Simulation analysis for outer heliospheric structure and dynamical phenomena

## ● 研究グループ

研究代表者：アラバマ大学 ハンツビル校 宇宙プラズマ大気研究センター，  
鷲見治一(hw0002@uah.edu)  
研究分担者：九州大学 名誉教授，田中高史(tatanaka@serc.kyushu-u.ac.jp)

## ● 計算の目的

太陽風プラズマと星間ガスとの相互作用により形成される太陽圏の構造とそのダイナミックな物理過程を3次元MHDシミュレーション解析により研究することを目的とする。

ボイジャー1号及び2号探査機は太陽圏外圏に於いて太陽風プラズマ及び高エネルギー粒子の変動の興味深い現象の直接観測を行っている。これにより得られたデータを用いて、太陽表面から太陽圏外圏までの事象の解明を進める。

## ● 研究の概要

シミュレーション実行には2方法、即ち(1)ボイジャー2号により深惑星間空間（太陽から60AU以遠）で得られた太陽風プラズマの2001年9月以降、ボイジャー2号が終端衝撃波を通過する2007年8月末までの期間の毎日のデータをシミュレーション内部境界条件として使用する方法、及び(2)名古屋大学の惑星間空間シンチレーション観測データ及びスタンフォード大学の太陽磁場観測データを活用して、太陽から5AU半径での球表面での太陽風プラズマ及び惑星間空間磁場分布の2000年末から2009年末までの毎日のデータを内部境界条件として設定する方法、の2方法を用いてシミュレーション解析を進める。

## ● 今年度の研究成果の概要

JAXAスパコン使用の初年度であったが、年度始めより外国滞在期間が続いたため、準備に時間を費やし、年度末にプログラムがようやく順調に稼働するようになった。このためJAXAスパコンを用いた成果は大きくはない。しかし従来のスパコン解析も併せて、太陽23及び24サイクルでの太陽圏での磁気中性面の現実的な3次元空間配位を、またボイジャー1号機観測高エネルギー粒子変動とMHDシミュレーション解析との比較により、磁気音波パルスの影響を明らかにすることが出来た。

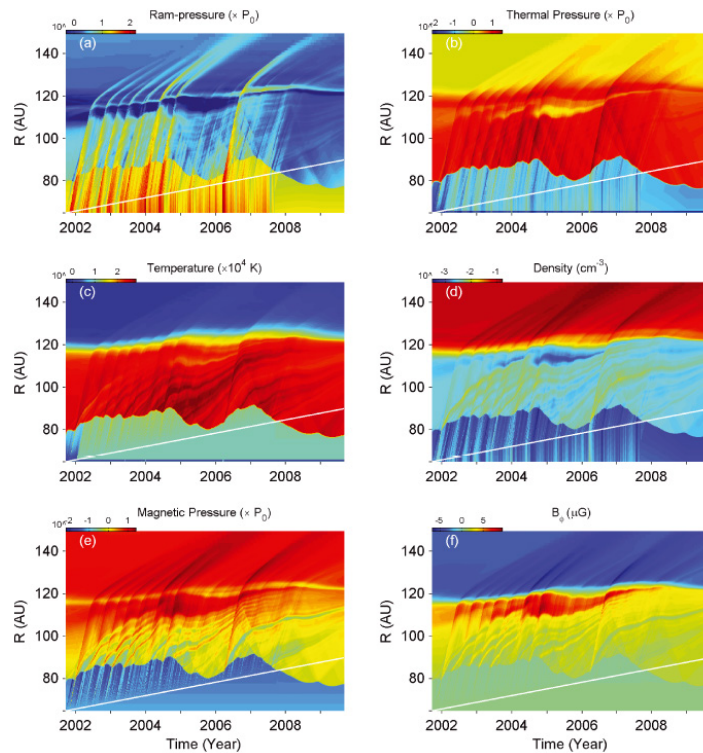


Fig.1 Space-time plots of ram pressure, thermal pressure, temperature, density, magnetic pressure and toroidal magnetic field along the SUN-Voyager 2 direction. (from Washimi et al. MNRAS 2011)

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) H. Washimi et al., Realistic and time-varying outer heliospheric modeling, 2011, Mon. Not. R. Astron. Soc., 416, 1475.
- 2) H. Washimi et al., Analysis of Voyager-1 observed high-energy particle flux using MHD simulation of the outer heliosphere, 2011, AIP Conf. Proc., 1366, 60.

### 口頭発表

- 3) H. Washimi et al., A dynamical and realistic heliospheric modeling using interplanetary scintillation and photospheric magnetic data, 2011, AGU-Fall-Meetings SH43D-04 invited talk.
- 4) H. Washimi et al., Analysis of Voyager observed high-energy electron fluxes in the heliosheath using MHD simulation, 2011, AGU-Fall-Meetings SH21B-1918, poster .
- 5) H. Washimi, 太陽圏外圏構造とダイナミクス, 2012, 宇宙科学研究所宇宙科学情報解析系ゼミ

# 飛翔体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究

Study on Aerodynamics, Aeroelasticity and Flight Dynamics Coupled Simulations of a Projectile

## ● 研究グループ

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

## ● 計算の目的

JAXAで開発が進められている，高高度気球からの落下を利用した空気吸い込み式超音速エンジンの試験機体の空力解析（CFD），飛行軌道解析，および空力弾性解析を行う．全機を忠実に再現した流れの数値解析により得られた空力特性を飛行軌道の設計に生かし，高度40kmからの安定した姿勢と軌道を実現し，エンジンに超音速気流を供給することを目的とする．

## ● 研究の概要

予冷ターボジェットエンジン搭載の飛行試験機体のための空力解析，軌道解析および空力弾性解析を行う．非構造格子CFDを用いて，主翼・エンジン・HANロケットモーターを含む全機形状の粘性空力解析を行う．取得した空力係数を用いて飛行軌道を生成し，風洞実験の空力係数による軌道と比較する．また，主翼の内部構造を忠実に再現した構造モデルに対する有限要素解析を行い，モード法を用いてCFDと連成計算を行うことにより，主翼のフラッター特性を取得する．

## ● 今年度の研究成果の概要

飛行軌道解析プログラムを開発し，飛翔体に作用する定常空気力を用いて，軌道と機体姿勢のシミュレーションを実施した．風洞実験と非粘性CFDおよび粘性CFDで得られたそれぞれの空気力を用い，空気力の差が軌道に及ぼす影響を検討した．空力解析結果より，超音速では風洞実験とCFDの一致は良好と言えるが，遷音速と亜音速では，機体近傍の衝撃波とベース流れのために，不一致の程度が増大する．ただし遷音速以下においても，乱流モデルを用いた粘性計算では結果は大きく改善される．想定する高高度気球からの落下では，落下直後の亜音速では密度，速度ともに小さいために動圧が低く，一方，遷音速～超音速は高度の低下とともに動圧が急激に増加する．空力係数の不確かさが大きい亜音速では動圧が小さく，空力係数の差が垂直面内の軌道に及ぼす影響は小さい結果となった．結果の例としてFig. 1に飛行開始からのピッチングモーメントの変化の比較を示す．最終的に迎角は $2^\circ$ 程度でピッチングモーメント0のトリム状態に収束する．同図には，飛行マッハ数の時間変化も示している．2010年の飛行試験では初期姿勢誤差による機体の横不安定が軌道に大きな影響を及ぼしたと考えられており，再実験の成功に向けて，今後は機体の迎角と横滑り角をもとに有する場合の空力データベースを拡充し，三次元軌道への影響を調べる計画である．

もう一つの課題として，主翼の空力弾性特性を調べた．昨年度の研究により，主翼の内部構造を忠実に再現した有限要素モデルを用いて，翼の固有振動数と固有モードを得ている．構造応答に固有モードの重ね合わせ（モード法）を用い，非定常CFDと連成して幅広い飛行条件で翼のフラッターシミュレーションを実施した．想定される最大迎角 $5^\circ$ 程度では翼の定常（初期）変位が大きくなるため，固有振動モードを利用した簡易的な静的平衡位置の算出手法を開発し，フラッター解析の数値安定性の増大と適用範囲の拡大を図った．Fig. 2にマッハ数と無次元速度インデックスで解析条件を表したフラッター発生の有無を示す．超音速エンジンの作動時間の増大を図るために，低高度での機体引き起こしが計画されており，加速時（高高度）と減速時（低高度）の2回で遷音速を通過する．マッハ数0.95では無次元速度インデックス0.4付近で高度により安定と不安定が分かれる結果となったが，現在の構造設計（主翼表皮

と内部桁に CFRP+内部の発泡ウレタン) は, 両高度において十分なフラッター余裕があることが示された.

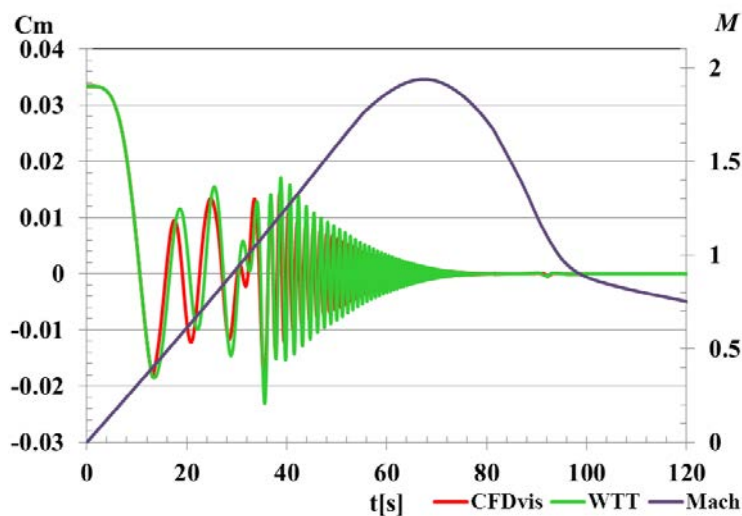


Fig.1 : Comparisons of time histories of pitching moments for CFD and WTT

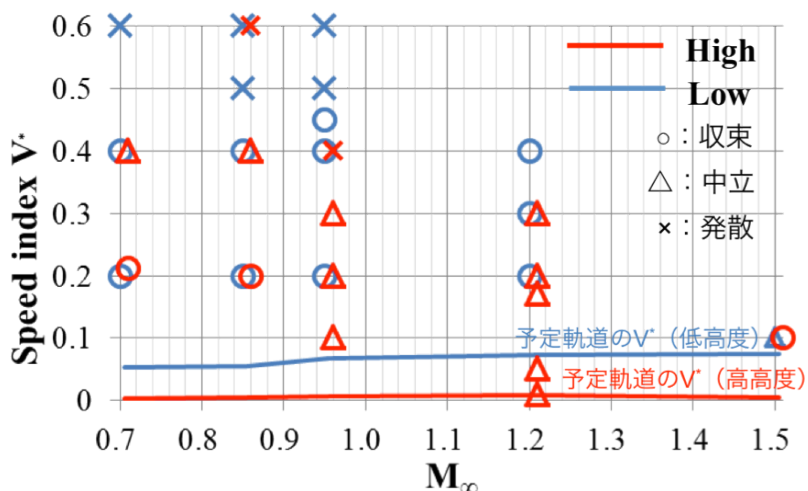


Fig.2 : Stability judgment of the wing responses at high (35km) and low (5km) altitude

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) Chihiro Yoshikawa, Koji Miyaji, "Study on Comprehensive Flutter Characteristics of a Balloon-based Operation Vehicle for Supersonic Airbreathing Engine Experiment," ISTS 2011-e-11, The 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, June, 2011.

# 利用概要

JAXA では平成 21 年 4 月より、JAXA Supercomputer System (JSS) の本運用を開始し、平成 23 年度は本運用 3 年目を迎えた。ここでは、平成 23 年度の JSS の利用概要をまとめる。

## 1. システム概要

JSS のシステム構成を図 1-1 に示す。JSS は、135TFLOPS の総演算性能を持つスカラ計算部、5.1TFLOPS の総演算性能を持つベクトル計算部、ストレージ部に加えて、フロントエンド機能や遠隔地に設置されるローカルサーバ等の周辺装置で構成される。なお、各拠点は国立情報学研究所の SINET を使用したギガビットイーサネットと接続される。

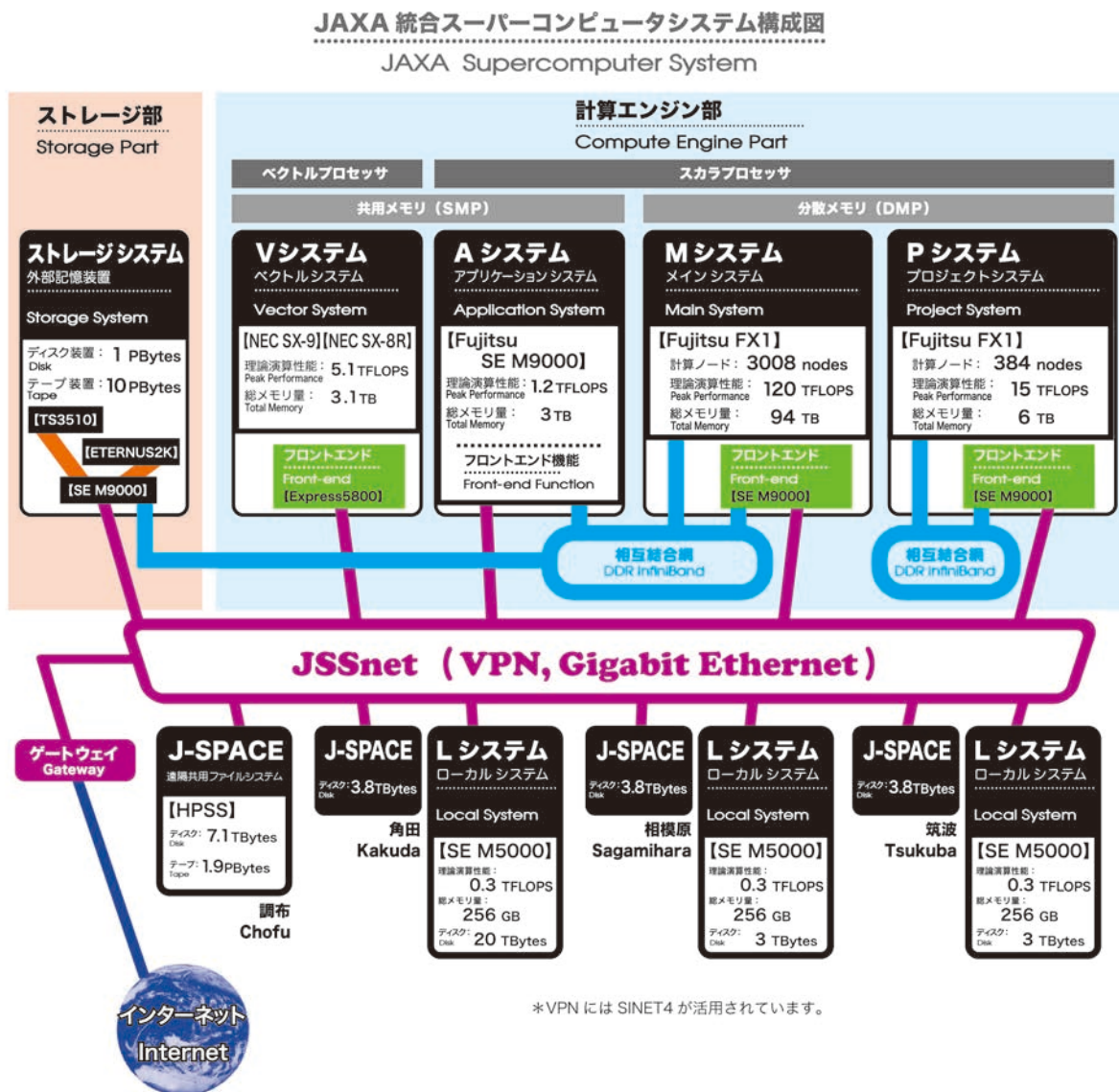


図 1-1 JSS の構成図



JSS の主要システムの諸元を表 1-1 に示す。

M システムは、富士通 FX1 が 3008 ノードで構成されるスカラ型分散メモリ計算機である。ピーク性能は 120TFLOPS、94TB のメモリを有する。加えて、同じく FX1 が 384 ノードから構成される P システムは、M システムとは独立しており、プロジェクトからの緊所要請やセキュリティの高い計算など、他とは独立させて行うためのものである。A システムは、富士通 SEM9000 で構成される 1TB のメモリを有する共有メモリ計算機である。V システムは NEC SX-9 が 3 ノード、NEC SX-8R が 1 ノードで構成されるベクトル型共有メモリ計算機である。

メインとなる M システムは、フロントエンドを 2 ノード、IO ノードを 3 ノード有しており、システムの負荷分散、冗長化にも考慮している。また、JAXA の主要拠点には、ローカルサーバとして L システムを設置しており、各拠点のユーザは L システムを経由して M システムを利用することができる。

スカラシステムの CPU には 1CPU あたり 4 コアを有する富士通 SPARC64VII プロセッサを採用している。

表 1-1 JSS の主要諸元

システム名	M (Main) システム	P (Project) システム	A (Application) システム	V (Vector) システム	
製品名	富士通 FX1		富士通 SEM9000	NEC SX-9	NEC SX-8R
システムタイプ	スカラ MPP		スカラ SMP	ベクトル SMP	ベクトル SMP
ノード数	3008	384	1	3	1
ピーク性能 (TFLOPS)	120	15	1.2	4.9	0.2
メモリ容量 (TB)	94	6	1	3	0.1



写真：JSS-M（メイン）システム

## 2. 障害発生状況

JSS-M システムの障害発生状況を図 2-1 に示す。なおここでの件数は、メモリ交換など予防保守作業も含むものであり、特にハード障害に関しては、定常的に発生している。ただし、このうち、システムダウン（ログイン不可あるいは全演算停止）に至ったものは平成 21 年度は 5 件、平成 22 年度は 0 件と、平成 23 年度は 6 件と、全体としては安定して稼働していると言える。

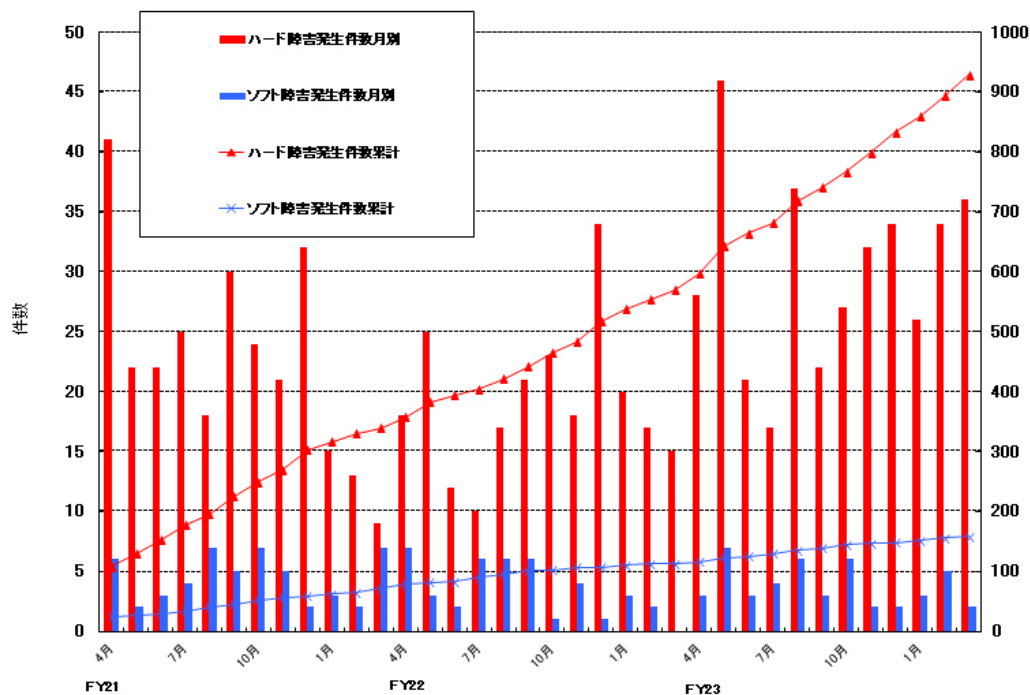


図 2-1 JSS-M システム障害件数

## 3. 運用概要

平成 21 年度から平成 23 年度の JSS-M システムの稼働状況を表 3-1 に示す。ここでの CPU 稼働率とはジョブ処理計画時間に対しての、バッチジョブ割当時間（実行ジョブに CPU を割当てていた時間）の割合である。平成 21 年度の平均は 83.5% だったのに対し、平成 22 年度の平均は 93.5%，平成 23 年度の平均は 92.7% と大幅に向上することができた。これは、独自開発のジョブスケジューラを適用して、必要に応じたきめ細かなジョブの制御により効率良くジョブ運用を行っている成果と言える。また、JAXA プロジェクト支援などの緊急度の高い計算についても、このジョブスケジューラにより、優先度を適切に制御することで対応している。特に、混雑時に大規模なジョブを実行させるためには、CPU 稼働率を犠牲にしても当該ジョブの要求する資源を確保できるまで空きを増やす必要があるが、当該ジョブの実行開始予測時刻以内に終了するジョブは実行するなどの方策を駆使することにより、CPU 稼働率の低下を最小限度に押さえている。

表 3-1 JSS-M システム稼働状況

(時間単位：時間)

運用 月次	CPU稼働状況		ジョブ処理計画運用時間			停止時間(実時間)				総 CPU 電源投入 時間 (E)	電源 投入 時間に 対する CPU 稼働率 (A)/(E)	運用 日数
	バッチ ジョブ 総割当 時間 (A)	CPU 稼働率 (A)/(B)	処理可能 時間	障害 時間	運用時間 合計 (B)	計 画 外 停 止	保守 作業	予告 停電	小計			
2009(H21)04	5,723,445	67.8%	8,336,170	99,737	8,435,907	3.0	27.2	0.0	30.1	9,537,925	60.0%	30
2009(H21)05	6,069,367	75.2%	7,941,521	131,060	8,072,581	2.4	84.0	0.0	86.4	8,633,858	70.3%	31
2009(H21)06	5,430,821	66.3%	8,144,059	42,928	8,186,987	0.0	32.8	10.3	43.1	9,443,908	57.5%	30
2009(H21)07	7,086,424	83.7%	8,458,897	3,894	8,462,791	5.8	35.2	0.0	41.0	8,922,857	79.4%	31
2009(H21)08	6,524,704	85.3%	7,648,942	599	7,649,541	0.0	108.3	0.0	108.3	9,708,987	67.2%	30
2009(H21)09	6,945,114	87.7%	7,888,981	30,441	7,919,422	0.0	64.3	0.0	64.3	8,645,703	80.3%	30
2009(H21)10	6,974,177	87.5%	7,968,994	1,297	7,970,291	0.0	69.0	12.7	81.7	8,645,041	80.7%	31
2009(H21)11	6,895,604	83.4%	8,263,176	1,846	8,265,022	1.8	20.8	10.6	33.2	8,477,932	81.3%	30
2009(H21)12	7,243,444	88.9%	8,072,068	78,664	8,150,732	0.0	69.1	4.0	73.1	8,330,517	87.0%	30
2010(H22)01	7,224,925	93.0%	7,768,083	3,047	7,771,130	0.0	86.2	12.0	98.2	7,821,672	92.4%	28
2010(H22)02	6,779,027	92.7%	7,315,229	131	7,315,360	0.0	19.8	44.0	63.8	7,409,407	91.5%	28
2010(H22)03	8,195,741	93.5%	8,768,612	1,299	8,769,911	0.0	15.0	0.0	15.0	8,949,066	91.6%	31
FY2009Total	81,092,792	83.6%	96,574,732	394,943	96,969,675	12.9	631.7	93.6	738.2	104,526,873	77.6%	360
2010(H22)04	7,862,593	91.9%	8,551,707	7,039	8,558,746	0.0	9.0	0.0	9.0	8,657,346	90.8%	30
2010(H22)05	7,196,734	84.7%	8,498,784	437	8,499,221	0.0	27.4	10.0	37.4	8,715,236	82.6%	31
2010(H22)06	7,164,019	91.8%	7,807,575	449	7,808,024	0.0	45.3	25.6	70.9	8,161,023	87.8%	30
2010(H22)07	8,109,108	94.7%	8,562,131	344	8,562,475	0.0	32.2	0.0	32.2	8,939,134	90.7%	31
2010(H22)08	7,419,249	93.8%	7,908,610	476	7,909,086	0.0	71.7	16.3	88.0	8,674,841	85.5%	31
2010(H22)09	7,973,387	94.6%	8,421,003	3,457	8,424,460	0.0	0.0	19.9	19.9	8,566,502	93.1%	30
2010(H22)10	8,466,147	96.1%	8,812,709	370	8,813,079	0.0	11.0	0.0	11.0	8,934,278	94.8%	31
2010(H22)11	7,270,375	95.8%	7,576,984	8,686	7,585,670	0.0	0.0	0.0	0.0	7,619,636	95.4%	30
2010(H22)12	5,485,956	94.3%	5,819,352	877	5,820,229	0.0	0.0	12.0	12.0	5,921,642	92.6%	27
2011(H23)01	5,926,035	96.5%	6,137,566	497	6,138,064	0.0	0.0	0.0	0.0	6,199,726	95.6%	27
2011(H23)02	5,688,136	96.3%	5,909,233	399	5,909,632	0.0	0.0	41.5	41.5	6,125,838	92.9%	26
2011(H23)03	2,268,927	94.7%	2,397,039	88	2,397,127	0.0	0.0	0.0	0.0	2,402,154	94.5%	11
FY2010Total	80,830,666	93.5%	86,402,694	23,119	86,425,813	0.0	196.6	125.2	321.8	88,917,356	90.9%	335
2011(H23)04	3,501,595	82.1%	4,266,348	1,202	4,267,550	0.0	0.0	0.0	0.0	4,283,494	81.75%	30
2011(H23)05	7,193,149	87.2%	8,251,818	794	8,252,613	42.1	11.5	9.0	62.6	8,290,393	86.76%	30
2011(H23)06	7,797,445	93.0%	8,383,528	249	8,383,777	0.0	13.7	9.5	23.2	8,446,160	92.32%	30
2011(H23)07	7,987,013	89.2%	8,951,283	50	8,951,333	0.0	0.0	0.0	0.0	8,952,736	89.21%	31
2011(H23)08	7,820,286	95.7%	8,172,896	1,168	8,174,064	0.0	31.6	33.0	64.6	8,417,821	92.90%	29
2011(H23)09	8,232,550	95.0%	8,662,693	272	8,662,965	0.0	0.0	0.0	0.0	8,662,921	95.03%	30
2011(H23)10	8,525,864	95.4%	8,921,582	16,075	8,937,657	0.0	0.0	1.2	1.2	8,957,720	95.18%	31
2011(H23)11	7,848,437	93.6%	8,174,752	206,928	8,381,680	3.8	14.4	9.0	27.2	8,465,725	92.71%	30
2011(H23)12	7,547,178	92.9%	8,115,770	5,797	8,121,567	2.3	60.0	9.0	71.3	8,139,764	92.72%	29
2012(H24)01	7,449,979	94.4%	7,893,638	1,387	7,895,025	4.4	87.8	0.0	92.2	7,977,496	93.39%	28
2012(H24)02	7,599,272	95.5%	7,957,497	829	7,958,326	0.0	24.6	10.0	34.6	8,143,401	93.32%	28
2012(H24)03	7,870,165	93.4%	8,426,225	146	8,426,371	2.2	43.7	0.0	45.9	8,795,226	89.48%	30
FY2011Total	89,372,931	92.7%	96,178,029	234,897	96,412,926	54.8	287.3	80.7	422.7	97,532,857	91.63%	356

図 3-1 に平成 21 年度(2009 年度)から平成 23 年度(2011 年度)の CPU 規模別のジョブの実行状況を示す。使用した CPU のコア数別に色分けしてあり、縦軸は当該月の全てのジョブ実行 CPU 時間を 100%とした場合の、それぞれの CPU 規模のジョブの割合を見ることができる。月により、3009 コア以上のジョブの実行が目立つ月があるが、これは、「戦略的大規模解析」という枠組みで、通常ジョブでは実行できない規模のジョブを実行させていることによるものである。また、全体の傾向を一概に述べることはできないが、数百コアの規模のジョブが相当数を占めていることが分かる。

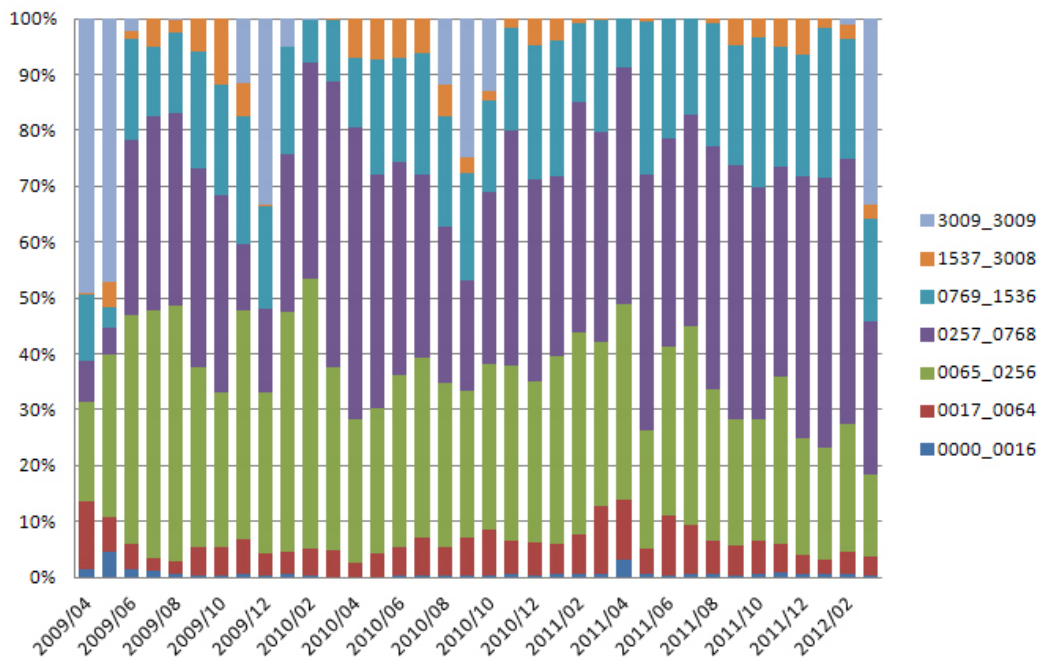


図 3-1 CPU 規模 (コア数) 別ジョブの実行状況

#### 4. ユーザ登録状況

JSS へのユーザ登録状況を表 4-1 に示す。JSS では JAXA 内部の一般利用のほか、共同研究や大学共同利用や有償による設備貸付等、外部のユーザにも利用いただいている。

表 4-1 ユーザ登録状況  
(人)

分類	登録人数
内部利用	467
共同研究	55
大学共同利用	78
設備貸付	3
研修生・学生	82
合計	685

## 5. ユーザ区分別利用状況

JSS-M システムのユーザ区分別利用割合を図 5-1 に示す。9 割が内部利用で占めている。外部利用としては、共同研究、設備貸付、大学共同利用があるが、共同研究が外部の利用割合としては最も多い。

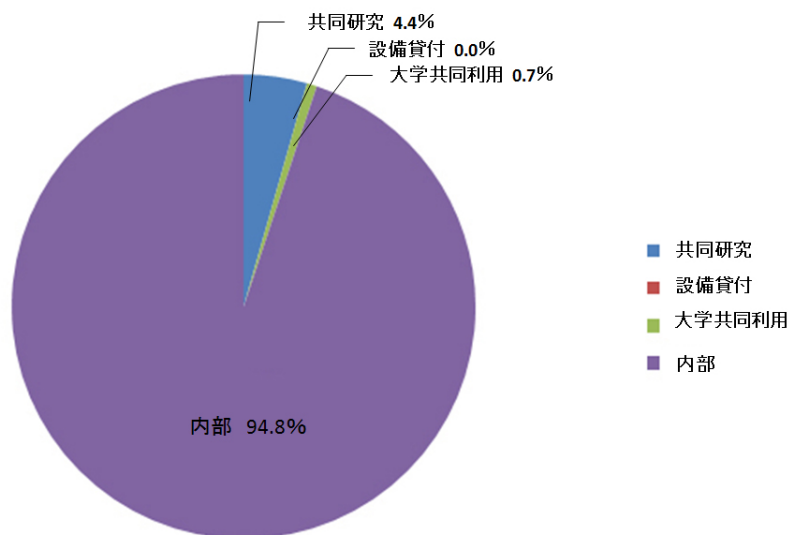


図 5-1 ユーザ区分別利用割合

## 6. 分野別利用割合

JSS システムの分野別利用割合を図 6-1 に示す。平成 21 年度は JSS-M システム、それ以前はそれ以前の調布地区スパコンによる統計である。平成 15 年度頃は、航空分野が多くを占めていたが、平成 15 年度に JAXA 統合があり、これ以降で宇宙分野の割合が増加していることがわかる。

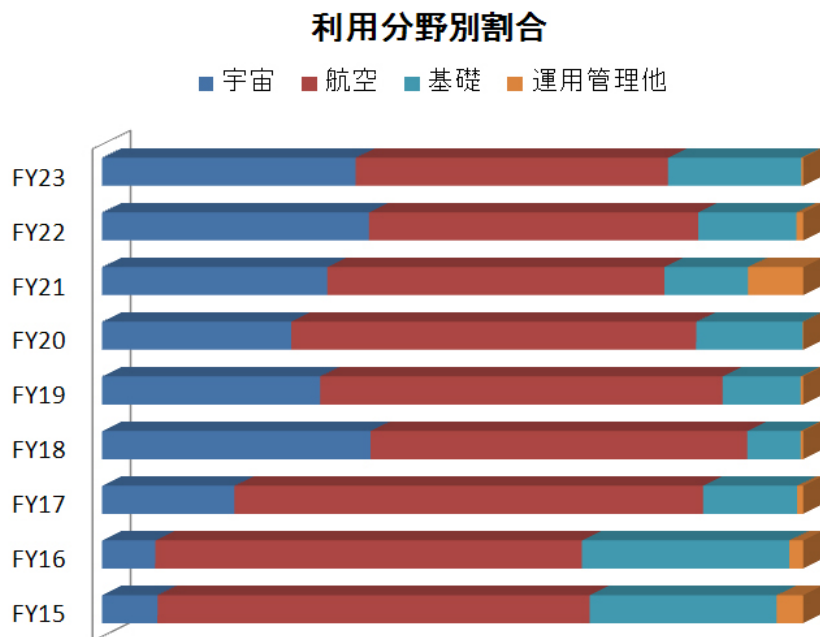


図 6-1 分野別利用割合

空へ挑み、宇宙へ拓く

