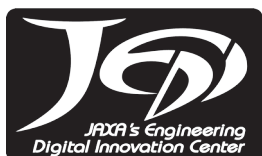


平成25年度  
JAXAスーパーコンピュータシステム  
利用成果報告

JAXA Supercomputer System  
Technical Summaries 2013



情報・計算工学センター  
宇宙航空研究開発機構

平成26年9月

# 平成 25 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 2013

## 目 次

### 【成果概要】

#### 航空技術

QTW 巡航時空力特性の研究	3
高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発	5
低レイノルズ数翼の非定常空力特性の数値解析	7
超音速機の機体/推進系統合解析技術の研究	9
リブレットの抵抗低減効果を模擬する乱流モデルの構築	11
超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果	13
データ同化技術による乱流モデルの高度化を目指して	15
FaSTAR を用いた超音速流中の近傍場圧力波形推算	17
デジタルアナログ・ハイブリッド風洞システム運用	19
高精度解析法に関する先進的研究	21
UPACS を用いた軸流圧縮機の Wake 挙動調査	23
突風荷重軽減技術の研究	25
エロージョンにかかわるシミュレーション	26
CFD を用いたフライトシミュレータの構築	28
D-SEND#2 のフラッタ解析 2	30
回転翼航空機周りの流れに関する数値シミュレーション	31
LPC 全周全段非定常流れ解析	34
極超音速エンジン内部流および周囲流に関する研究	35
極超音速エンジン内部流および周囲流に関する研究	37
小型航空機エンジン用燃焼器内部流の解析	39
非定常 RANS 解析と固体熱伝導カップリング手法による流体・熱伝導連成解析	40
航空機の空力・騒音に関する研究	42
将来型航空輸送機の空力形状設計	46
近未来高翼形態航空機の空力最適化	48
CFD の小型旅客機設計適用に関する研究	50
液体燃料一次微粒化モデルの研究	51
希薄予混合燃焼器の排出物に及ぼすライナ空気の影響	52
平面液膜式気流微粒化ノズルの微粒化特性に関する数値解析	54

#### 宇宙開発

超音速燃焼用燃料噴射方法の研究	55
超音速再突入における DSMC 粒子計算	57
ロケット - ラムジェット複合サイクルエンジンの研究	59
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	61
酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット内の乱流燃焼流に関する数値的研究	64
最適規模の反応機構を用いた境界層燃焼着火における非定常非平衡流れの数値計算	66

ロケット音響振動メカニズムの数値解析	68
LS-GRID/LS-FLOW の検証	70
詳細燃焼解析に向けた高速積分法の構築と本手法を用いた自着火メカニズムの調査	72
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	74
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	76
先端的宇宙機推進機のプラズマ流れの数値解析	80
<b>基礎研究</b>	
二次元翼境界層の線形安定性解析	82
剥離・再付着を伴う乱流境界層の DNS とモデリング	84
非線形乱流モデルを用いた三次元壁面噴流の数値解析	86
火星大循環モデルを用いたアンサンブルシミュレーションによる火星ダスト拡大機構の研究	88
波状リブレット形状改善に関する数値解析	90
高精度圧縮性 MHD 計算法の開発と宇宙プラズマに関する研究	92
惑星大気の大気対流構造に関する数値的研究	94
高エンタルピ流の数値解析	96
空力弾性翼に関する研究	98
プラズマアクチュエータを用いた大迎角細長物体の非対称剥離渦制御の数値シミュレーション	100
ロケットラム複合サイクルエンジンにおけるエジェクタ・モードの数値計算	102
宇宙飛行系に関わる高速流体力学の研究	104
超臨界圧力における LOX/GH <sub>2</sub> 同軸噴流火炎の数値シミュレーション	109
燃焼流現象理解とモデリング	112
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	114
<b>その他</b>	
AMSR-E データ処理のスパコン利用検討・実証	116
<b>大学共同利用(宇宙工学)</b>	
高精度単結晶成長プロセスシミュレーションによる革新的 SiGe 単結晶成長技術の確立	117
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	120
荷電粒子ビーム装置を用いた衛星帯電制御の解析	123
DNS 解析に基づく高マッハ数混相乱流 LES モデルの構築	125
火星探査航空機用高揚抗比翼型の性能評価	127
高粘度流体槽と数値力学を用いた極低レイノルズ数二次元翼まわりの流れ場解析	130
<b>大学共同利用(宇宙理学)</b>	
水星の材料物質の起源, 熱史, および磁場生成	133
惑星大気の大気対流構造の比較数値モデリング	136
発達した乱流の大規模数値シミュレーション研究	139
磁気リコネクションの数値シミュレーション研究	141
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	144
宇宙初期における天体の形成過程	146
ブラックホール X 線連星の状態遷移経路の磁場構造依存性について	148

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	150
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	152

### 大学共同利用(航空技術)

超音速自由飛行試験模型の設計模型と製作模型の違いによる圧力波への影響	155
飛翔体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	157

### 大学共同利用(材料工学)

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	159
---------------------------------	-----

## 代表者別

青木良尚	3
青山剛史 (橋本 敦, 石向桂一, 石田 崇, 金森正史, 菱田 学, 他)	4
跡部 隆 (畠山遼子)	82
阿部浩幸	84
池田友明 (跡部 隆, 藤本大介)	7
石向桂一 (橋本 敦, 松尾裕一, 吉澤 徹, 頓所和之)	86
今村 剛 (小郷原一智)	88
植田修一 (小寺正敏)	55
上野篤史 (渡辺 安, 三木 肇, 田中寿典, 土本雄大, 黒川紀章)	9
岡林希依 (山田祐樹)	90
岡林希依 (末永宇識)	11
小澤宇志	57
郭 東潤 (大平啓介)	13
加藤博司	15
金森正史	17
河合宗司	92
口石 茂 (越智康浩, 齋木英次)	19
倉本 圭 (木村 淳, 佐々木洋平)	133
黒滝卓司 (住 隆博)	21
小高正嗣 (山下達也)	136
小寺正敏	59
後藤 晋	139
後藤尚志 (賀澤順一, 野崎 理, 山脇るり, 青塚瑞穂, 見上千尋)	23
齊藤健一 (Hamid Reza KHEIRANDISH)	25
佐宗章弘 (豊田 篤, 今泉貴博)	155
佐藤 茂 (高橋正晴, 渡邊孝宏, 宗像利彦, 福井正明)	61
嶋田 徹 (本江幹朗)	64
嶋田 徹 (山中翔太)	66
杉山耕一郎 (安藤紘基)	94
鈴木正也	26
鈴木雄大 (金森正史, 高木 郷)	28
仙田康浩 (今橋信行)	159
銭谷誠司 (篠原 育, 長井嗣信)	141

高木亮治 (堤 誠司, 芳賀臣紀, 伊藤浩之, 安部賢治) .....	68
高木亮治 (清水太郎, 葛生和人, 雷 忠, 中島拓也) .....	70
高木亮治 (清水太郎, 森井雄飛) .....	72
高木亮治 (葛生和人, 芳賀臣紀, 青野淳也, 嶋 英志) .....	74
高戸谷 健 .....	30
高橋政浩 (佐藤和雄) .....	96
高橋芳幸 (石渡正樹, はしもとじょーじ, 関 友也, 船橋大亮) .....	144
竹島敏明 (齋藤紀男, 齋藤 進, 今中 誠, 内田友恵, 山崎朋朗) .....	116
田辺安忠 (小曳 昇, 杉浦正彦, 菅原瑛明, 武田 茂, 大江晴天) .....	31
玉山雅人 (磯貝紘二) .....	98
塚田隆夫 (阿部敬太, 住岡沙羅) .....	117
坪井伸幸 (武藤大貴, 倉本健史, 成宮 匡, 杉安孝幸, 荒木孝行, 他) .....	120
根岸秀世 (西元美希, 藤本圭一郎, 大門 優, 小椋光治, 谷 洋海, 梅村 悠) .....	76
野口正史 .....	146
野崎 理 (榎 友謹, 室岡 武) .....	34
野中 聡 (西田浩之, 佐藤雅幸) .....	100
長谷川 進 .....	102
福田紘大 (野々村拓, 高橋 俊) .....	125
藤井孝藏 (大山 聖, 野々村拓, 安養寺正之, 青野 光, 佐藤 允, 他) .....	104
船木一幸 (佐藤博紀, 川崎 央, 奥野喜裕, 窪田健一, 山村治人) .....	80
本郷素行 (入貝優介, 富岡 俊, 前島陽平, 東野 高) .....	35
前島陽平 (富岡 俊) .....	37
牧田光正 (中村直紀) .....	39
町田真美 .....	148
松井宏晃 .....	150
松山新吾 .....	109
溝渕泰寛 (岡部壮志) .....	112
宮路幸二 .....	157
村上桂一 (窪田健一, 高橋 孝, 張 科寅, 国枝 明, 金田英和, 他) .....	114
村中崇信 (山川 宏, 小嶋浩嗣, 星 賢人) .....	123
山根 敬 (田中雄飛) .....	40
山本一臣 (村山光宏, 伊藤 靖, 今村太郎, 田中健太郎, 平井 亨) .....	42
山本一臣 (金崎雅博, 中山裕貴, 遠藤暢頭, 土屋陽祐, 四宮 隆, 村山光宏) .....	46
山本一臣 (三坂孝志, 橋本成泰) .....	48
山本一臣 (竹中啓三, 畑中圭太) .....	50
山本 武 (飯野 淳, 張 会来, 堀高太郎, 西家隆行) .....	51
山本 武 (中村直紀, 飯野 淳, 黒澤要治, 山田秀志) .....	52
山本 武 (首藤智太郎, 松浦一哲, 飯野 淳, 中村直紀) .....	54
米本浩一 (牧園享弥, 重岡辰太郎) .....	127
米本浩一 (齋藤秀全) .....	130
鷺見治一 (田中高史) .....	152

---

## 【利用概要】

1. システム概要	165
2. 障害発生状況	167
3. 運用概要	167
4. ユーザ登録状況	170
5. ユーザ区分別利用状況	171
6. 分野別利用割合	172
7. CPU の割り当て状況	172

# 成果概要

## QTW 巡航時空力特性の研究

A Study of Aerodynamic Characteristics for Cruise of QTW

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

4発チルトウイングVTOL機の巡航時空力特性に関するパラメトリックスタディを行う為。

### ● 研究の概要

4発チルトウイングVTOL機の巡航時空力特性の向上法と，空力特性推定法に関する検討を行う。

代表的計算情報（PCを使用）

並列度プロセス数：—

並列化手法：—

計算時間：—

利用システム：—

ケース数：—

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は，CFDを実施する準備として，ISVアプリケーション（Pointwise）を利用した格子生成を実施した為。

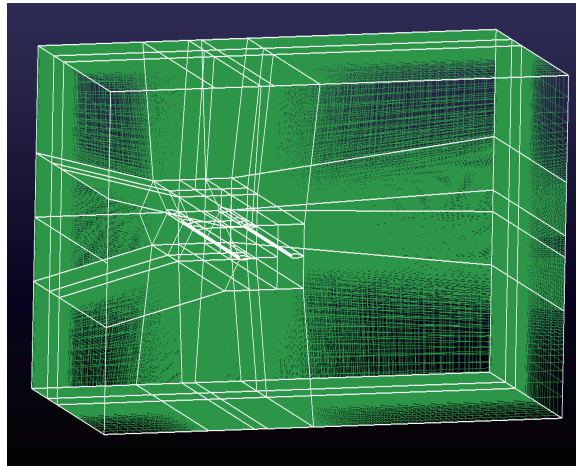


図1 QTW前後翼のみ形態の構造格子



## 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：航空本部 数値解析技術研究グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)  
 研究分担者：航空本部 数値解析技術研究グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)  
 航空本部 数値解析技術研究グループ，石向桂一(ishiko@chofu.jaxa.jp)  
 航空本部 数値解析技術研究グループ，石田崇(tishida@chofu.jaxa.jp)  
 航空本部 数値解析技術研究グループ，金森正史(kanamori@chofu.jaxa.jp)  
 菱友システムズ，菱田 学(manabu\_hishida@mail.ryoyu.co.jp)  
 菱友システムズ，林 謙司(khayashi@chofu.jaxa.jp)  
 菱友システムズ，竹川国之(ktake@chofu.jaxa.jp)  
 菱友システムズ，菅原瑛明(hideaki8@chofu.jaxa.jp)  
 菱友システムズ，黒田文武(fkuroda@chofu.jaxa.jp)  
 早稲田大学，南部太介(tnanbu@chofu.jaxa.jp)  
 早稲田大学，間中芳美(ymanaka@chofu.jaxa.jp)  
 早稲田大学，小林 航(wkoba@chofu.jaxa.jp)  
 首都大学，瀧井健太郎(ktakii@chofu.jaxa.jp)  
 首都大学，大司早織(staishi@chofu.jaxa.jp)  
 東京大学，池田大夢(hikeda@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

流体解析では，その計算コストが問題となる．通常，並列計算で計算を加速するが，それでも数時間から数日の計算時間がかかることが多い．特に，非構造格子の解析では，構造格子よりも時間がかかるため，その高速化が課題となる．本研究では，非構造格子を用いた圧縮性流体解析ソルバ(FaSTAR)を開発し，その計算性能の評価及び解の妥当性を検証する．また，フライト・エンベロープ内の解析可能な範囲を拡大するため，非定常解析手法の高度化及び検証をする．

### ● 研究の概要

FaSTAR はその高速性が支持されて，JAXA 内外で幅広く使用されている．本研究では，操作性及び安定性の向上を行い，さらに使いやすい解析コードを開発し，ユーザ数の増加を目指す．さらに，フライト・エンベロープ全領域で使える CFD の実現を目指すため，バフエットや剥離などの非定常現象が発生する流れ場で有効な非定常解析機能を高度化する．具体的には，DES 等の乱流モデルの改良，高解像度スキームの開発，格子の局所細分化を含む大規模自動格子生成である．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：256

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間 2-3 週間

利用システム：M

ケース数：5

## ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、安定して解が得られるように安定化機能を追加した。具体的には、初期条件の安定化、計算スタート時の緩和、高次精度スキームの制限などの機能が使用可能になった。また、境界条件、初期条件、ソース項（体積力を含む）に、ユーザが作成したソースコードをリンクして計算できるように、User Customized Routines機能を実装した。

フライト・エンベロープ全体をカバーするCFDを目指すため、高速バフエットを含む高迎角の空力解析を開始した。高迎角におけるRANS解析で、現状の定常計算による予測精度を評価した。また、DESを用いた非定常解析を実施した。図1に示すのは、マッハ数 $M=0.72$ 、レイノルズ数 $Re=1.0 \times 10^7$ 、迎角 $\alpha=5.4^\circ$ の条件で計算した結果である。迎角を増加させると、ある迎角で急激に衝撃波及び剥離領域での変動が大きくなる高速バフエット現象を捉えることができた。バフエットオンセットの迎角や振動数も、実験結果と良い一致を示している。

その他、NASA-CRMの検証解析、収束加速法の検証、多孔壁干渉解析、エンジンインテーク解析、HTV-R回収カプセルの解析、宇宙往還機の解析、風車の後流解析などに使用した。

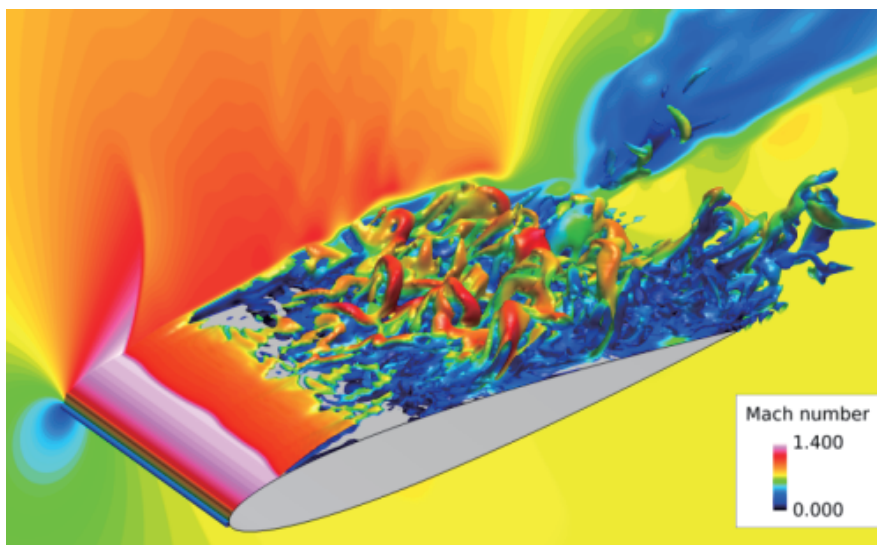


図1 高速バフエットのDES解析

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Hashimoto, et al. “Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” Journal of Aircraft (accepted)
- 2) Nambu, et al. “Evaluation of Linear Wall Interference Correction Method using CFD and Porous Wall Model,” Journal of Aircraft (accepted)

### 査読なし論文

- 3) A. Hashimoto et al., “Turbulent Flow Solver Validation of FaSTAR and UPACS,” AIAA 2014-0240, 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014
- 4) S. Watanabe et al., “Towards EFD/CFD Integration: Development of DAHWIN - Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel,” AIAA 2014-0982, 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014
- 5) K. Takii et al. “Unsteady Numerical Simulations of HTV-R Reentry Capsule by Using Detached-Eddy Simulation,” AIAA 2014-0249 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014

## 口頭発表

- 6) 橋本 他, 高迎角剥離流の非定常解析に向けて, 第45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 2013
- 7) 村上 他, DAHWINの開発(その2): デジタル風洞による自動格子生成と高速CFD解析, 第45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 2013
- 8) 小林 他, 楕円-矩形型ブーゼマンインテークの数値解析, 第27回数値流体力学シンポジウム
- 9) 池田 他, 高速流体ソルバFaSTARによる風車回転翼後流の研究, 第27回数値流体力学シンポジウム
- 10) 大司 他, OpenVSPとFaSTARによる次世代宇宙往還機概念設計, 第57回宇宙科学技術連合講演会

## 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：航空本部 空力技術研究グループ，池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空本部 空力技術研究グループ，跡部 隆(atobe.takashi@jaxa.jp)

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

### ● 計算の目的

低レイノルズ数且つ高亜音速飛行に適した翼型の数値計算手法を用いた設計手法を確立することを目的とする。特に剥離剪断層の不安定性と非定常変動の出現による剥離抑制のメカニズムに着目して、より高い揚力係数と揚抗比を実現する翼型の開発に向けた知見を得る。

### ● 研究の概要

低レイノルズ数翼においては、境界層の層流化により剥離の影響を受けやすく、さらに剥離剪断層から生ずる渦により流れは非定常になるため、一般に付着流を仮定した翼理論や定常 RANS に基づいた設計手法が適用できない。これはスケールの小さな模型飛行機等に加えて、希薄大気中を高亜音速で飛行する航空機の議論に通じる。本研究ではキャンバーのついた NACA 翼型に対して非定常計算をパラメトリックに行い、キャンバー形状と非定常変動発生との相関を明らかにし、翼の設計手法へとフィードバックすることを目指す。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：80 ノード

並列化手法：VISIMPACT

計算時間：200 時間

利用システム：M

ケース数：10 ケース

### ● 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、キャンバー最大高さとその位置をそれぞれ4通りに変化させた16種類の翼型に対して二次元的なパラメトリックスタディーを行った。一部、迎角が大きく剥離剪断層の三次元的な発達が見込まれるケースについては、三次元計算を行った。その結果、翼後縁側のキャンバーは剥離泡の大きさをコントロールし揚力の向上に繋がる一方、翼前縁側にキャンバーを与えると流れが層流化し全面剥離による失速が起きやすくなることが明らかになった。

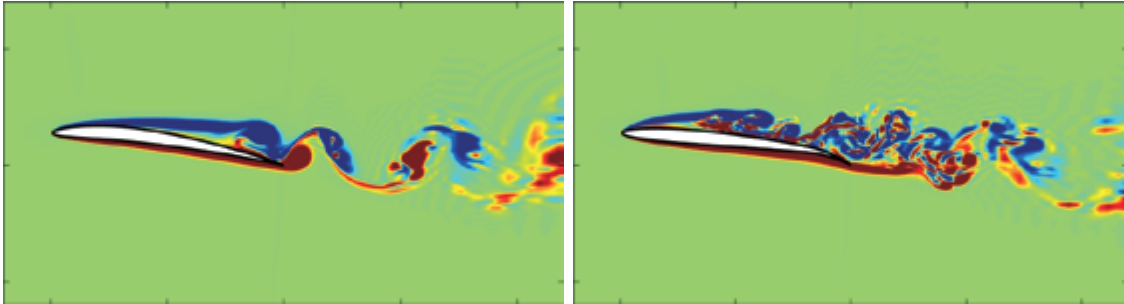


Fig.1 Snap-shots of boundary-layer laminarization of NACA 4406 airfoil (left) and transitional boundary layer of NACA 4806 airfoil (right) at AoA 8.0 degree.

## ● 研究成果の公表状況

### □ 頭発表

- 1) Ikeda, T., 他3名, "Unsteady aerodynamic characteristics of cambered four-digit NACA airfoils at low Reynolds number, "AIAA SciTech 2014, National Harbor, U.S.A.
- 2) Fujimoto, D., 他3名, "An experimental study of airfoil tones and their effects on aerodynamic characteristics at low Reynolds number, "APISAT 2013, Takamatsu, Japan.

## 超音速機の機体/推進系統合解析技術の研究

Research on Propulsion / Airframe Integration for Supersonic Transport

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部機体システム研究G, 上野篤史(aueno@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空本部機体システム研究G, 渡辺 安(wata@chofu.jaxa.jp)

東京農工大学, 三木 肇(50012833010@st.tuat.ac.jp)

東京農工大学, 田中寿典(50012643035@st.tuat.ac.jp)

東京農工大学, 土本雄大(50013643040@st.tuat.ac.jp)

東京農工大学, 黒川紀章

### ● 計算の目的

超音速機の抵抗やソニックブームを低減し、推進性能を向上させるためには、機体と推進系を統合した設計を行うことが重要である。本計算では、高度な機体/推進統合形態であるダイバータレスインテークについて、機体表面上の境界層が推進系に流入する影響を明らかにし、その影響に対して境界層抽気による改善効果を明らかにすることを目的とする。

### ● 研究の概要

JAXA が提案する超音速旅客機の飛行条件を対象として、平板に発達する境界層が流入するダイバータレスインテークを設計し、RANS 解析により境界層流入によるインテーク性能への影響を調査するとともに、抽気による性能改善効果を定量的に評価する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：1

並列化手法：FLAT

計算時間：70000sec

利用システム：M

ケース数：30

### ● 今年度の研究成果の概要

境界層流入による大規模な剥離によりディフューザ内に逆流が誘起され、いったん捕獲した空気がインテークの入り口から外部に漏れることにより非常に外部抵抗が大きくなることが分かった。その影響は境界層抽気により改善できるが、抽気流量の設定に注意を要することが分かった。

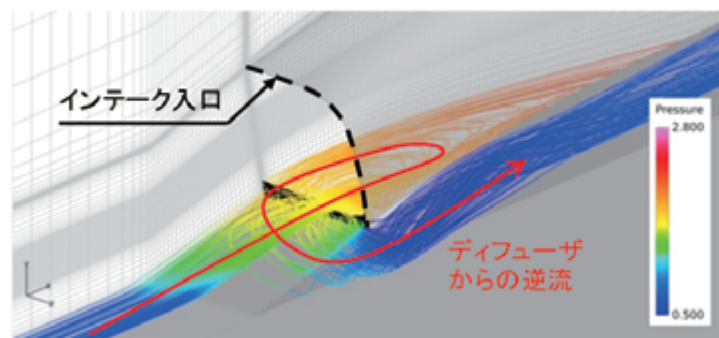


図1 大規模な境界層剥離に伴うディフューザからの流れの排出

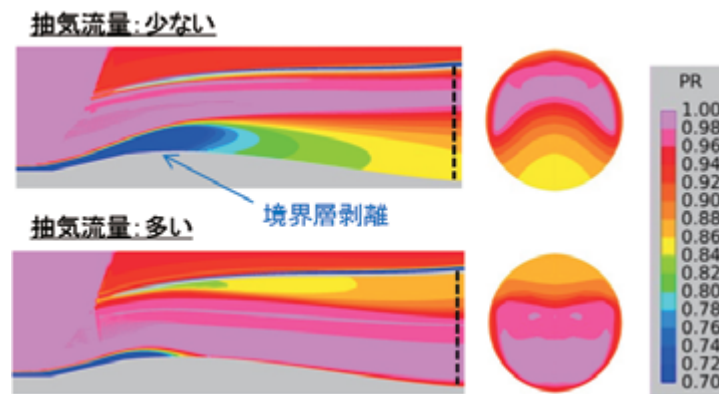


図2 境界層抽気によるインテーク周りの流れ場の変化

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読なし論文

- 1) 土本雄大, 亀田正治, 渡辺 安, “超音速インテークバズに対する模型形状の影響”, 第45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2013
- 2) 三木 肇, 渡辺 安, 亀田正治, “境界層流入が超音速インテークの空力性能に及ぼす影響”, 第51回飛行機シンポジウム
- 3) 三木 肇, 渡辺 安, 亀田正治, “ダイバータレス形態の超音速インテーク周りの流れ場に関する研究”, 平成25年度衝撃波シンポジウム

## リブレットの抵抗低減効果を模擬する乱流モデルの構築

Development of Turbulence Model to Simulate Drag Reducing Effects of Riblets

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 空力技術研究グループ，岡林希依(okabayashi.kie@jaxa.jp)

研究分担者：首都大学東京，末永宇識(matsue-takanori@ed.tmu.ac.jp)

### ● 計算の目的

航空機の摩擦抵抗を低減する方法の一つとして，リブレット（流れ方向に平行な溝の列）が知られており，その実用化技術の獲得が急務である．航空機への適用に際し，リブレットを適用した際の抵抗低減効果などを把握するのが不可欠であるが，全機規模の解析でリブレット近傍流れを解像するのは不可能であり，モデルが必要である．本計算ではリブレット近傍の流れは再現せずとも，リブレットを機体に導入する際の抵抗低減率推算に資する RANS モデルの開発することを目的とする．

### ● 研究の概要

壁面に粗さがある場合，対数領域での速度分布が滑面の場合から変化し，その変化量の正負は抵抗の大小と関連する．本研究では，リブレットによる速度変化量と抵抗低減量を対応付けるように，Wilcox による壁面粗さを考慮した  $k-\omega$  モデルの壁面境界条件を改変することで，リブレットの抵抗低減効果を模擬する RANS モデルとした．モデリングには平板境界層での実験結果と，パラメータスタディの結果を援用した．平板乱流境界層，亜音速翼，スーパークリティカル翼，後退翼に関して検証を行った．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：100

計算時間：4 時間

ケース数：14

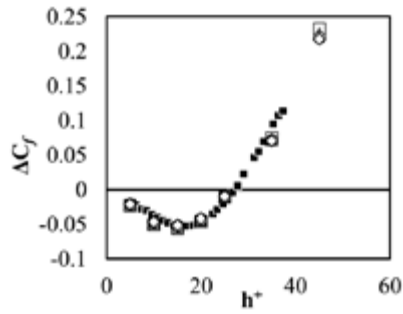
並列化手法：FLAT, MPI

利用システム：M, A

### ● 今年度の研究成果の概要

モデルの基礎となる式を導出し，2種類のリブレットについてゼロ圧力勾配の平板乱流境界層で検証を行った結果，実験で得られる抵抗低減率を良好に再現することを確認した（図1）．各種翼周り流れの計算も行ったが（一例として図2），同じ迎角で極小値を取るなどの傾向は一致したが，定量的には抵抗低減効果を過小評価した．これは圧力勾配下において大幅にリブレットの効果が高まることが考慮されていないためと考えられ，これについては今後さらに検討が必要である．





■ : 実験結果 (Bechert(1997))  
 ■以外 : それぞれ 4 つの  $Re_x$  における計算結果

図1 平板乱流境界層における摩擦抵抗低減率

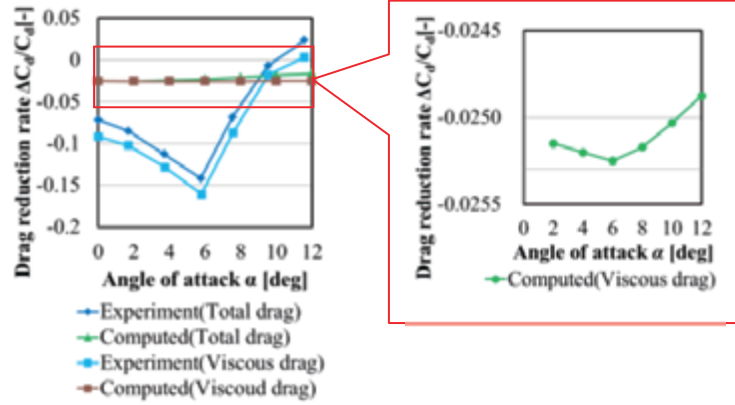


図2 NACA0012翼における摩擦抵抗低減率  
 (右図は摩擦抵抗低減率の計算値の拡大図)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 日本航空宇宙学会第44期定時社員総会および年会講演会
- 2) 第51回飛行機シンポジウム

## 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.dongyoun@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（翼洞形態）乱流モデル特性調査
- ・実機形態（JAXA-QSST）のレイノルズ数効果推算

### ● 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及びその派生バージョンの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，2012年，2013年に取得した実機形態(JAXA-QSST 1次形態)の高揚力装置最適舵角形状の風洞実験と同条件でのCFD解析を実施し検証を行うとともに，レイノルズ数効果を調査した。

#### 代表的計算情報

ADCSsolver, 対流項：3次精度Chakravarthy-Osher, 粘性項：2次精度中心差分,  
乱流モデル：Spalart-Allmaras(SA-noft2-RC(Cr3=0.3))

並列度プロセス数：68

計算時間：500 hours

ケース数：12

(6 ケース:風洞試験条件,

6 ケース:レイノルズ数効果調査)

並列化手法：VISIMPACT, MPI

利用システム：M, V

### ● 今年度の研究成果の概要

単純形態(DLR-LOSLARW)の低速高迎角流れ場において，SA, Menter's SST k-omega, EARSM k-omega, RSM-omegaなどの乱流モデルの特性を明らかにし，剥離渦流れの高精度推算手法を見出した。これらの知見を用いて，尾翼および高揚力装置付き全機形態(JAXA-QSST-HLD)のCFD解析を行い，風洞試験結果と比較・検証した。レイノルズ数効果調査においては，全機形態における主翼渦と尾翼との空力干渉により非線形的なレイノルズ数効果のメカニズムを明らかにした。

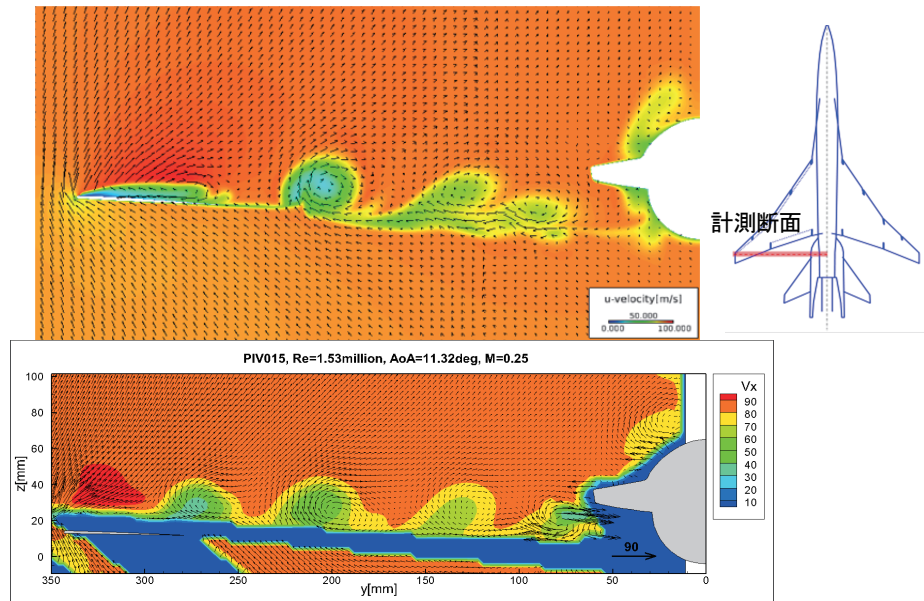


図1 JAXA-QSST-HLD形状のCFDと風洞試験の比較( $M=0.25$ ,  $\alpha=11.32\text{deg}$ )

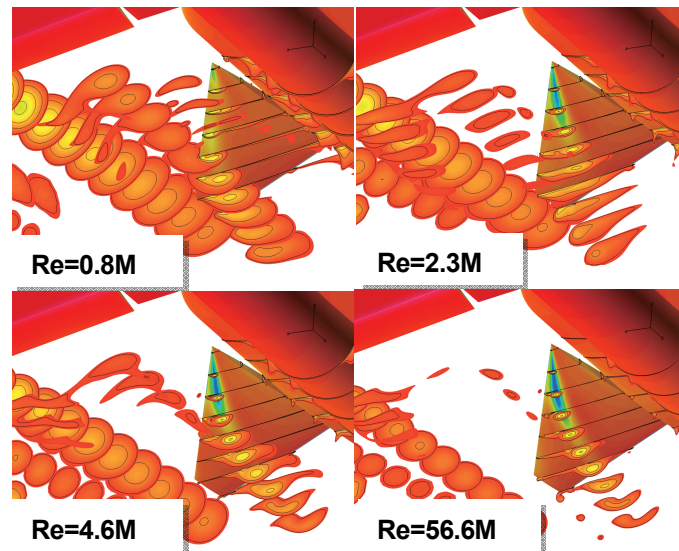


図2 JAXA-QSST-HLD形状のレイノルズ数効果( $M=0.25$ ,  $\alpha=11.32\text{deg}$ )

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) M. Gaffuri, J. Brezillon, R. Rudnik, D. Kwak, K. Ohira, G. Carrier : Comparison of CFD solvers for low speed vortex dominated flows, 31th Applied Aerodynamic Conference, AIAA Paper 2013-2914, San Diego, California, 24 June - 27 June, 2013.
- 2) D. Kwak, K. Ohira, M. Gaffuri, J. Brezillon : CFD Validation for the Supersonic Transport Configuration at Low-Speed and High Alpha Flight Condition, 31th Applied Aerodynamic Conference, AIAA Paper 2013-3030, San Diego, California, 24 June - 27 June, 2013.
- 3) 大平啓介(菱友システムズ), 郭東潤(宇宙航空研究開発機構) : 高揚力装置付き超音速機形態の剥離渦支配流れにおけるレイノルズ数効果, 第51回飛行機シンポジウム, 高松, 2013.11.

## データ同化技術による乱流モデルの高度化を目指して

Toward Improvements of Turbulence Models with Data Assimilation Techniques

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 風洞技術開発センター，加藤博司(kato.hiroshi@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

ONERA M6 翼型周りの遷音速流れ場（レイノルズ数：11.72E+06，迎角：6.06°，マッハ数：0.7392）に対して，翼表面圧力の実験値 159 点を用いて，迎角，マッハ数の境界条件，及び，乱流粘性係数の空間分布を推定し，実験値により一致する流れ場を再構築する。

### ● 研究の概要

複雑な乱流場の理解・予測は工学分野に残されている大きな課題ではあるが，既存の実験・計算手法共に複雑な乱流場を表現することを苦手としている．本研究課題では，実験と計算の融合手法としてデータ同化手法を応用し，複雑な乱流場の推定技術獲得を目指している。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：128

並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

計算時間：約 15 時間

利用システム：M

ケース数：3 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

3つの翼型（NACA0012, RAE 2822, ONERA M6）の遷音速流れ場を対象にデータ同化を適用し，実験値から，迎え角，マッハ数，乱流粘性係数の逆推定を実施し，それぞれ，実験値を計算にフィードバックさせ“より現実”を捉えた流れ場の推定に成功した。

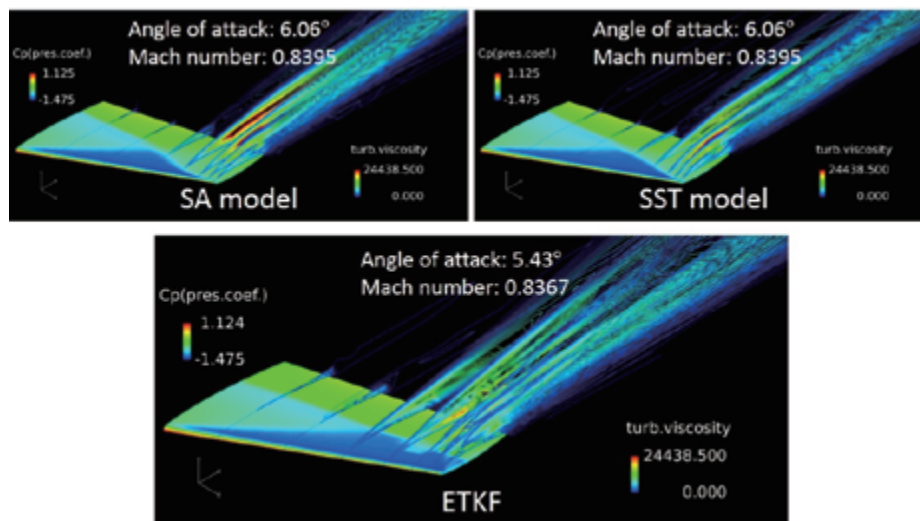


図1 ONERA M6遷音速流れ場に対するデータ同化結果（上2つは，乱流モデルによる計算結果，下は，データ同化結果を示す．また，翼表面は圧力係数分布，コード方向は乱流粘性係数分布を示している）

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) 加藤博司, 大林 茂, 吉澤 徹, 橋本 敦, 口石 茂, 渡辺重哉, 「航空宇宙工学分野におけるデータ同化の応用」, シミュレーション, Vol. 32, No. 4, pp. 57-62, 2013.

口頭発表

- 2) 加藤博司, 「データ同化手法を活用したEFD/CFDの不確かさの評価」, 第27回数値流体力学シンポジウム, 名古屋, 2013年12月.
- 3) Hiroshi Kato and Shigeru Obayashi, “Data Assimilation for Turbulent Flows,” 16<sup>th</sup> Non-Deterministic Approaches Conference, National Harbor, Maryland, Jan. 2014.

## FaSTARを用いた超音速流中の近傍場圧力波形推算

Estimation of near-field waveform in supersonic flow using FaSTAR

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 数値解析技術研究グループ，金森正史(kanamori.masashi@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

本研究では，SciTech2014にて開催された1st Sonic Boom Prediction Workshopの課題である2種類のモデルを解析し，近傍場波形の格子依存性などを確認した。

### ● 研究の概要

Workshop側から提供された格子を用いて FaSTAR により流体解析を行った。また，直交格子ベースの格子生成ソフト HexaGrid を用いて格子を別途用意し，同じく FaSTAR によって解析を行った。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：64

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：10 時間程度

利用システム：M

ケース数：20 ケース程度

### ● 今年度の研究成果の概要

本稿で述べた手法により解析を行った結果を図1に示す。衝撃波が背景の直交格子に沿うように供試体を傾けて配置しており，更にRefinement Boxと呼ばれる，ユーザが指定した領域に細かい格子を配置する仕組みを用いることによって，非構造格子を用いた解析であっても，解適合のような負荷の高い手法を用いることなく，近傍場波形を十分に解像する能力を示すことに成功した。一方，図2に示すように，機体のスパン方向に対してRefinement Boxの幅を大きめに設定しないと，近傍場波形が大きく変化することが確認された。これは前年度D-SEND#1供試体で同様の解析を行った際にも確認された現象であった。これは，機体から発生した波動の，周方向の整理統合を十分に扱うために，スパン方向にも十分な解像度，すなわち細かい格子が必要になることを意味している。

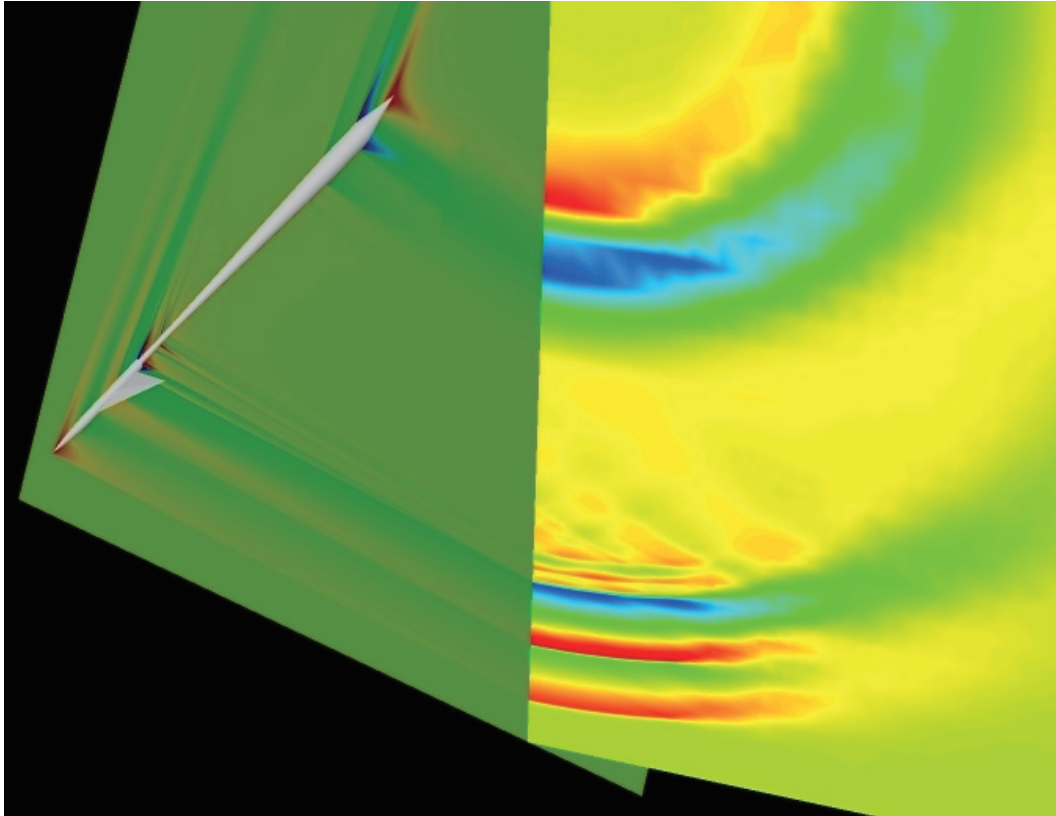


図1 69deg. Delta Wing Bodyの近傍場圧力波形

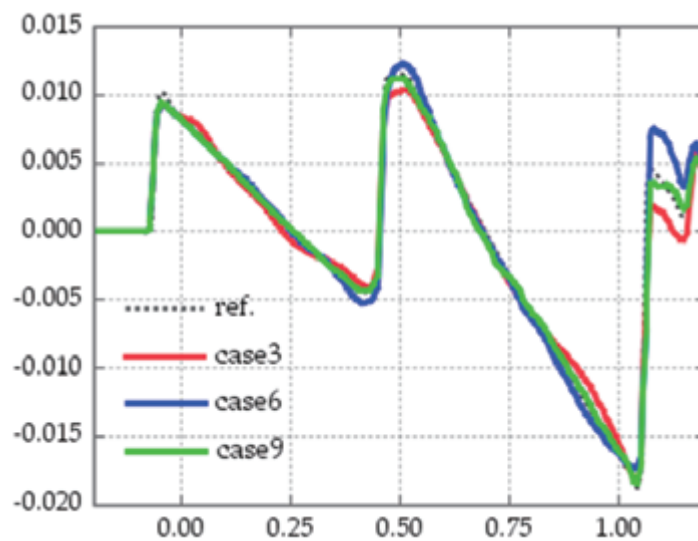


図2 対称面内での圧力波形のスパン方向格子解像度依存性

## ● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 1<sup>st</sup> Sonic Boom Prediction Workshop @ SciTech2014

## デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム運用

System Operation of the Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN)

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 風洞技術開発センター，口石 茂(shigeruk@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空本部 風洞技術開発センター，越智康浩(ochiy@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ株式会社，齋木英次(ES\_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

### ● 計算の目的

JAXA が開発した風洞/CFD 融合システム「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN)」において、パラメトリック CFD，風試対応詳細 CFD，流体構造連成解析，風洞丸ごと解析等の JSS を用いた諸機能を活用する。

### ● 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 融合システムである DAHWIN について，JAXA 2m×2m 遷音速風洞における実運用及びシステム高度化作業を実施する。

#### 代表的計算情報

図 1)

並列度プロセス数：48

ケース数：24

並列化手法：FLAT, MPI

利用システム：M

図 2)

並列度プロセス数：48

ケース数：22

並列化手法：FLAT, MPI

利用システム：M

### ● 今年度の研究成果の概要

#### 1. パラメトリックCFD機能

- ・ NASA CRM縮尺模型 PIV計測試験

解析対象： NASA CRM 80%縮尺模型

解析ケース数： 102ケース実施

空間セル数： 1200万～1500万

- ・ HTV-R回収カプセル (HRV) 対応CFD解析 (図 1)

解析対象： HTV-R回収カプセル (実機スケール)

解析ケース数： 24ケース

空間セル数： 350万～900万点

- ・ 着氷形態空力特性計測試験

解析対象： NASA CRM 80%縮尺模型 (翼端着氷付与)

解析ケース数： 30ケース程度 (年度末完了予定)



## 2. 風試対応詳細CFD機能

- 模型変形計測反映詳細CFD解析 (図 2)
  - 解析対象： NASA CRM 80%縮尺模型
  - 解析ケース数： 22ケース
  - 空間セル数： 900万～1200万

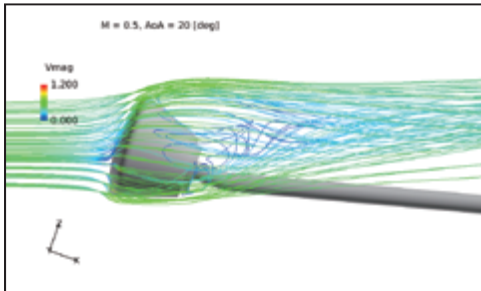


図1 HTV-R回収カプセル (HRV) 対応CFD解析

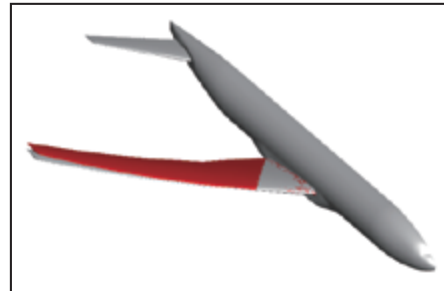


図2 模型変形計測反映詳細CFD解析

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 口石 茂, 山下達也, 村上桂一, 渡辺重哉, 齋木英次, 荻野 純, “JAXAデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) の開発 (その1): システム概要と活用例,” 第45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2013, JSASS-2013-2068-F/A, July 2013.
- 2) Watanabe, S., Kuchi-Ishi, S., Murakami, K., Hashimoto, A., Kato, H., Yamashita, T., Yasue, K., Imagawa, K., Saiki, H., and Ogino, J., “Towards EFD/CFD Integration: Development of DAHWIN - Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel,” AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014, Jan. 2014.

### 口頭発表

- 3) 口石 茂, “デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) による風洞試験/数値シミュレーション融合の試み,” 第19回ビジュアライゼーションカンファレンス, Nov. 2013.

## 高精度解析法に関する先進的研究

Advanced Numerical Simulation of Flow with High Accuracy and Resolution

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 空力技術研究グループ，黒滝卓司(kurotaki@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：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)

### ● 計算の目的

航空宇宙分野における，定亜音速から極超音速流に至る高精度解析を可能とするための諸技術の研究を行うとともに，圧縮性混相流の高精度解析技術への応用を目指す。

### ● 研究の概要

従来より，WCS(Weighted compact scheme)の弱点と言われてきた脆弱性を克服するために，極めて堅牢なコンパクトスキームを開発提案し，各種高速流の解析に適用する。

特にその応用として，今後発展すると予想されるマルチフィジックスの分野として，高精度圧縮性混相流解析法の研究を行い，実用化を目指す。

### ● 今年度の研究成果の概要

- 高速流解法として，WCS(Weighted Compact Scheme)法のロバスト化を目的として新しいコンパクトスキームを開発し，打ち切り誤差解析，安定性解析等により，その理由を明らかにした。また，各種検証解析を実施し，WENO法と同等以上の堅牢性があることを確認した。
- 上記手法の応用として，高精度圧縮性混相流の開発を実施した。界面を混合気体として扱うdiffuse interface アプローチによる2次元基本コードを開発した。

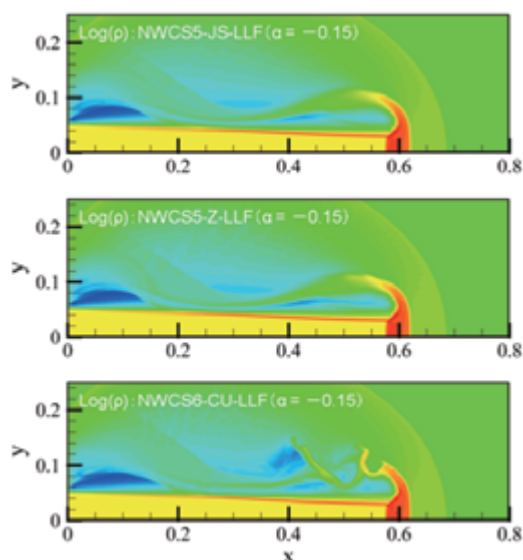


図1 2次元ブラスト流シミュレーション結果(出口マッハ数=2000)

### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—

計算時間：約 60 分

ケース数：約 3 ケース（検証用課題）

並列化手法：OpenMP

利用システム：M

## Shock in Air hitting Water Cylinder

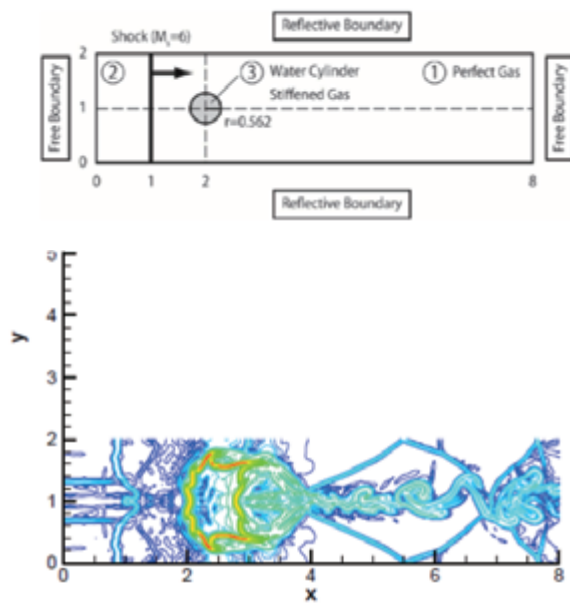


図2 マッハ6の衝撃波通過後の液滴形状及び流れ場  
(密度分布, t=6.8msec)

## 代表的計算情報

並列度プロセス数：－

計算時間：約 120 分

ケース数：約 3 ケース (検証用課題)

並列化手法：OpenMP

利用システム：M

## ● 研究成果の公表状況

- 1) 住, 黒滝, “重み付きコンパクトスキームの堅牢性および解像度向上への試み,” 第27回数値流体力学シンポジウム, (2013), C03-2.
- 2) 黒滝, 住, “Anti-diffusion interface sharpening techniqueを応用した重み付コンパクトスキームにおける理想気体不連続接触面の解像度向上について,” 第27回数値流体力学シンポジウム, (2013), C03-3.

## UPACS を用いた軸流圧縮機の Wake 挙動調査

Wake Behavior of an Axial Compressor Using UPACS

### ● 研究グループ

研究代表者：株式会社 IHI, 後藤尚志(takashi\_gotou@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, 青塚瑞穂(mizuho\_aotsuka@ihi.co.jp)  
 株式会社 IHI, 見上千尋(chihiro\_mikami@ihi.co.jp)

### ● 計算の目的

ターボ機械の非定常空力解析用に拡張された upacs を用いて、軸流圧縮機の Wake が後段に与える影響について調査する。

### ● 研究の概要

ターボ機械の非定常空力解析用に拡張された upacs を用いて、ジェットエンジンの部分段を対象に、乱流モデルを変化させ Wake の挙動について調査し、後段に与える影響について検討を行う。  
 今年度は、upacs に実装されている Baldwin-Lomax モデルをターボ機械用に拡張を行う。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数： 300 ノード	並列化手法：VISIMPACT
計算時間：150 時間	利用システム：M
ケース数：4	

### ● 今年度の研究成果の概要

ターボ機械に適用のために、Baldwin-Lomaxモデルの壁面の取り扱いに関して、拡張を行った。また、Baldwin-Lomaxモデルを適用しない境界条件を新たに実装した。

BLモデルとSAモデルを比較し、乱流モデルによるWakeの挙動の違いについて確認した。また、大規模非定常CFDによりWakeが後段に与える影響について確認した。

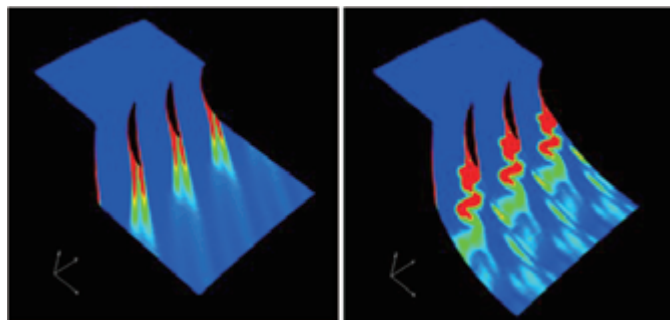


図1 乱流モデルの違いによるWakeの挙動の比較

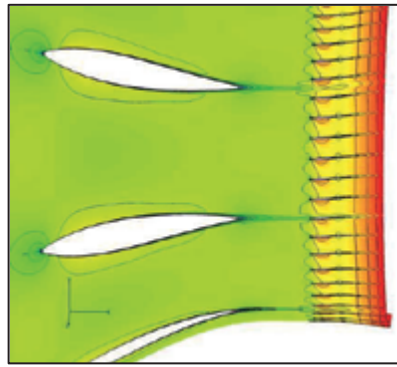


図2 Wakeが後段へ与える影響

## 突風荷重軽減技術の研究

Research on Gust Load Alleviation Technology

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 運行システム・安全技術研究グループ，齊藤健一(ksaitoh@chofu.jaxa.jp)  
研究分担者：計算力学研究センター，Hamid Reza KHEIRANDISH(hamid@rccm.co.jp)

### ● 計算の目的

遷音速領域で，突風に対する機体の応答や荷重に関する風洞試験を行うためには，突風発生装置が必要となる．亜音速領域では模型上流に設置した翼列を駆動することにより，その誘導流や後流の偏流を利用して突風を発生させる方法が確立しているが，遷音速領域ではどのような気流状態が得られるか不明である．このため遷音速風洞および遷音速フラッタ風洞において翼列を加振した際に生じる後流の計算を行い，突風発生装置製作に必要な解析を行った．

### ● 研究の概要

航空機の突風荷重軽減技術に関する研究を行う．突風の事前情報を利用した制御により機体の応答，構造荷重を軽減する．特に遷音速領域での性能評価を風洞試験等により行う．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：16

並列化手法：MPI

計算時間：20～40hr.

利用システム：M

ケース数：定常 21，非定常 15

### ● 今年度の研究成果の概要

既存の空力弾性解析プログラムに翼列の強制加振に対する非定常計算を可能とする改修を行い，遷音速風洞，および遷音速フラッタ風洞の風洞壁を模擬した翼列計算用格子を作成した．これらに対して定常計算21ケース，非定常計算15ケースの解析を行い，突風発生用翼列駆動時に生じる気流に関する解析データを得た．

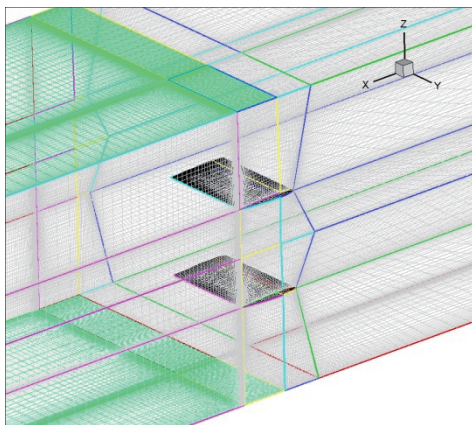


図1 遷音速フラッタ風洞2枚翼列計算用Euler格子

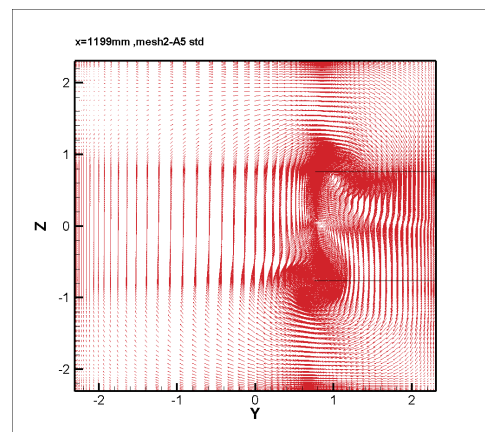


図2 Mach 0.80，振幅5°，5Hzで翼列を正弦波強制加振したときのある瞬間の測定部中央断面速度ベクトル分布

## エロージョンにかかわるシミュレーション

Numerical Simulation on Erosion

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，鈴木正也(suzuki.masaya@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

ジェットエンジン・ガスタービンの損傷要因の一つにエロージョンが挙げられる。エロージョンから機械を守るためには、エロージョンを考慮に入れた設計が必要となる。しかしながら、エロージョンは作動流体・微粒子・材料損傷が連成するマルチフィジックス問題であり、その予測は容易ではない。従って、本研究ではエロージョン予測手法の開発を行う。

### ● 研究の概要

本計算では、二相流をオイラー・ラグランジュ・カップリングで取り扱い、二相流と材料損傷を弱連成解析により連成する計算法をUPACSに導入した。本計算では90度ベンドのエロージョンを対象とし、研究代表者のインハウスコードによる数値解析結果および実験データと比較した。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：6

並列化手法：MPI

計算時間：1週間

利用システム：M

ケース数：1ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度はUPACSへ研究代表者らの開発してきた計算手法を導入し、検証を行った。既存コードは損傷した表面形状を埋め込み境界法のように表現するのに対し、本コードではUPACSとの親和性から格子再構成を行う方法で実装した。こうした方法は格子が破たんし計算を継続できなくなるリスクがあるが、ここではエロージョン量にスムージングを施すことで、安定な解析を実現した。

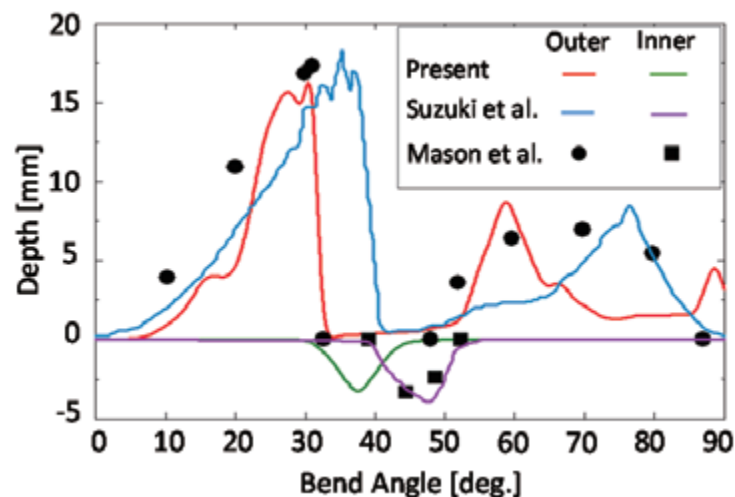


図1 エロージョン位置と深さ

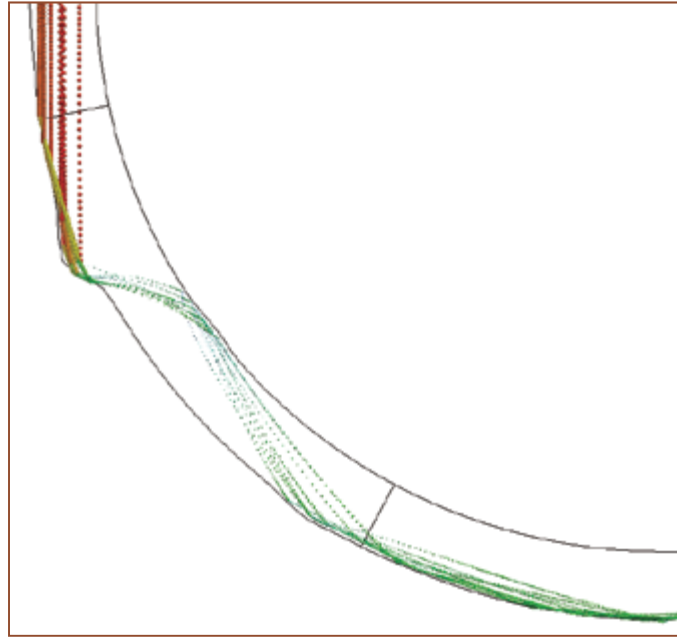


図2 ベンド内の固体粒子挙動

#### ● 研究成果の公表状況

##### 口頭発表

- 1) 畠谷尊明, 鈴木正也, 山本 誠, CFD共通基盤プログラムUPACSを用いたサンドエロージョンの数値計算, 第19回計算工学講演会 (2014年6月発表予定)



## CFD を用いたフライトシミュレータの構築

Construction of flight simulator using the CFD

### ● 研究グループ

研究代表者：東海大学，鈴木雄大(yudais@jaxa.jp)

研究分担者：航空本部 数値解析技術研究グループ，金森正史(kanamori.masasi@jaxa.jp)  
東海大学，高木 郷(got@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

フライトシミュレータは，航空機の空力データを用いる．この空力データは数多くのフライトを行い取得するので，膨大な時間，コストがかかることされている．本研究では，時間，コストを抑えるために，この空力データの取得を CFD 解析で求め，フライトシミュレータへ導入し，フライトシミュレータの構築を目指す．

### ● 研究の概要

空力データの取得を CFD 解析で求め，解析結果を東海大学のフライトシミュレータへ導入し，微小の擾乱を迎角，横滑り角に与え，短周期モード，長周期モード，ダッチロールモードが出ることを確認し，その周期が推算より求めた周期と比較し検証を行った．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：64

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：3時間

利用システム：M

ケース数：—

### ● 今年度の研究成果の概要

図1に迎角6.0deg，横滑り角6.0deg時のCp分布を示す．低い圧力領域が前縁から大きく広がっていることが確認できた．

次に本稿で述べた検証を行った結果を図2に示すより減衰が小さく周期が数秒程度の運動が確認できる．これはダッチロールモードの特徴であり，若干減衰が早い一般的なみられるダッチロールモードのグラフと同様なグラフを示すことが出来ている．図2，推算式よりそれぞれ周期を求め，比較を行った結果，概ね周期が一致したことから，横運動に関するフライトシミュレータの構築は達成されたと言える．

これより当初の目的のフライトシミュレータの構築が達成されたと言える．

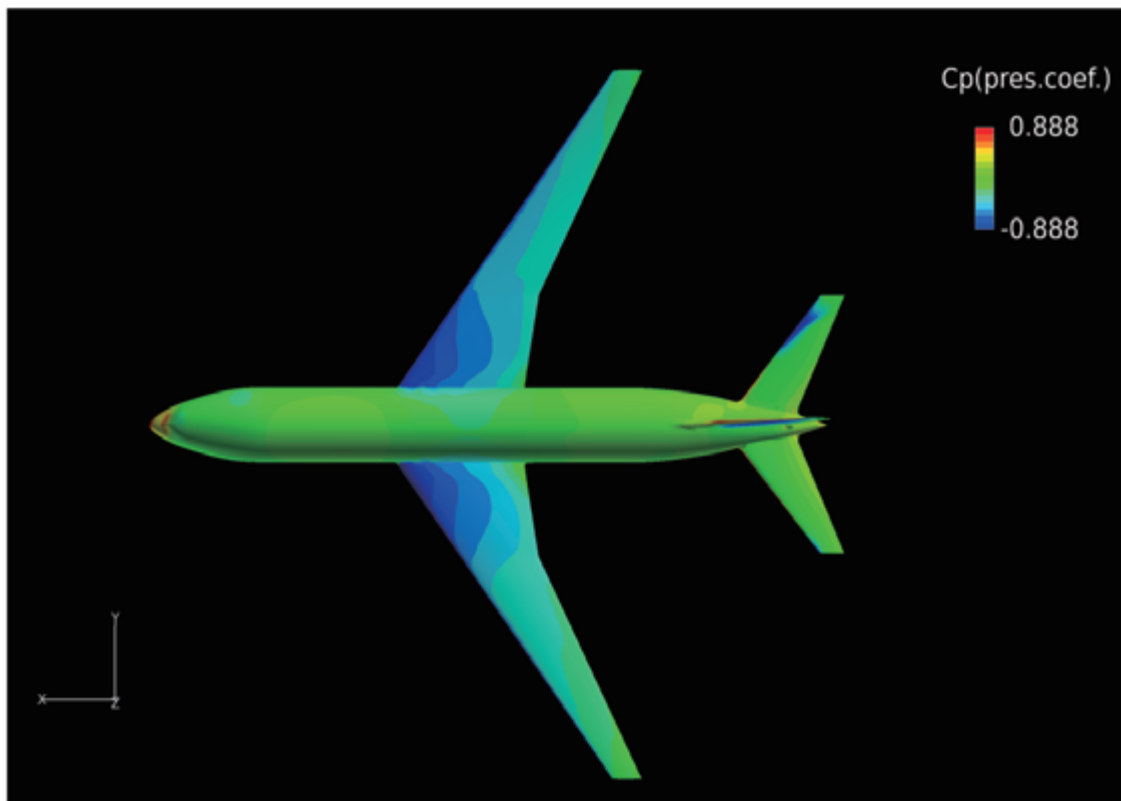


図1 迎角6.0deg, 横滑り角6.0deg時の表面 $C_p$ 分布

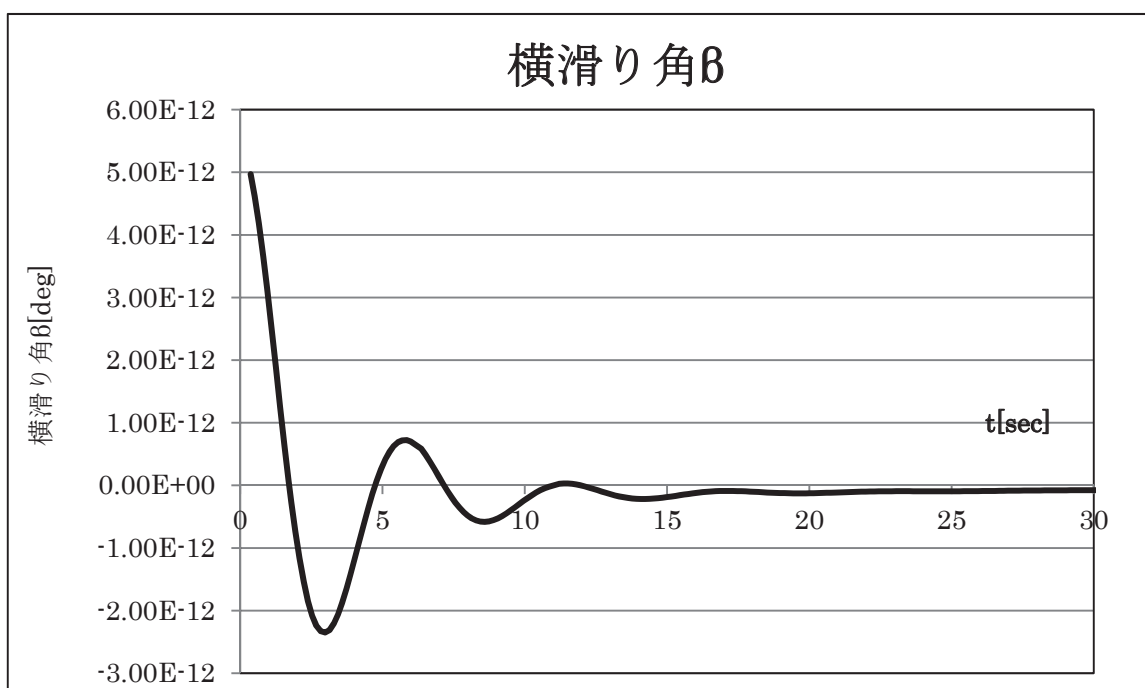


図2 縦運動を固定し微小擾乱を与えた時の横滑り角 $\beta$ の変位

### ● 研究成果の公表状況

#### 口頭発表

- 1) 2013年度東海大学工学部航空宇宙学科卒業研究発表会

## D-SEND#2 のフラッタ解析 2

### Flutter Analysis of D-SEND#2

#### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 構造技術研究グループ，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

D-SENDチームの併任業務として，フラッタ解析を実施した。

##### 代表的計算情報

並列度プロセス数：1

並列化手法：—

計算時間：10sec

利用システム：—

ケース数：20

#### ● 今年度の研究成果の概要

D-SENDプロジェクトの併任業務としてD-SEND#2の飛行試験に即した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。

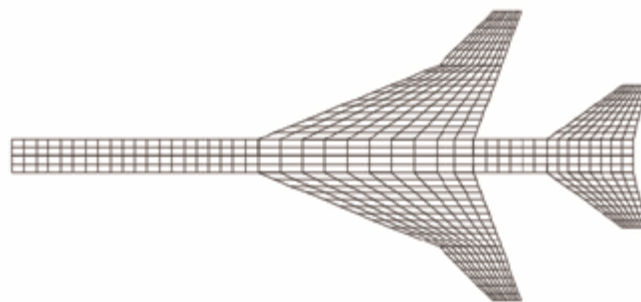


図1 D-SEND#2のフラッタ解析モデル（空力モデル）

## 回転翼航空機周りの流れに関する数値シミュレーション

Numerical Simulation of Flowfield Around Rotorcraft

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 機体システム研究グループ 回転翼機セクション, 田辺安忠(tan@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空本部 機体システム研究グループ 回転翼機セクション,

小曳 昇(kobiki@chofu.jaxa.jp)

杉浦正彦(sugiura.masahiko@jaxa.jp)

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

首都東京大学, 武田 茂(takedacj@chofu.jaxa.jp)

東京理科大学, 大江晴天(Haruohe@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

ヘリコプタの高速化技術及び低騒音化技術の開発にあたり、ロータやプロペラなど種々の回転翼周りの流れ場を把握することが必要であり、その後流と機体の各部分との干渉を精度よく把握することを本シミュレーション計算の目的としている。

### ● 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。

本年度は特に上記計算コードを、回転翼の最適設計や風車周りの流れ場の把握などにも利用した。また、計算コードに種々の乱流モデルの導入と評価を進めた。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：8

並列化手法：MPI+OpenMP

計算時間：240Hr

利用システム：M

ケース数：144

### ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 回転翼設計の最適化をまずはホバリング飛行状態で実施した。
- 2) 回転翼機と地面との干渉流れ場をシミュレーションし、流れ場の様子を把握した。
- 3) アクティブ・デバイスによるBVI騒音低減制御のシミュレーションを行った。
- 4) 水平軸風車の性能予測や後流の変化のシミュレーションを実施した。

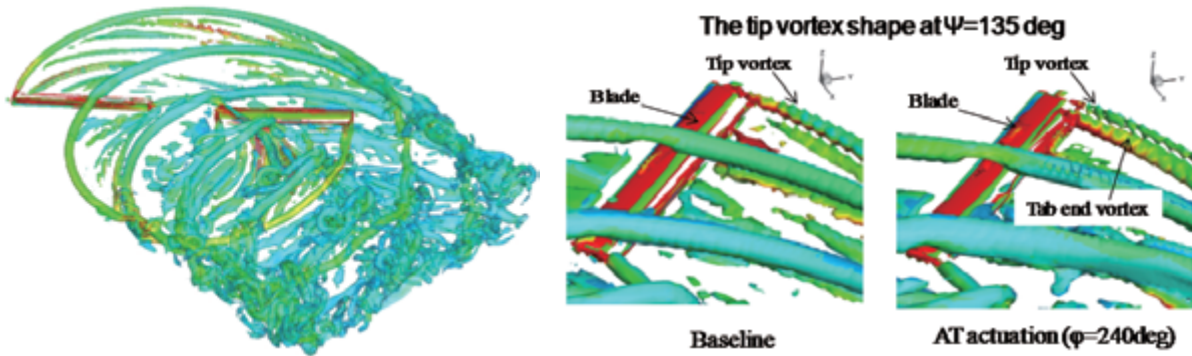


図1 Active Tabの作動によるTab Endからの2次渦のシミュレーション

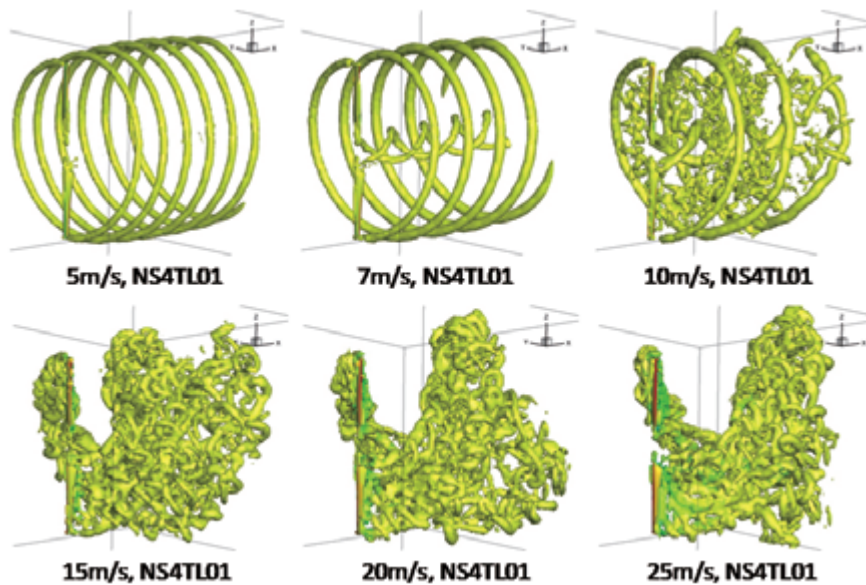


図2 風車の後流のシミュレーション

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe, and Hideaki Sugawara, “Development of a Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Helicopter BVI Noise Prediction”, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., November 2013.
- 2) Masahiro Kanazaki, Keitaroh Ohshio, Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe, and Hideaki Sugawara, “Vortex Dissipation Due to Airfoil-Vortex Interaction”, Journal of Mechanics Engineering and Automation (JMEA), January 2014.

### 査読なし論文

- 3) Sugiura, M., Tanabe, Y., Sugawara, H., “Development of a Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Helicopter BVI Noise Prediction”, The American Helicopter Society International 69th Annual Forum & Technology Display, 2013年5月.
- 4) 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明, “ヘリコプタのBVI騒音予測に向けたCFDと規定後流モデルのハイブリッド手法の改良”, JAXA SP, 2013年7月.
- 5) Kobiki Noboru, “DESIGN AND PERFORMANCE EVALUATION FOR FINALIZED ACTIVE TAB DRIVE MECHANISM INSTALLED IN MACH SCALED MODEL BLADE”, 39th European Rotorcraft Forum, 2013年9月.

- 6) Yasutada Tanabe, Noboru Kobiki, Hideaki Sugawara, “PREDICTION OF NOISE REDUCTION BY AN ACTIVE FLAP OF A MODEL ROTOR”, 39th ERF, 2013年9月.
- 7) Sugiura, M., Tanabe, Y., Sugawara, H., “Improvements to the Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Rotorcraft Aeroacoustics and Aerodynamics Prediction”, The 2nd Asian/Australian Rotorcraft Forum and the 4th International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2013年9月.
- 8) Takeda, S., Sugiura, M., Tanabe, Y., Sugawara, H., Kanazaki, M., Harigae, M., “Evaluation of a Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Rotary Wings in Hover”, The 2nd Asian/Australian Rotorcraft Forum and the 4th International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2013年9月.
- 9) Yasutada Tanabe, Hideaki Sugawara, “BVI Noise Control Through Feedback Based on Pressure Signals on Blade”, The 2nd Asian/Australian Rotorcraft Forum and The 4th International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2013年9月.
- 10) Hideaki Sugawara, Yasutada Tanabe, Noboru Kobiki, “Assessment of BVI Noise Reduction by Active Tab through Numerical Simulation”, The 2nd Asian/Australian Rotorcraft Forum and The 4th International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2013年9月.
- 11) Shigeru Saito, Yasutada Tanabe, Noboru Kobiki, “Overview of the JAXA Helicopter Research Activity”, JAXA-RM-13-012E, 2013年10月.

#### 口頭発表

- 12) 小曳 昇, “JAXA におけるヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術の研究”, 日本ヘリコプタ協会第 37 回定例研究会, 2013 年 3 月.
- 13) 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明, “ヘリコプタのBVI騒音予測に向けたCFDと規定後流モデルのハイブリッド手法の改良”, 第45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 2013, 2013年7月.
- 14) 田辺安忠, 杉浦正彦, 菅原瑛明, “回転翼空力弾性解析コードの風車への適用”, 第45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2013, 2013年7月.
- 15) 武田 茂, 田辺安忠, 杉浦正彦, 張替正敏, 菅原瑛明, “回転翼のホバリング飛行解析へのCFD／規定後流モデルハイブリッド手法の適用”, 第45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2013, 2013年7月.
- 16) Yasutada TANABE, Masahiko SUGIURA, Hideaki SUGAWARA, “Multi-disciplinary Analyses of Rotary Wings in Axial Flows”, APISAT2013, 2013年11月.
- 17) 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明, “CFD／規定後流モデル・ハイブリッド手法のアクティブ・フラップおよび軸流への応用”, 第51回飛行機シンポジウム, 2013年11月.
- 18) 武田 茂, 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明, 金崎雅博, 張替正敏, “ヘリコプタ・ロータ・ブレードの翼端の振り下げ分布がホバリング性能に与える影響”, 第51回飛行機シンポジウム 2013年11月.
- 19) 大江晴天, 田辺安忠, 青山剛史, 山本 誠, 松尾裕一, “回転翼機用CFD解析コードの風車への適用と検証”, 第27 回数値流体力学シンポジウム, 2013年12月.

## LPC 全周全段非定常流れ解析

Unsteady full annulus CFD analysis for LPC

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部推進システム研究グループ，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)  
研究分担者：株式会社IHI，榎 友謹(tomonori\_enoki@ihi.co.jp)  
株式会社IHI，室岡 武(takeshi\_murooka@ihi.co.jp)

### ● 計算の目的

現在国際共同開発が行われている Geared Turbo Fan エンジンには、LPC の上流に従来機種にはないギアを支えるためのフレームが存在する。LPC 性能評価のためには LPC 出口状態量を正確に予測する必要があるが、フレーム表面は 3 次元的な温度分布を持つため、フレーム表面温度を考慮したフレーム+LPC 翼列の全周全段非定常解析が必要となる。

### ● 研究の概要

フレームおよびLPC翼列を含む全周全段非定常解析（伝熱・空力連成解析）を実施し、LPC性能を評価する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：500

並列化手法：MPI

計算時間：約 6 週間

利用システム：M

ケース数：4 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

フレームおよびLPC翼列を含む全周全段解析モデル（格子点数：約6億点）を作成、非定常解析を実施して瞬時場の収束解を得た。今後、時間平均処理を施した流れ場でLPC性能評価を行う。

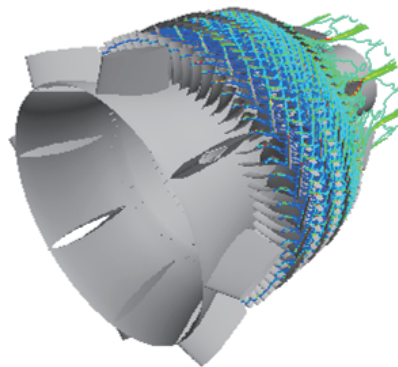


図1 フレーム+LPC全周モデル（格子点数：約6億点）

## 極超音速エンジン内部流および周囲流に関する研究

Study on Hypersonic Engine Internal Flow and External Flow

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，本郷素行(hongoh@chofu.jaxa.jp)

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

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

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

早稲田大学，東野 嵩(exalance@akane.waseda.jp)

### ● 計算の目的

マッハ5で飛行する極超音速実験機や，サブオービタル宇宙機の様々な形状における空力性能を評価するために，数値計算を用いた．また，極超音速実験機の機体形状を変更した時のエンジンインテーク性能に与える影響を検討するために数値計算を用いた．

### ● 研究の概要

極超音速実験機はマッハ5で飛行する機体とエンジンの実証を目的とした全長5m級の試験機体を基に，ウェーブライダー形状や，観測ロケットに収納できるよう小型化した全長1.2mの極超音速統合実験機の形状を変更した際の空力性能を評価した．

サブオービタル宇宙機は全長12m程度の大きさであり，胴体先端形状を変更した際の空力性能に与える影響について評価した．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—

並列化手法：—

計算時間：4500

利用システム：M

ケース数：12

### ● 今年度の研究成果の概要

極超音速統合実験機の機体厚み，幅，長さを変更することにより空力性能やエンジンに与える影響を確認した．

サブオービタル宇宙機の先端形状を改良することで揚力抗力の改善につながることを確認した．



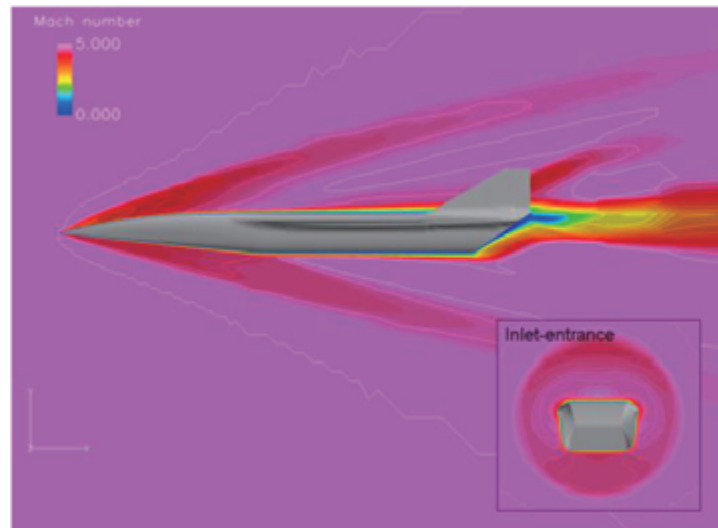


図1 極超音速統合実験機のマッハ数分布

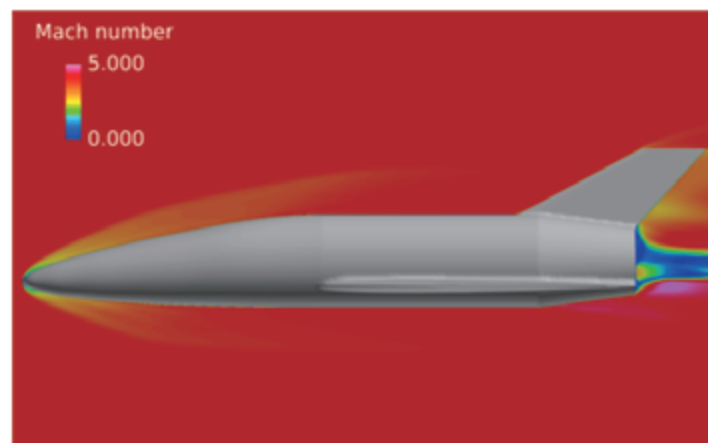


図2 サブオービタル宇宙機改良形状マッハ数分布

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) AJCPP2014, Numerical Analysis of Interaction between Airframe and Engine for Hypersonic Aircraft, 富岡 俊
- 2) 第22回交通・物流部門大会(TARNSLOG2013), 全機形状数値計算によるサブオービタル宇宙機の先頭形状に関する検討, 前島陽平
- 3) 第27回数値流体シンポジウム, ウェーブライダー形状を適用した極超音速実験機の空力性能評価, 入貝優介

## 極超音速エンジン内部流および周囲流に関する研究

Research about internal and ambient flow of hypersonic engine

### ● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン研究センター研修生，  
前島陽平(toki.waseda@toki.waseda.jp)  
研究分担者：研究開発本部 ジェットエンジン研究センター研修生，  
富岡 俊(tw21oa09ms09ie80@toki.waseda.jp)

### ● 計算の目的

現在検討を進めている極超音速エンジンを搭載するための極超音速旅客機の研究に先立ち、サブオービタル宇宙機に関する研究を進めており、その機体形状に関する空力性能の取得のため、極超音速と低速の2ケースにおいて空力性能評価を行い、その性能を取得した。この性能を取得することによって、機体形状における問題点を検討し、将来のサブオービタル宇宙機の実用化に向けた形状改良を行っていくことを目的としている。

### ● 研究の概要

現在諸外国において、サブオービタル宇宙機の検討が進められている。サブオービタル宇宙機は最高高度 100km 程度の弾道飛行を行う、無重力実験および宇宙観光のための機体である。低コストで宇宙飛行が可能のため、主にアメリカなどで研究が盛んに行われている。そこで日本でもサブオービタル宇宙機の事業化に向けた検討を行うこととなった。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—	並列化手法：—
計算時間：4500 秒×20 回	利用システム：M
ケース数：5 ケース	

### ● 今年度の研究成果の概要

現在サブオービタル宇宙機の機体形状に関して、現在はベースとなる形状の基本空力性能評価を行っている段階であり、極超音速における性能評価を行った。特に宇宙から地球に帰還する際に迎角が40度に達するため、40度における性能評価を重視してマッハ数分布や圧力分布などを比較した。

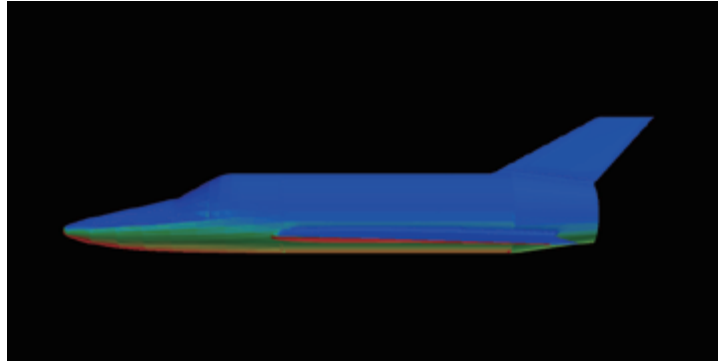


図1 迎角40度での機体表面圧力分布 (M=4.0)

● **研究成果の公表状況**

口頭発表

- 1) 所内での極超音速報告会にて発表

## 小型航空機エンジン用燃焼器内部流の解析

Flowfield Analysis inside Combustors for Small Air Craft Engine

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，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内の流れ場を高精度で予測できる非燃焼解析コードの開発。

### ● 研究の概要

航空エンジン用燃焼器においては、燃料ノズル及び燃焼器ライナ空気孔からの流量配分が性能を左右する。そのため、燃焼器内の流れ場を把握し、燃料ノズルやライナ上の空気孔、冷却孔からの流量配分を予測することが重要となっている。本研究では実機燃焼器の形状を出来るだけ忠実に再現した非燃焼流れ解析を行って燃焼器内の流れ場を再現し、空気量配分などの空力性能を高精度で予測できる燃焼器解析手法を構築する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：64PE

並列化手法：VISIMPACT, MPI

計算時間：50 時間

利用システム：M

ケース数：5 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、予混合2段燃焼シングルセクタ燃焼器について、副燃料ノズルのスワーラの旋回角の違いにより、副燃料ノズルからの流入空気の流れがどのように変わるかを解析した。数種類のノズル形状に対して行った計算の1例を図1に示すが、到達距離などに変化が見られる。今後、これらのデータを燃焼器の開発に活用していく予定である。

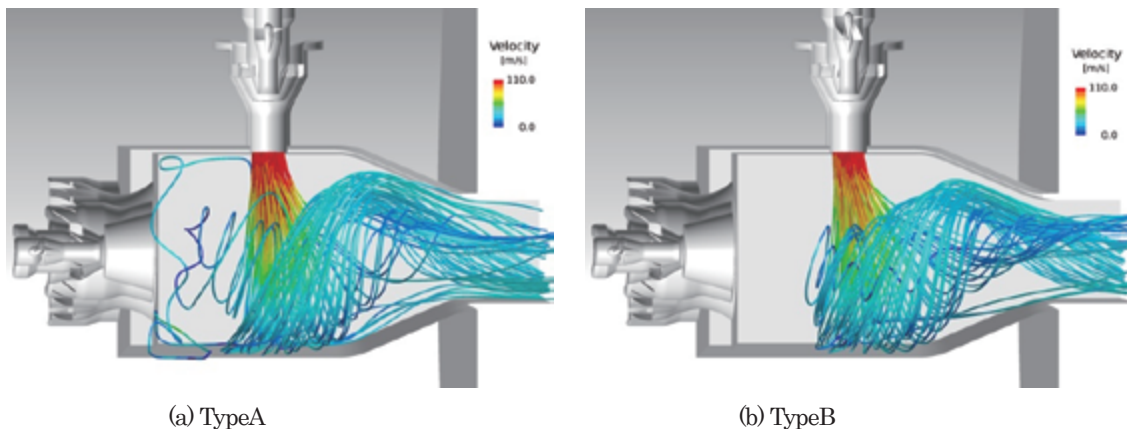


図1 副燃焼ノズルのスワーラ旋回角の違いによる流れ場の変化

## 非定常 RANS 解析と固体熱伝導カップリング手法による流体・熱伝導連成解析

A Method for Conjugate Heat Transfer with Unsteady RANS Simulation

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，山根 敬(yamane.takashi@jaxa.jp)

研究分担者：東京農工大学大学院，田中雄飛

### ● 計算の目的

タービン翼の温度分布予測の精度を改善するため，流れの非定常現象の影響を流体・熱伝導連成数値解析に反映させる。

### ● 研究の概要

タービンの CFD では，乱流モデルでは解決できない非定常性の強い流れ場での熱伝達予測精度の改善が課題であるが，流体・熱伝導連成解析では圧縮流解析と固体熱伝導解析の時間スケールが桁のオーダーで異なるため，非定常流体と固体熱伝導のカップリングが必要である。この研究では，非定常 RANS 解析を時間方向にスムージングして固体熱伝導と接続する手法を開発し，その効果を検証している。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：17

並列化手法：VISIMPACT, MPI

計算時間：250 時間

利用システム：M

ケース数：4

### ● 今年度の研究成果の概要

タービン翼内部冷却に使われるピンフィン列の連成解析に URANS+時間スムージングによる連成解析手法を適用した。計算対象は直立ピンと傾斜ピンの 2 つで，ピン下流の流れ場の非定常性は直立ピンの方が強い。図 1 は定常 RANS，図 2 は本研究による URANS による結果で，いずれも固体表面温度分布である。直立ピンは URANS による結果の方がピン周りの熱伝達が大きくなった結果，表面温度が定常 RANS よりも下がる（良く冷却される）結果となった。一方，傾斜ピンではピン下流側で傾斜面に沿った流れが支配的でカルマン渦の発生が弱いことから，定常 RANS と URANS の違いはほとんど見られない。

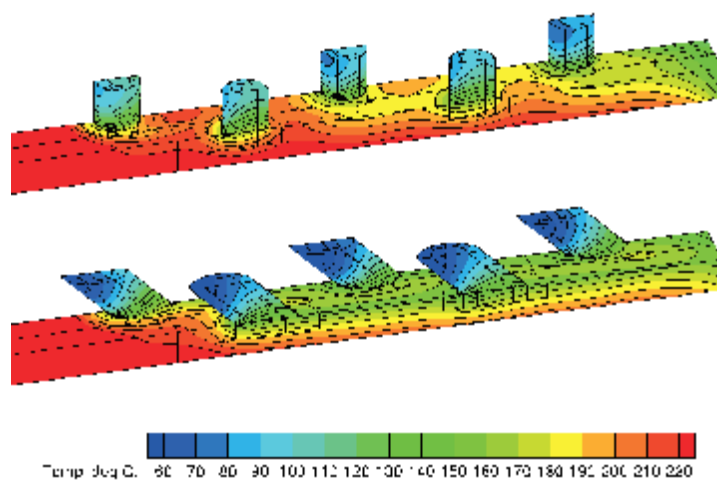


図1 定常RANSによる連成解析結果（固体部表面温度）  
（上：直立ピン，下：傾斜ピン）

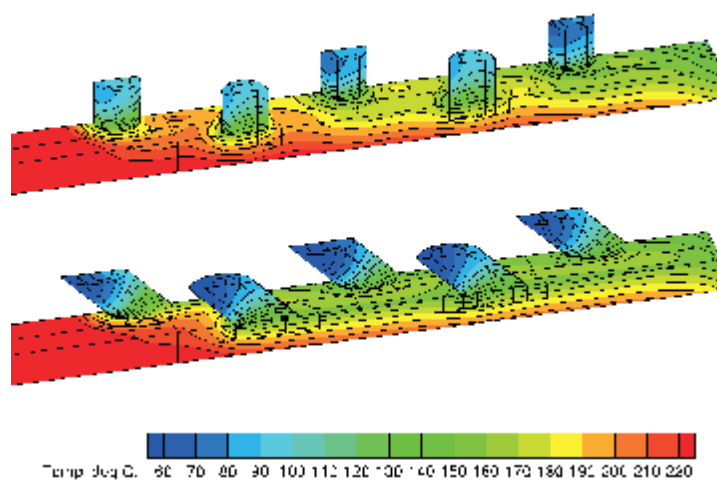


図2 URANSによる連成解析結果（固体部表面温度）  
（上：直立ピン，下：傾斜ピン）

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Yamane, T., Tanaka, Y., "A Method for Conjugate Heat Transfer with Unsteady RANS Simulation", Proceedings for ASME Turbo Expo 2014, GT2014-25582

## 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：航空本部 機体システム研究グループ，山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)

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

伊藤 靖(ito.yasushi@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) 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
- (2) 風洞試験事前検討・設計解析
- (3) 航空機スラット騒音低減デバイス設計指針抽出
- (4) 航空機高揚力装置周り CFD 解析技術開発と検証

### ● 研究の概要

#### (1) 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

オフデザイン高速飛行時に問題となりうる衝撃波剥離を抑えるための小型空力デバイスであるボルテックスジェネレータ (VG) は、これまで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、リスクが高かった。そこで、三次元風洞試験及び数値解析により、VGの設計知見抽出および評価・設計手法を確立し、VG設計手法の高度化を行う。

#### (2) 風洞試験事前検討・設計解析

三要素翼型騒音計測低速風洞試験を実施するにあたり、その模型設計やスラットやフラップの支持方法による流れへの影響などの事前検討解析を行う。

#### (3) 航空機スラット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スラット騒音低減のために、騒音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によりスラット周りの流れ場のデータを取得する。

#### (4) 航空機高揚力装置周りCFD解析技術開発と検証

航空機高揚力装置周りCFD解析技術の開発・検証の一環として、航空機メーカー、研究機関、CFDソフト会社が多数参加するAIAA主催の国際CFDワークショップの課題を計算し、解析結果の比較を行うことにより、現状課題を把握し、今後の改善点と方向性を探る。

## ● 今年度の研究成果の概要

### (1) 航空機高速オプデザイン特性改善デバイスの設計手法高度化

昨年度、準二次元解析で検証した解析技術を三次元解析で用い、風洞試験との比較を行った。格子生成が容易で設計に利用しやすい非構造格子法でも、小さなVG周囲に歪みが少ない六面体要素を十分配置できるように工夫をすれば、精度良く評価できそうなことが分かりつつある。

### (2) 風洞試験事前検討・設計解析

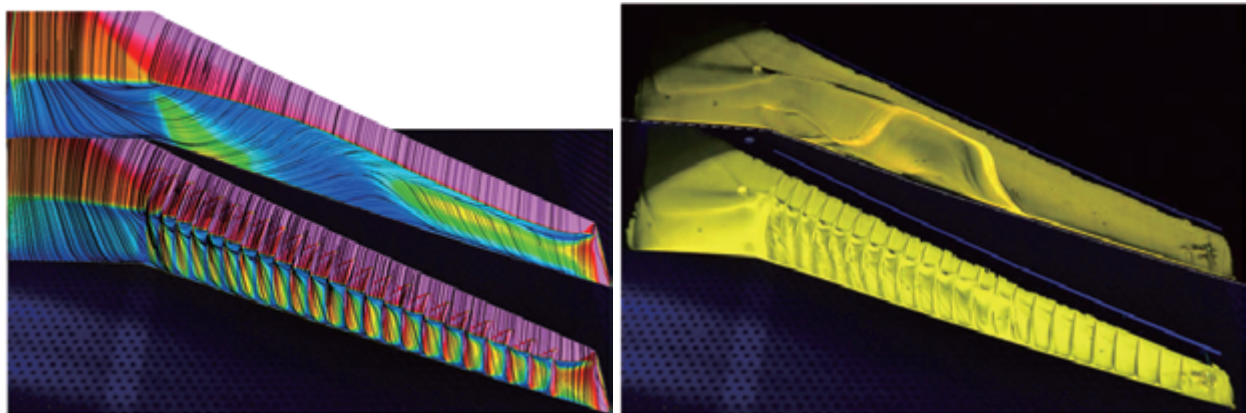
CFD解析により、スラット支持金具の流れ場への影響が分かり、よりよい支持金具形状を選ぶことができた。また、模型静圧孔位置を決める際の指針を得た。これらの情報を元に、模型を作成することができた。

### (3) 航空機スラット騒音低減デバイス設計指針抽出

スラット カスプ部での部品形状変化に対する流れ場の変化を示し、低騒音化が図られると思われる形状をいくつか選択することができ、風洞試験に向けての設計指針とすることができた。

### (4) 航空機高揚力装置周りCFD解析技術開発と検証

航空機空力解析に用いられる代表的な乱流モデルであるSA乱流モデルとSST乱流モデルを用いて格子収束性を調べ、乱流モデルによる空力特性予測の違いを明らかにした。また、上記乱流モデルに対して応力の非等方性効果を組み合わせて高速飛行時の翼胴接合部の剥離予測を改善し、非設計点における空力特性予測精度を向上させるQCRモデルも評価し、QCRモデルが低速高揚力時の空力特性・剥離予測に及ぼす影響を明らかにした。



(a) CFD 表面 oil flow と摩擦係数分布

(b) 風洞試験 oil flow

図1 VGなし（各小図の上）、VG付き（下）でのNASA CRM主翼上面流れの比較: VGを搭載したことにより主翼正面の剥離が抑えられ、またCFD解析結果と風洞試験結果は定性的によく一致していることが分かる。

### 代表的計算情報

並列度プロセス数：200

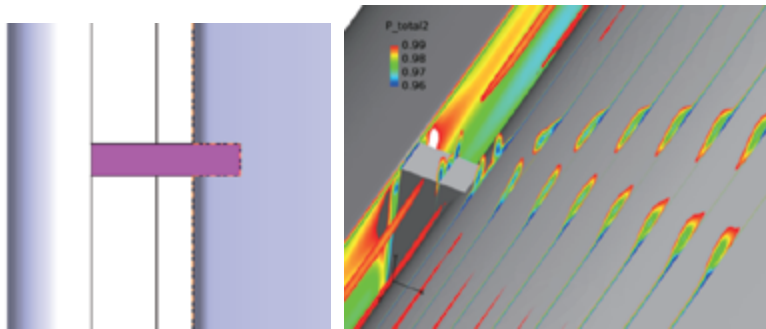
並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

計算時間：平均約 20 時間

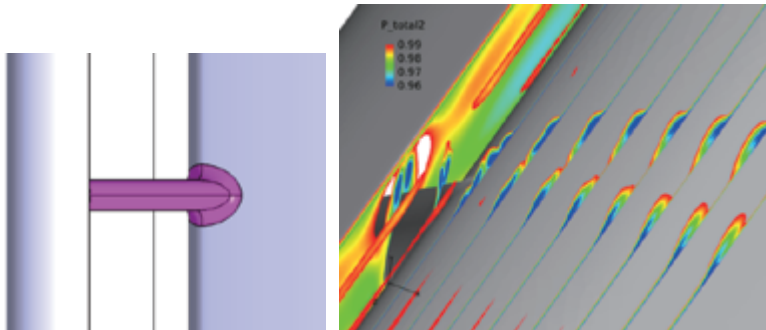
利用システム：M

ケース数：36





(a) 角張った支持金具



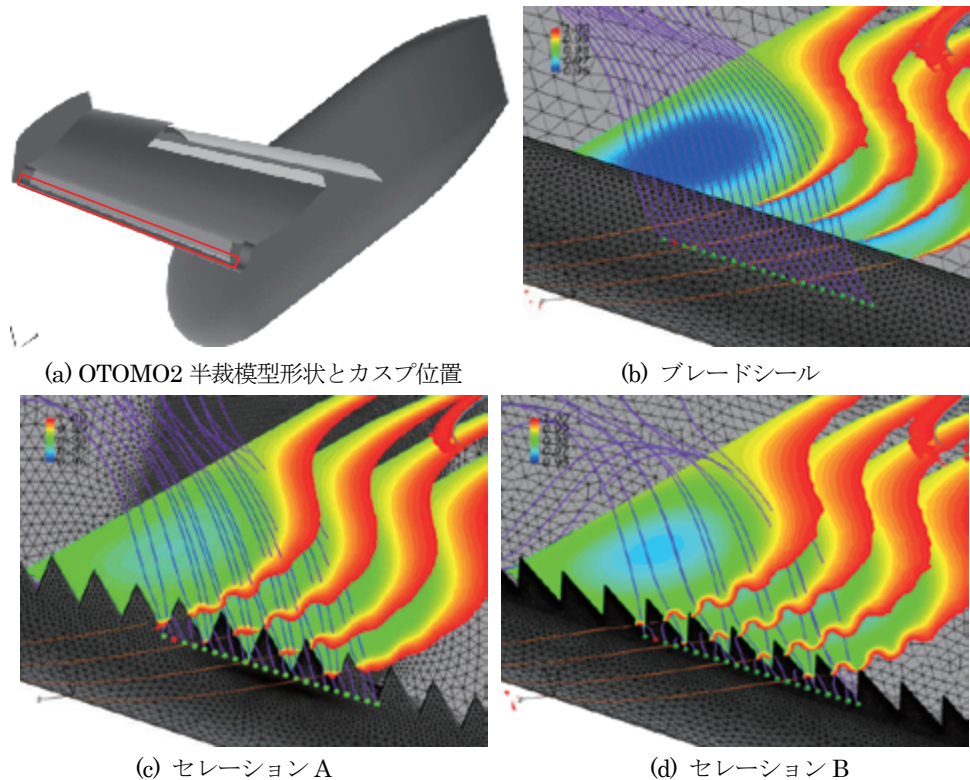
(b) 流線型にした支持金具

図2 三要素翼型 30P30N のスラット支持金具形状を変化させた際の流れ場への影響評価例: 可視化図は断面での全圧分布

代表的計算情報

並列度プロセス数: 80  
 計算時間: 平均約 13 時間  
 ケース数:  
 6 形状×4 迎角=24 ケース

並列化手法:  
 VISIMPACT, MPI, OpenMP  
 利用システム: M



(a) OTOMO2 半裁模型形状とカスプ位置

(b) ブレードシール

(c) セレクション A

(d) セレクション B

図3 スラット カスプ形状の違いによる流れ場への影響評価例: 可視化図は流線と断面での全圧分布

代表的計算情報

並列度プロセス数: 64  
 計算時間: 平均約 11 時間  
 ケース数: 16

並列化手法: VISIMPACT, MPI, OpenMP  
 利用システム: M

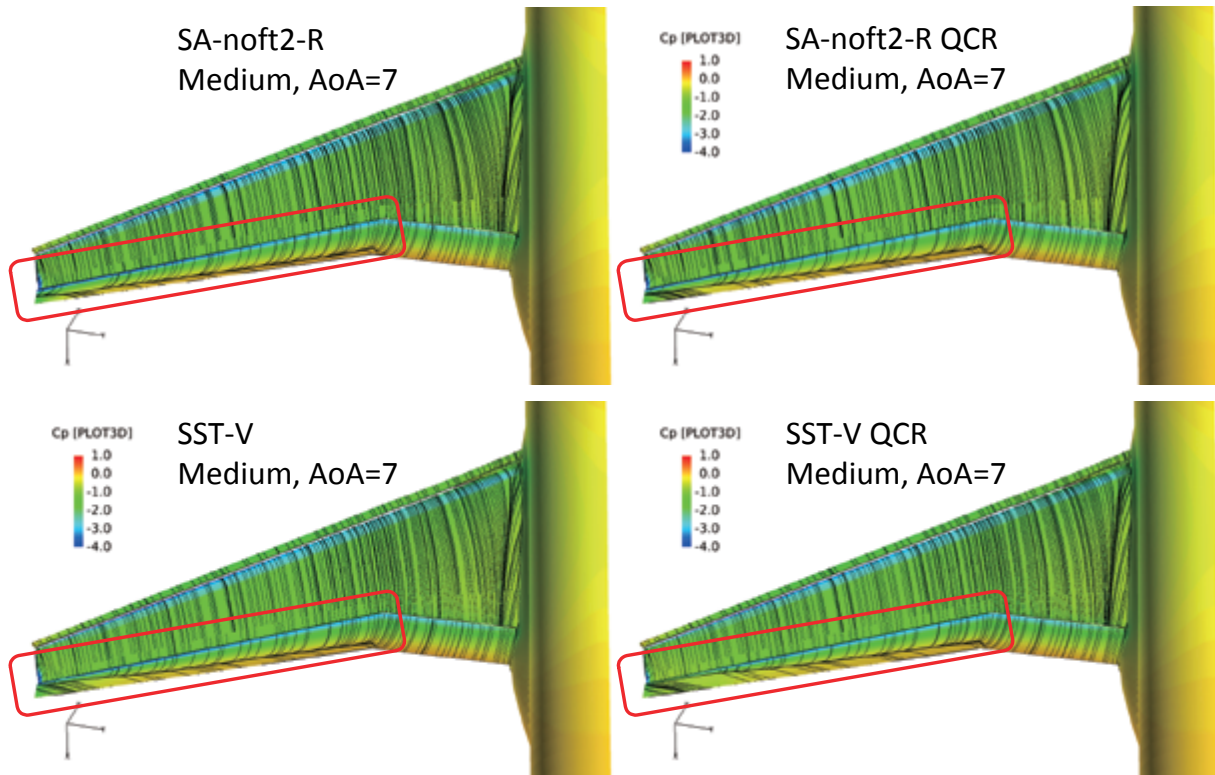


図4 HiLiftPW-2の結果からDLR-F11高揚力形態の $C_p$ 分布: 乱流モデルの違い (SA乱流モデルまたはSST乱流モデル), またQCRモデルの有無による解析結果の比較

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数 : 92  
 計算時間 : 平均約 50 時間  
 ケース数 : 40

並列化手法 : VISIMPACT, MPI, OpenMP  
 利用システム : M

#### ● 研究成果の公表状況

##### 査読付論文

- 1) 小池俊輔, 伊藤 靖, 楠瀬一洋, 中島 務, 佐藤 衛, 神田 宏, 村山光宏, 中北和之, 山本一臣, “遷音速二次元翼に対するVortex Generator効果,” JAXA研究開発報告 (査読中)

##### 査読なし論文

- 2) Ito, Y., Murayama, M. and Yamamoto, K., “Efficient and Accurate Evaluation of Aircraft in Different Configurations with Automatic Local Remeshing,” 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA Paper 2013-2711, San Diego, CA, June 2013, DOI: 10.2514/6.2013-2711.

##### 口頭発表

- 3) Murayama, M., Yamamoto, K., Ito, Y., Hirai, R. and Tanaka, K., “JAXA Contribution to HiLiftPW-2 using UPACS,” 2nd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (HiLiftPW-2), San Diego, CA, June 2013.

## 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 航空本部 機体システム研究グループ，山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)

研究分担者：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，中山裕貴

首都大学東京 システムデザイン学部 システムデザイン学科，遠藤暢頭

首都大学東京 システムデザイン学部 システムデザイン学科，土屋陽祐

首都大学東京 システムデザイン学部 システムデザイン学科，四宮 隆

JAXA 航空本部 機体システム研究グループ 村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)

#### ● 計算の目的

将来型航空輸送機においては、抵抗や騒音の低減、居住性の向上が必要である。胴体上方にエンジンを搭載した翼胴融合旅客機のような新しい形態の機体が提案されてきているが、その成立性を検討する上ではエンジン統合形態を高詳細にシミュレートしたうえで、適切な最適設計解を導出する必要がある。

そこで、本申請研究においては、(1)小型翼胴融合旅客機のエンジン吸排気の模擬によるエアフレーム最適性への影響検証、及びエンジン統合時における実際の機体設計、(2)抵抗低減翼端デバイス設計、(3)低騒音化スラット設計に関する研究を行った。

#### ● 研究の概要

- (1) 機体-エンジン統合問題において、従来型の機体においても周辺流れに影響を及ぼす吸排気シミュレーションの斟酌は重要であるが、特に翼胴融合機において胴体上方にマウントされるエンジンは上面の境界層の吸い込みによる影響などを詳細に調べる必要がある。本研究においては、将来型の高バイパス比エンジンを想定してエンジン吸排気シミュレーションを行い、エンジン-機体統合設計を行う。
- (2) 誘導抵抗を低減させる翼端デバイスに関して、様々なデバイスコンセプトの流れ場を調べて、デバイス設計・最適化に向けての基本的な知識の獲得を行う。
- (3) 着陸時機体騒音の主騒音源の一つである前縁高揚力装置スラットに関して、離着陸時の空力性能と低騒音化を両立する低騒音スラットのコンセプト探索・最適化の研究開発を行う。今年度は RANS による最適化と LES により基本的な流れ場特性把握に関する研究を行う。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：100PE

並列化手法：MPI, OpenM

計算時間：15hours/case

利用システム：M

ケース数：100

## ● 今年度の研究成果の概要

- (1) 翼胴融合機のエンジンエアフレーム統合問題に取り組んだ結果、フロースルーナセルによる設計検討は不十分であり、吸気の影響を考慮した胴体後縁部分の設計が重要であること(図1-2)が分かった。
- (2) 様々なデバイスコンセプトの得失、基本的な流れ場特性を把握した。
- (3) RANSによる低騒音スラット2次元形状・配置最適化を行うと共に、LESによる詳細非定常計算による基本的な流れ場特性を把握した。

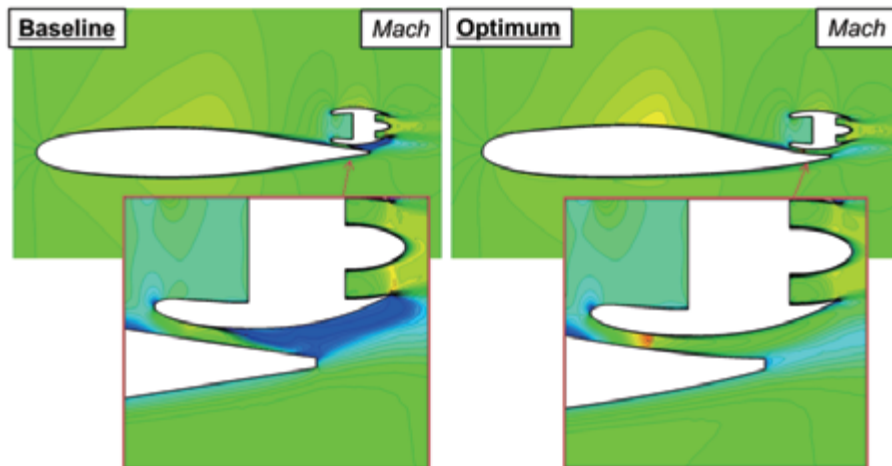


図1 翼胴融合機エンジン上方マウントに際しての設計結果と流れ場

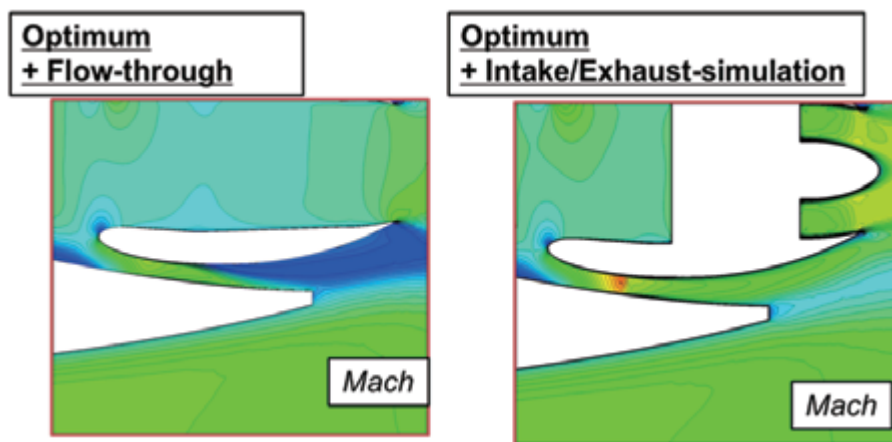


図2 最適化結果(エンジン吸排気シミュレーションあり)に対するフロースルーナセルの適用

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 中山裕貴, 金崎雅博, 福山佳孝, 村山光宏, 山本一臣, “CFDを用いた翼胴融合機エンジンインテグレーションにおける吸排気干渉の検証,” 第45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2013, 東京, 2013年7月.
- 2) 遠藤暢顕, 中山裕貴, 金崎雅博, 福山佳孝, 村山光宏, 山本一臣, “CFDを用いた遷音速旅客機エンジン吸排気シミュレーションとエンジン-エアフレーム干渉に関する研究,” 第45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2013, 東京, 2013年7月.
- 3) Yuuki Nakayama, Masahiro Kanazaki, Yoshitaka Fukuyama, Mitsuhiro Murayama, and Kazuomi Yamamoto, “Design of Novel Wing Body Considering Intake/Exhaust Effects,” 2013

## 近未来高翼形態航空機の空力最適化

Aerodynamic Optimization of Near-Future High-Wing Aircraft

### ● 研究グループ

研究代表者：JAXA 航空本部 機体システム研究グループ，山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)

研究分担者：東北大学 流体科学研究所 流体融合研究センター，

三坂孝志(misaka@edge.ifs.tohoku.ac.jp)

東北大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻，橋本成泰(hashimoto@ad.mech.tohoku.ac.jp)

### ● 計算の目的

計算の目的は、高翼形態の主翼および胴体形状の最適化を実施し、高翼形態に適した主翼・胴体形状を探索することである。また、高翼形態の設計情報を明確化するため、段階的に設計範囲を拡大し、3段階の最適化を実施した。

### ● 研究の概要

本研究では、高翼形態航空機の最適設計を行い、その空力性能および設計知識を明らかにすることを目的としている。従来の低翼形態航空機では達成できない、大幅な燃費改善可能な大型の超高バイパス比エンジンの搭載を想定し、高翼形態航空機を研究対象としているが、この高翼形態航空機に対しては、実験や数値解析に基づき研究がなされた文献がなく、その空力性能や設計知識に関しては未だに解明されていない、という背景がある。そこで、この研究課題に対して、高翼形態の空力的特徴に着目しつつ、それを十分に活かすことを目的とした最適設計を実施した。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：32

並列化手法：MPI

計算時間：8時間

利用システム：M

ケース数：150

### ● 今年度の研究成果の概要

高翼形態において高揚力を発生しつつも、そのL/Dを改善するには、胴体形状には、その上面に大きな膨らみを伴わずに主翼上面の流れの加速を活かした胴体形状の設計が求められ、また主翼形状には大きなキャンバーを持ち、小さな前縁半径が求められることが分かった。最終的に探索された高翼形態の主翼・胴体形状は、比較対象とするDLR-F6と同程度のL/Dを維持しつつ、約1.5倍もの高い揚力係数を達成する形状が得られた。高翼形態の揚力発生メカニズムを利用することにより、低翼形態と比較して、同程度の揚抗比を維持しつつ大きな揚力係数を得ることができ、さらには燃費に優れた超高バイパス比エンジンを搭載可能な設計が可能であるといえる。



## 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：航空本部 機体システム研究グループ, 山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)  
 研究分担者：三菱重工業株式会社, 竹中啓三(keizoo\_takenaka@mhi.co.jp)  
 三菱航空機株式会社, 畑中圭太(keita\_hatanaka@mitsubishiaircraft.com)

### ● 計算の目的

民間機が遷音速領域で飛行する場合、主翼上面に強い衝撃波が生成され、それに伴って主翼上面の気流が剥離する。その現象を抑制する為に主翼上面に設置される Vortex Generator の空力特性改善効果を評価する。

### ● 研究の概要

CFD解析を用いてVortex Generatorの空力特性改善効果を評価する事で、Vortex Generatorの設計及び性能検証に必要な知見を獲得する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：100CPU 400Core 使用 並列化手法：VISIMPACT  
 計算時間：24 時間/ケース 利用システム：M システム  
 ケース数：105 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

昨年度は後退角を持たない主翼形状を用いた際のVortex Generator性能評価手法の構築及びVortex Generator形状変更感度評価を実施。今年度はそれらの成果を一般的な航空機の主翼である後退角を持つ主翼形状におけるVortex Generatorに対応できるよう拡張した。昨年度成果で得たVortex Generator形状感度評価結果を基に後退角を持つ主翼上のVortex Generator形状を定義し、性能評価を実施した。

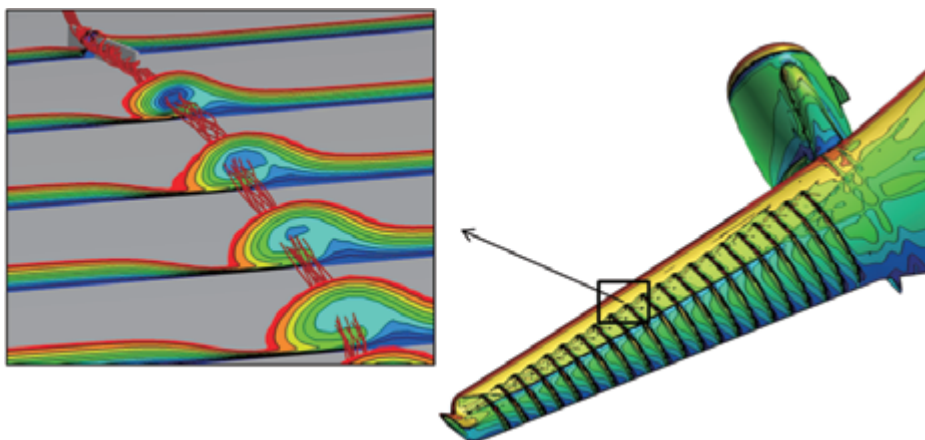


図1 後退角を持つ主翼形状上に設置されたVortex Generatorから発生する渦

## 液体燃料一次微粒化モデルの研究

Research on Primary Atomization Model of Liquid Fuel

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，山本 武(yamamoto.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：株式会社 数値フローデザイン，飯野 淳(jiino@nufd.jp)

株式会社 数値フローデザイン，張 会来(zhang@nufd.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 数値フローデザイン，西家隆行(nishiie@nufd.jp)

### ● 計算の目的

燃料が液体であるガスタービン燃焼器等の数値解析では，燃料粒径分布や噴出速度を仮定し，境界条件として与えることが一般的に行われている．しかし，グリーンエンジンで研究開発を行っている燃料ノズルでは，液柱液膜複合型気流微粒化法を用いているため，上記境界条件の設定によって計算される結果は，燃焼状態が実際の場と大きく異なる可能性がある．そのため，CFDに燃料の一次微粒化過程を取り込むことが必要であり，モデルの研究を行う．

### ● 研究の概要

液体燃料の一次微粒化過程を計算するためVOF法を採用した．まず，2種のスキームを用いて液柱解析による計算を行い，スキームの選定をおこなった．選定したスキームを用いて実燃料ノズル形状での解析を実施し，実験データとの比較を行った．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：128node

並列化手法：MPI, VISIMPACT

計算時間：240 時間

利用システム：M

ケース数：3

### ● 今年度の研究成果の概要

燃料ノズルの計算結果は実験データを定性的に再現している．また，液柱から分裂した液滴がフィルムに当たり液膜化する現象も再現できている．計算格子の修正をさらに実施することにより，より実験結果に近づくものと予測する．

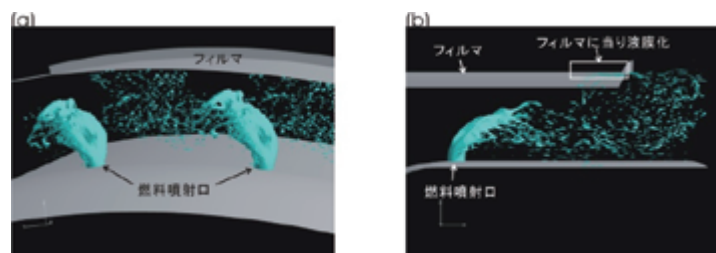


図1 VOF法における体積率が0.5の等値面図 (a)斜め前方より可視化 (b)側方より可視



## 希薄予混合燃焼器の排出物に及ぼすライナ空気の影響

Effects of Air Jets through Combustor Liner Holes on Emissions of Lean Staged Combustor

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，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.jaza.jp)

株式会社 数値フローデザイン，飯野 淳(jiino@nufd.jp)

航空本部 推進システム研究グループ，黒澤要治(kuro@chofu.jaxa.jp)

航空本部 推進システム研究グループ，山田秀志(yamasyu@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

航空機エンジン燃焼器には広い燃焼器条件範囲で安定して作動することが要求されるため，希薄予混合燃焼器であっても，エンジンの低出力条件においては非予混合燃焼を用いるパイロットバーナーのみを使用する．本計算はパイロットバーナーのみを用いる条件において，ライナ空気がエミッションに及ぼす影響について調査を行うことを目的とする．

### ● 研究の概要

希薄予混合燃料ノズルと4形態の燃焼器ライナを組み合わせ，NuFD社のFrontFlow/Red（商用コード）を用いて，噴霧燃焼を含むLESを実施した．乱流モデルは標準スマゴリンスキーモデル，燃焼モデルはアレニウス型10ステップ化学反応を用いた．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：128 プロセス

並列化手法：VISIMPACT, MPI

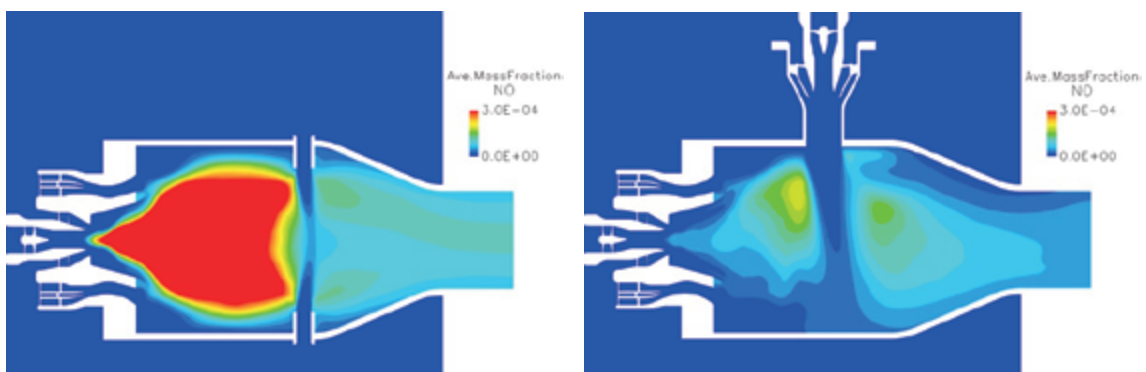
計算時間：600 時間

利用システム：M

ケース数：4 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

数値解析で得たNO<sub>x</sub> 排出指数は実験値の57%~96%と小さくなる傾向にあるが，エミッション制御ノズルを持つライナのNO<sub>x</sub> 排出指数が最も小さくなることは実験と一致した．



(a) 上下各3個の希釈空気孔を持つライナ

(b) エミッション制御ノズルを持つライナ

図1 計算された燃焼器内時間平均NO濃度分布の例

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Yamamoto, T., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., Nakamura, N.: Effects of Air Jets through Combustor Liner Holes on Emissions of Lean Staged Combustor, Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, GT2014-25871.

口頭発表

- 2) 上記論文をASME Turbo Expo 2014 (2014年6月16-20日) にて発表予定

## 平面液膜式気流微粒化ノズルの微粒化特性に関する数値解析

Airblast spray characteristics of planar liquid films in longitudinal gas-phase shear layers by CFD

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 推進システム研究グループ，山本 武(yamamoto.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：法政大学院 理工学研究科 機械工学専攻，

首藤智太郎(tomotaro.syutou.4v@stu.hosei.ac.jp)

航空本部 推進システム研究グループ，松浦一哲(matsuura.kazuaki@jaxa.jp)

株式会社 数値フローデザイン，飯野 淳(jiino@nufd.jp)

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

### ● 計算の目的

JAXA 内での研究に用いられている平面液膜式気流微粒化ノズルの気相の迎角及び雰囲気圧力が液相に与える影響を調査する。

### ● 研究の概要

気相の迎角が違う二種類(0,45deg)の条件で，それぞれの大気圧時，高圧時でのノズル内部から出口付近における微小領域での噴霧の状態をVOF法によって調べた。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：50

並列化手法：XPF, VISIMPACT

計算時間：2,500,000 s

利用システム：M

ケース数：4

### ● 今年度の研究成果の概要

計算領域をノズル内部にまで広げたことで，実験で観測された噴霧の間欠性を確認した。また，大気圧時と高圧時では液相下流に生じる逆流の押し込みの力が異なることが原因で計算の初期の段階では液膜の形が異なり，高圧時では液相が中央で押し込まれていることを確認した。

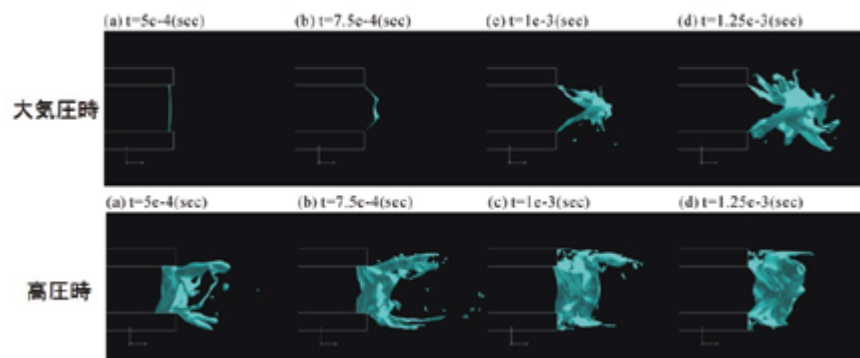


図1 大気圧条件，高圧条件での液膜の様子

## 超音速燃焼用燃料噴射方法の研究

### Study on Fuel Injection Methods for Supersonic Combustion

#### ● 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、  
植田修一(ueda.shuichi@jaxa.jp)

研究分担者：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 を用いて超音速燃焼に対する効率的な燃料噴射方法の研究を行うことにある。特に燃料／空気の混合促進に対して鍵となる設計パラメータや物理メカニズムについて考察することを目的とする。

#### ● 研究の概要

JAXA 宇宙輸送ミッション本部では、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 - ラムジェット複合サイクルエンジンの研究を行っている。本エンジンは飛行速度に応じてエンジンモードを離陸から目標速度まで順次エジェクタ、ラムジェット、スクラムジェット、ロケットと切り替え、それぞれのエンジンモードに適した気流条件で作動させ加速を得ていく。ここで極超音速飛行においてはスクラムジェットモードで作動させるが、その際極短時間で超音速流中での燃焼反応を完了させる必要があることから、燃料／空気の効率的な混合が重要となってくる。そこで本研究では、Hyper-Mixer と呼ばれる縦渦を利用した効率的な混合促進が可能な燃料噴射器に対して、各種設計パラメータを変化させた場合の性能への影響を調べる。

##### 代表的計算情報

並列度プロセス数： 64

計算時間：2~3hr/1 case

ケース数：125

並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

利用システム：M

#### ● 今年度の研究成果の概要

得られた主な結果は次の通りである。燃料噴射器後縁の互い違いウェッジの幅が狭く燃料当量比が大きい程、混合促進に有利である。一方で、ウェッジのランプ角が小さく当量比が小さい方が、高い総圧回復率を示す傾向にある。また、ランプ角や当量比を大きくすることにより、燃料の広がりを良くすることがわかった。縦渦の循環については、ウェッジ間の幅を広くすること及びランプ角を大きくすることにより増加したが、後者の場合にのみ効率的な混合促進が可能となった。

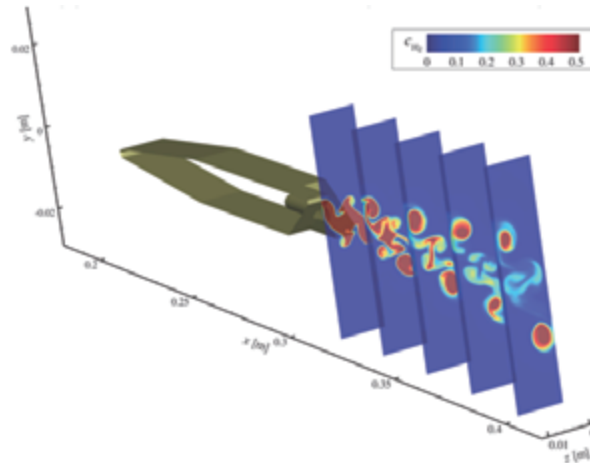


Fig.1 Distributions of fuel mass fraction (baseline geometry)

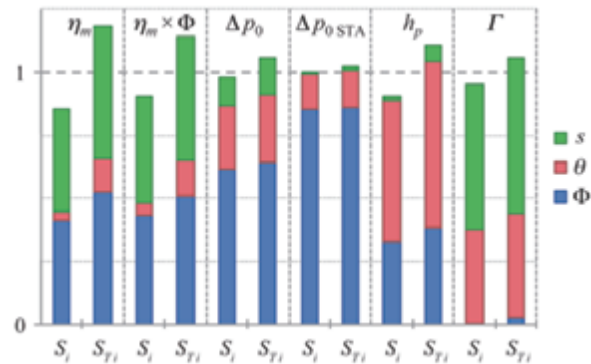


Fig.2 Sensitivity indices of mixing performance parameters to design parameters

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読なし論文

- 1) Ogawa, H., Kodera, M. and Boyce, R., “Physical Insight into Hypermixer Injector Design for Fuel/Air Mixing Enhancement in Scramjet Engines via Parametric Numerical Simulations and Surrogate-Assisted Sensitivity Analysis,” Proc. of ISABE 2013.

#### 口頭発表

- 2) ISABE 2013

## 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

連続流領域においては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。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：4

並列化手法：OpenMP

計算時間：10 時間

利用システム：M システム

ケース数：15

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、三次元MOTIF-DSMCコードを開発し、火星探査の実現に向けて希薄空力検討を行い、Viking, Pathfinder等のケースにおいて他モデルとの比較検証を行った。また、希薄風洞における希薄流計算を実施し、計測結果と比較検証を行った。今後は、計算コードの最適化、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。

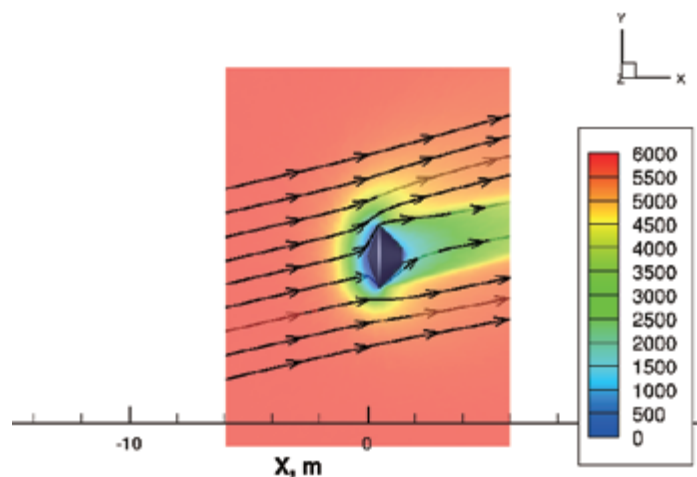


図1 高度100kmにおける火星大気突入機周りの流速変化

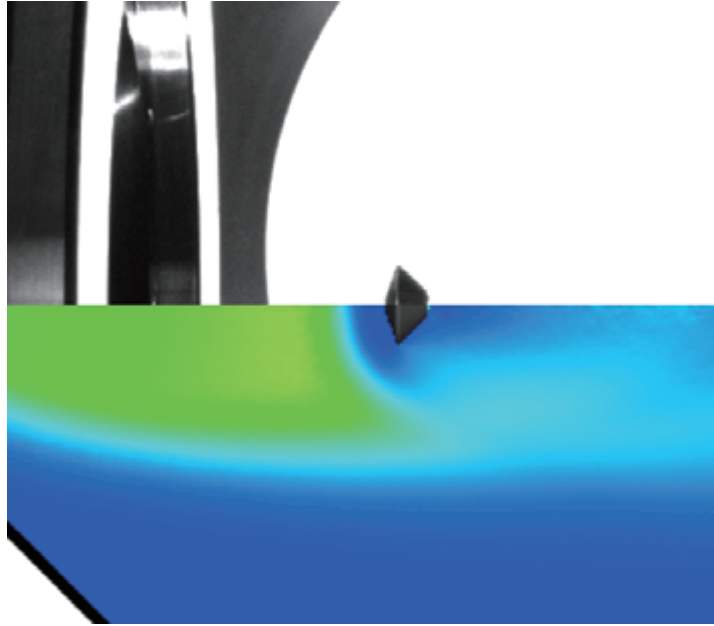


図2 希薄風洞における火星エアロシエル希薄空力計算

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., “Study of Aerodynamic Characteristics Evaluation Under Hypersonic Rarefied Flows,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. ISTS29, 2014 (accepted).

### 査読なし論文

- 2) Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., “Experimental and Computational Investigation of Rarefied Hypersonic Aerodynamics,” *AIAA Paper 2014-1214*, 52<sup>nd</sup> Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland, Jan. 13-17, 2014.
- 3) Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., “Aerodynamic Characteristics Evaluation Under Hypersonic Rarefied Flow Conditions,” *AIAA Paper 2013-3019*, 44<sup>th</sup> Thermophysics Conference, San Diego, CA, June 24-27, 2013.
- 4) Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., “Study of Aerodynamic Characteristics Evaluation Under Hypersonic Rarefied Flows,” *ISTS Paper 2013-o-2-3*, 29<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, June 2-9, 2013, Nagoya, Japan.

### 口頭発表

- 5) 小澤宇志, 鈴木俊之, 藤田和央, “エアロシエル空力性能の評価3-希薄空力,” 平成25年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 相模原, 2013年12月5日-6日.
- 6) 小澤宇志, 鈴木俊之, 藤田和央, “極超音速極超音速希薄風洞流れ場の粒子計算解析,” 第45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, 東京, 日本, 2013年7月4日-5日

## ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの研究

### Study on Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine

#### ● 研究グループ

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

#### ● 計算の目的

本研究では、CFD を用いてロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの研究を行うことにある。特にエンジン設計に重要な内部の流れ構造の詳細を解明すること、及び実験のみでは情報が不十分なエンジンの作動特性を解明することを目的とする。

#### ● 研究の概要

JAXA 宇宙輸送ミッション本部では、将来の宇宙輸送システム用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。これまで水素燃料によるサブスケールエンジン（E3）を試作して地上燃焼試験を行い、設計に必要なデータの取得を行ってきた。また、試験で得られるデータや気流条件は限られており CFD による補完が不可欠となるため、内製の燃焼 RANS コードを E3 エンジン内の燃焼流解析に適用し、コードの検証及びエンジンの性能解析を行ってきた。一方で、極低温水素燃料の取扱いが非常に高価であることから、炭化水素を燃料（特に環境負荷の低いエタノール）とする本エンジンの研究を開始している。そこで本研究では、多機能で炭化水素燃料にも対応が容易な、超音速燃焼の計算に実績のある市販コードの CRUNCH CFD 用いた本エンジンの解析も検討している。

##### 代表的計算情報

並列度プロセス数：128

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：20hr

利用システム：M

ケース数：10

#### ● 今年度の研究成果の概要

今年度はE3エンジンを計算対象として内製コードとCRUNCH CFDの結果を比較し、CRUNCH CFDの有用性を確認した。(Fig.1)また、炭化水素燃料の複合サイクルエンジンの予備計算として、スクラムモードでロケット排気流に2次燃料を含ませる場合の解析をCRUNCH CFDを用いて行い、エタノール燃料と水素燃料の比較を行った。(Fig.2)一般にエタノールの反応モデルは非常に多くの化学種を考慮に入れる必要があるが、この場合エタノールはロケット内で熱分解を起こして消滅するため、 $H_2/CO$ の酸化反応モデルを用いた。



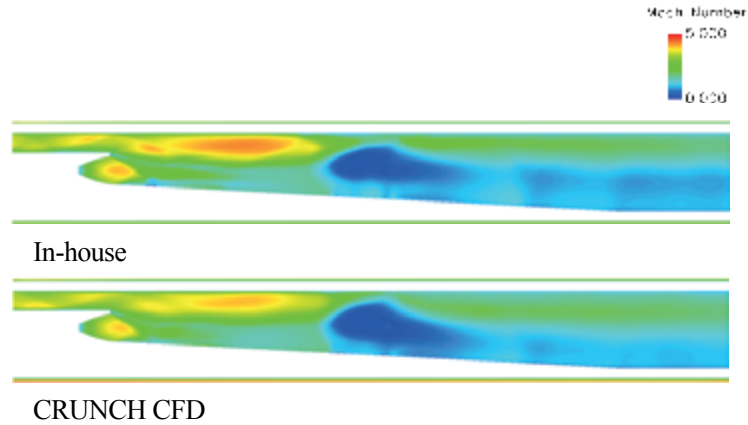


Fig.1 Comparison of Mach number contours on rocket center plane between in-house code and CRUNCH CFD

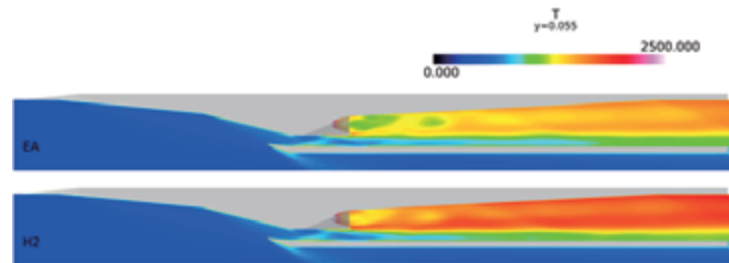


Fig.2 Comparison of temperature contours on rocket center plane between ethanol (EA) and  $H_2$  fuel

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 小寺, 竹腰, 富岡, 植田, 「RBCCエンジンのマッハ8試験の事後解析」, 第45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2013論文集
- 2) 小寺, 富岡, 植田, 「エタノール燃料RBCCエンジンの数値解析」, 日本機械学会第26回計算力学講演会論文集

### 口頭発表

- 3) 第45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2013
- 4) VINAS Users Conference 2013
- 5) 日本機械学会第26回計算力学講演会

## 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：株式会社日立ソリューションズ東日本（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。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：8 並列，16 並列

計算時間：200 時間

ケース数：8 ケース

並列化手法：VISIMPACT, MPI

利用システム：M, V

● 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（ストラット）の後縁がポートテイル形であるエンジン形態について、エンジン試験実施済み形態と対比し、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。図2にエンジン出口における流線を示すと共に凍結水素の質量流率（気流質量流率×水素質量分率）を示す。流線はストラット表面近傍の12箇の点を通る流線である。その出口断面における通過位置である。但し、図の凍結水素の質量流率は側板垂直噴射によるものであり、ストラットからの噴射は行っていない。両者の流線を比較すると、5/5高さストラット形態の方は相対的に天板寄りになっているのに対して、ポートテイル形ストラット形態の方が若干ながらエンジン断面中央部に寄っている。また、凍結水素の質量流率は、色分布から5/5高さストラット形態の方が天板と側板の隅に集中している様子が見える。両形態共に天板寄り及び側板寄りに偏ってはいるものの、ポートテイル形ストラット形態の方が最高値は低く、また拡散範囲も広い様子が分かる。この状況に対してストラット噴射を行うことでエンジン断面中央部にも一定当量比を分布させることが可能と考えている。

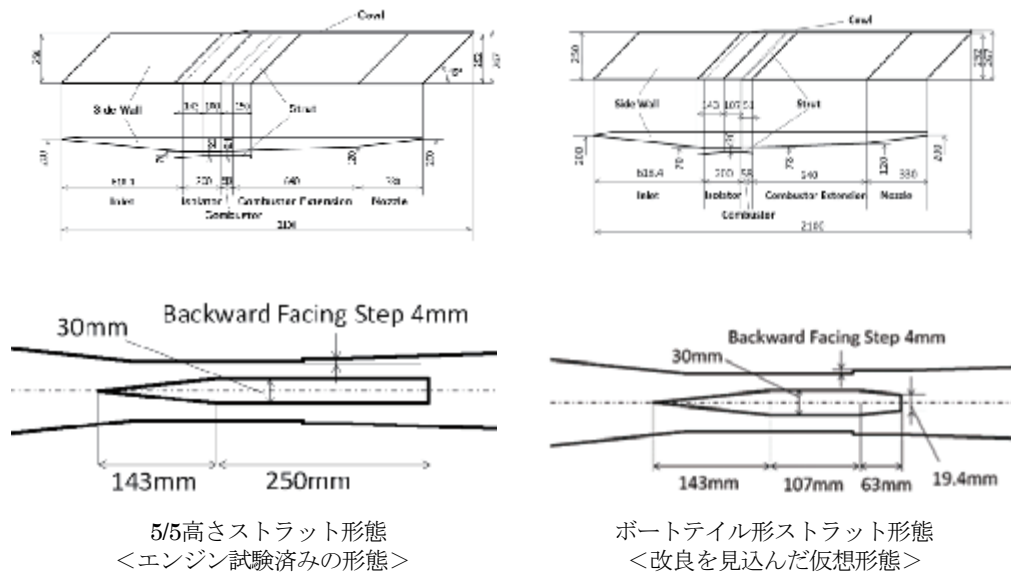
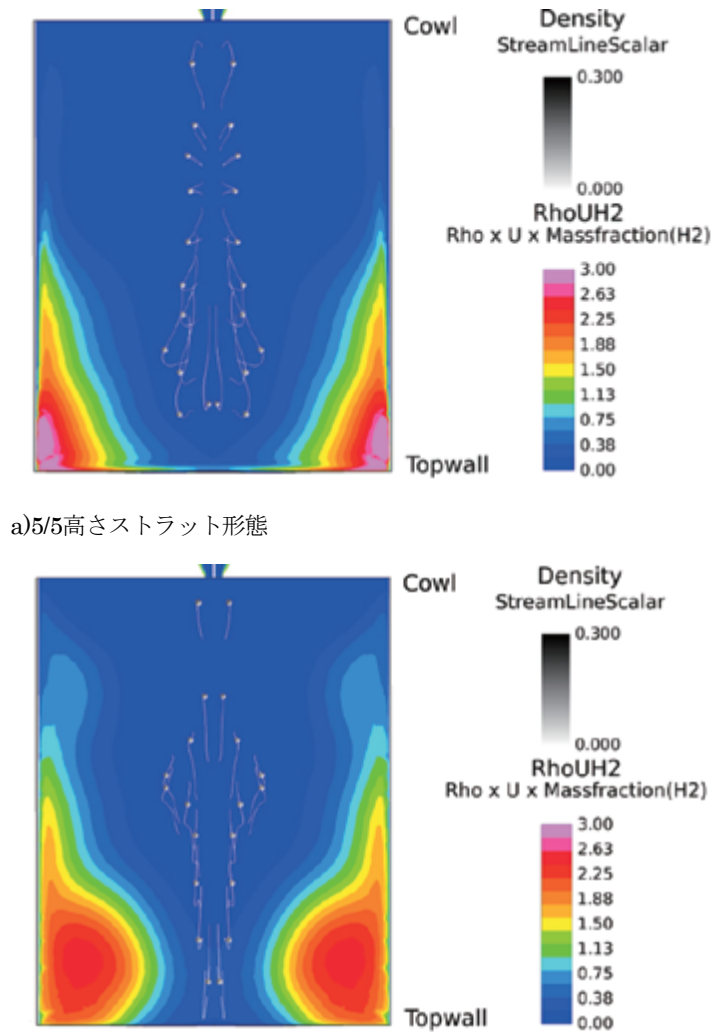


図1 ストラット二形態一両形態についてCFDで比較



a)5/5高さストラット形態

b)ボートテイル形ストラット形態

図2 両形態出口流線の比較

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 佐藤, 渡邊, 福井, 宗像, 「スクラムジェットエンジン燃料最適化分布に向けた検討ー質量流率との対比」, 第45回流体力学講演会及び平成25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, 平成26年2月 (予定)

### 口頭発表

- 2) Sato, Fukui, Watanabe, and Munakata, “Fluid Transport brought by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine”, AIAA2013-3750, 49th AIAA/ASME/ASE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July, 2013, San Jose.
- 3) 佐藤, 渡邊, 福井, 宗像, 「スクラムジェットエンジン燃料最適化分布に向けた検討ー質量流率との対比」, 第45回流体力学講演会及び平成24年度航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム, 平成25年7月東京
- 4) 佐藤, 福井, 渡邊, 宗像, 「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ーストラット利用による燃料当量比分布改善策の検討」, 平成25年度衝撃波シンポジウム, 平成26年3月相模原

## 酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット内の乱流燃焼流に関する数値的研究

A Numerical Study on Turbulent Combustive Flow in a Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid 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，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 航空宇宙工学専攻，本江幹朗(motoe.mikiroh@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの燃焼室内における境界層燃焼を伴う旋回流を解析し，当該形態のロケットに特有の火炎と流れの特性を把握することを目的とする。

### ● 研究の概要

JSS を利用することにより，large-eddy simulation と flamelet アプローチによる乱流拡散火炎を伴う 3 次元非定常圧縮性燃焼流の大規模な数値計算を行う。解析の対象として昨年度は旋回バーナーの解析を行って，開発した拡散燃焼解析コードを検証した。今年度は，このコードを酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの燃焼器に適用し，その内部の燃焼流の特性を把握する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—

並列化手法：OpenMP

計算時間：—

利用システム：V

ケース数：50 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの実験と同様な燃焼室形状と境界条件で計算を行い，流体と火炎の諸量を算出した。それらを実際の酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの燃焼実験から得られたデータと比較し，部分的に定量的及び，定性的な範囲で計算結果が実験結果と一致することを確認した。

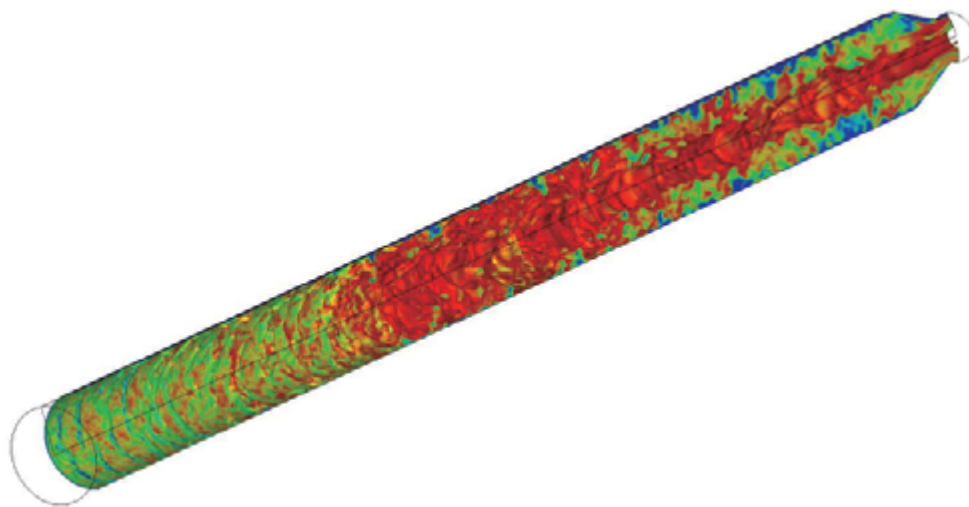


図1 酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの混合比一定面(火炎面と考えられる)俯瞰図

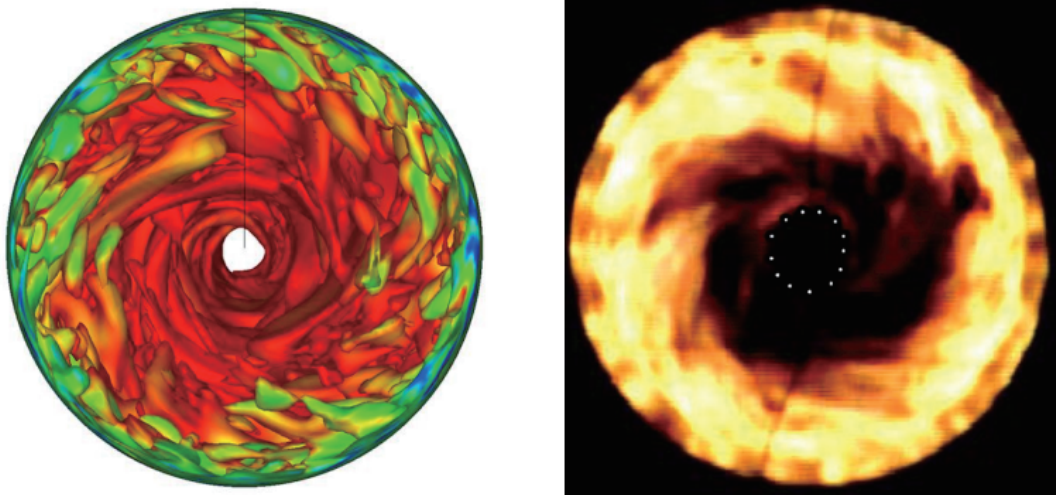


図2 数値計算結果による混合比一定面と当該型式エンジンの燃焼実験における火炎面の比較

### ● 研究成果の公表状況

#### 口頭発表

- 1) 本江幹朗, 嶋田 徹: 酸化剤流旋回型ハイブリットロケットの燃焼を伴った流れの数値流体解析, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 3A11, JSASS-2013-4525, 2013.
- 2) Mikiro Motoe and Toru Shimada : Large Eddy Simulation of Swirling Combustion Flow with Wall Fuel Blowing modeled for Hybrid Rocket Engines, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2013-3644, 2013.
- 3) Mikiro Motoe and Toru Shimada : Numerical Simulations of Combustive Flows in a Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket, Scitech2014, AIAA 2014-0310, 2013.

## 最適規模の反応機構を用いた境界層燃焼着火における非定常非平衡流れの数値計算

Numerical simulation of unsteady non-equilibrium flows of boundary layer combustion ignition using size-optimized reaction mechanism

### ● 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，山中翔太(shota.yamanaka@ac.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

ハイブリッドロケットは近年注目が集まるロケット推進であるが、ハイブリッドロケットには実用的な着火クライテリアが存在せず、着火装置およびシーケンスの設計には多くの実験が必要となる。このことは、低コスト性というハイブリッドロケットの原理的優位性を弱めている。

ハイブリッドロケットの燃焼は研究が比較的に進んでいない拡散燃焼である。拡散燃焼は流れと化学反応の時間スケールが近い現象であり、特に着火過程は化学反応と流れが強く連成する現象である。このため数値的にハイブリッドロケットの着火過程を解析する際には化学反応の時間スケールを鑑みた化学モデルを流体計算に使用する必要があるが、計算コストの点でその計算は現実的ではない。

### ● 研究の概要

炭化水素系燃料を用いた境界層燃焼着火計算を現実的な時間で行えるよう高速化する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：45%

並列化手法：MPI, OpenMP

計算時間：720 時間

利用システム：M

ケース数：1

### ● 今年度の研究成果の概要

計算条件にあった簡略化学反応機構作成を行った上、大規模並列計算機を用いた素反応燃焼計算に適用可能な高並列効率化アルゴリズムを新規開発し、メタン/空気の境界層燃焼の着火過程を数値シミュレーションすることに成功した。

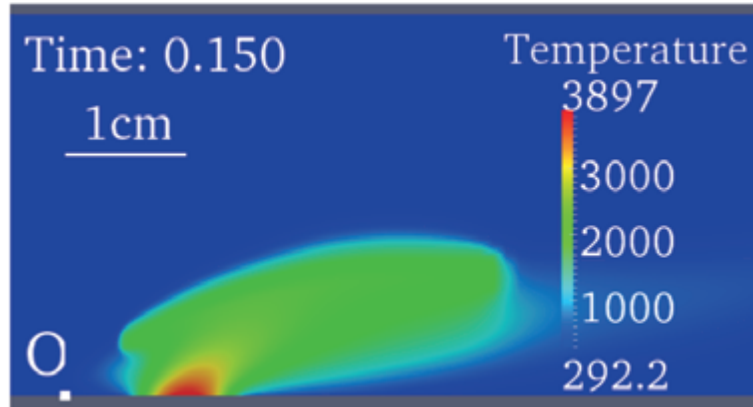


図1 境界層燃焼着火における予混合火炎伸長時の温度分布

2次元ナビエ-ストークス方程式を支配方程式とし、22化学種39素反応を用いたオリジナル素反応機構を用いた。119プロセッサ使用。左辺より常温常圧空気、原点Oより右の下辺より常温常圧メタンを流入させ、一部メタンを加熱することにより非燃焼場を着火した。前方および後方に予混合火炎が当量比1の領域に沿って伝播する様子が確認された。

#### ● 研究成果の公表状況

##### 口頭発表

- 1) S.Yamanaka and T.Shimada. Numerical simulation of ignition process on boundary layer combustion with chemical reaction model. B2-5, 5th EUCASS, Munich, Germany, 2013
- 2) S.Yamanaka and T.Shimada. Numerical simulation of unsteady non-equilibrium flows of hybrid rocket ignition using size-optimized reaction mechanism. IAC-13-C4.2.11, 64th IAC, Beijing, China, 2013



## ロケット音響振動メカニズムの数値解析

Numerical Analysis of acoustic loading on launch vehicles

### ● 研究グループ

研究代表者：JEDI, 高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)

研究分担者：JEDI, 堤 誠司(tsutsumi.seiji@jaxa.jp)

JEDI, 芳賀臣紀(haga.takanori@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, 安部賢治

### ● 計算の目的

ロケットはリフトオフ時, 及び遷音速フライト時に音響振動が発生し, フェアリング内に搭載した衛星を加振する. リフトオフ時は排気プルーム, 遷音速時はフェアリング周りの衝撃波振動, もしくは剥離せん断層の振動が主原因である. 本研究ではリフトオフ時, 及び遷音速時の音響発生を定性的・定量的に解析可能なツールを開発し, 静粛ロケットの設計開発を目指す.

### ● 研究の概要

#### 【リフトオフ時の音響振動解析ソルバ開発と低騒音ディフレクタ設計手法の研究】

JAXAインハウスコードのupacs-LESを熱量的平衡な多成分ガスが取扱えるコードに拡張しており, その開発・検証を実施した. また, 複雑形状におけるLES解析に向け, flux reconstruction法を用いた高次精度非構造格子ソルバを開発しており, 超音速ジェット解析への適用を開始した.

一方, 低騒音射点設計の一環としてディフレクタ設計に関する研究も実施した.

#### 【遷音速時の音響振動解析ソルバ開発】

upacs-LES を利用し, ロケットフェアリングの遷音速振動を解析可能な計算モデルを検討した.

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：128

並列化手法：MPI, OpenMP

計算時間：2ヶ月

利用システム：M システム

ケース数：2

### ● 今年度の研究成果の概要

upacs-LESを多成分化し, 化学種の保存式にCompact法を実装した. そして, 1次元・2次元の検証問題を実施した. 高次精度非構造格子ソルバはLAD法やMPI並列化を実装し, 超音速ジェット音響問題に適用した. 一方, 低騒音射点設計の指針を得ることを目的に, ディフレクタの低騒音化に関して研究を実施した. (図1)

遷音速時の音響解析においては, ハンマーヘッド形状のフェアリングを対象に, 乱流モデル(RANS/LESハイブリッドモデル)が流れ場に与える影響を調べた. その結果, zonal hybrid法(RANSはSAモデル, SGSモデルにはSmagorinskyモデルを利用)が良いことが分かった.

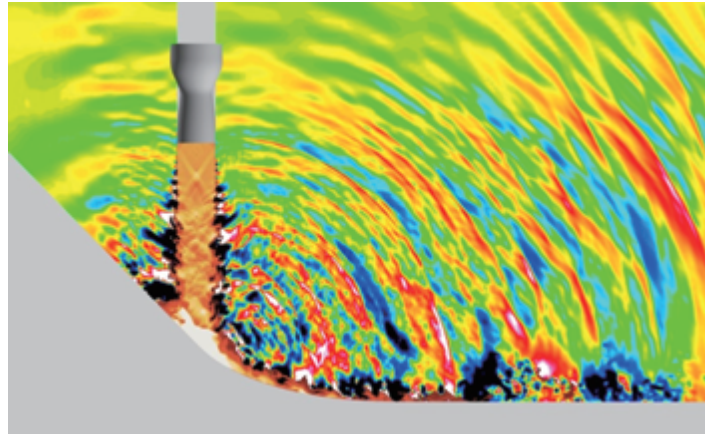


図1 tail-shock-freeディフレクタの音響解析結果（静圧分布とマッハ数）

## ● 研究成果の公表状況

### □ 頭発表

- 1) Haga, T., and Kawai, S., “Toward Accurate Simulation of Shockwave-Turbulence Interaction on Unstructured Meshes: A Coupling of High-Order FR and LAD Schemes,” AIAA Paper 2013-3065, 2013.
- 2) Tsutsumi, S., Takaki, R., Nakanishi, Y., Okamoto, K., and Teramoto, S., “Acoustic Generation Mechanism of a Supersonic Jet Impinging on Deflectors,” AIAA Paper 2014-0882, 2014.

## LS-GRID/LS-FLOW の検証

Validation of LS-GRID/LS-FLOW

### ● 研究グループ

研究代表者：JEDI, 高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)

研究分担者：JEDI, 清水太郎(shimizu.taro@jaxa.jp)

JEDI, 葛生和人(kuzuu.kazuto@jaxa.jp)

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

諏訪東京理科大学 システム工学部, 中島拓也

### ● 計算の目的

CFD 技術の改良, 特に精度の確認と向上を目的として JAXA で開発された CFD プログラム (LS-GRID/LS-FLOW を対象とする) を用いて, 各種の流体計算を実施し, 実験結果等と照合する.

### ● 研究の概要

現在 JAXA で開発を行っている次期基盤 CFD プログラム LS-GRID/LS-FLOW は, 今後プロジェクト支援において様々な流体解析に適用されると同時に更なる機能強化のベースとなるプログラムである. そのため, 適用範囲や解析精度などを十分検証する必要がある. 本研究では 2 次元と 3 次元の遷音速翼を対象とし, モデル, 計算格子, 計算手法を適切に設定し, 解析結果に関して風洞試験と既存ソフト ADCS に比較し考察を行った.

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：4 nodes

並列化手法：MPI

計算時間：2～10 時間/ケース

利用システム：M

ケース数：30

### ● 今年度の研究成果の概要

2 次元遷音速翼型 RAE2822 と 3 次元翼 ONERA M6 に関して, 非構造格子ソルバー LS-FLOW を用いて解析精度の検証を行った. 解析結果は風洞試験データと同一格子で解析した構造格子ソルバー ADCS の結果と比較して, 良好に一致することを確認した.



## 詳細燃焼解析に向けた高速積分法の構築と本手法を用いた自着火メカニズムの調査

Study on a spontaneous ignition mechanism using new fast and robust integrator.

### ● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，森井雄飛(morii.yuuhi@jaxa.jp)

### ● 計算の目的

高効率な燃焼器の開発において，着火特性や消炎現象を精度よく予測することが必要であり，詳細反応機構を用いた数値流体(CFD)解析が必要とされている．詳細反応機構を CFD 解析に組み込む場合，考慮する化学種に応じた移流拡散方程式数の増加や，化学反応方程式の強い硬直性が大きな問題であるため解析は容易ではないことが知られている．本研究では，ロケット燃焼器の解析等，化学反応方程式が非常に強い硬直性を持つ条件下においても高速に解析可能なコード開発を最終目的とする．そこで，詳細化学反応機構を組み込んだ CFD 解析において，もっとも効果的であると考えられる化学反応方程式の積分に着目し，積分法の構築を行った．

### ● 研究の概要

現存する陽的積分法を CFD 解析コードに組み込み，計算速度及び堅牢性を調査した．結果として，高圧かつ酸化剤が純酸素であるロケット燃焼器において，化学反応方程式は非常に強い硬直性を持つため，現存する陽的積分法を適応できないことが分かった．よって，本研究では化学反応方程式を解析する際の発散原因を特定し，堅牢性を大幅に向上させる修正法の開発を行った．結果として，堅牢性を向上させた本研究で開発した積分法は，他の積分法に比べて高速に解析可能であることが分かった．この高速積分法を CFD 解析コードに組み込み，従来の陽的積分法では解析が困難であった高圧条件下における水素の自着火解析を安定・高速に実行可能であることを示し，障害物が自着火に与えるメカニズムの調査を行った．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：64 並列

並列化手法：MPI

計算時間：1 週間

利用システム：M システム

ケース数：18 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

堅牢性の高い高速な積分法を開発に成功した．また，現存する陽的積分法では安定性の問題から解析が困難であった条件下であっても，開発した積分法は高速・安定に解析可能であるため，今後の水素エネルギー利用における安全性の評価及びロケット燃焼技術への応用を考え，高圧水素自着火解析を実施した．短期間での解析が実現可能となったため，障害物の有無・位置の変更など様々なケースで解析することにより，自着火現象を詳細に調査した．

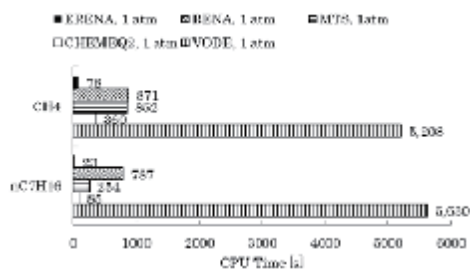


図1 高速積分法を用いた計算時間の比較



図2 高圧水素自着火

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) “硬直性の強い化学反応方程式に対する高速時間積分法の評価”, 森井雄飛・寺島洋史・越光男・清水太郎, 日本燃焼学会誌掲載予定

### 口頭発表

- 2) 障害物を含む管内高圧水素放出における自着火メカニズム, 森井雄飛(JAXA/JEDI)・寺島洋史(東大)・越光男(東大)・清水太郎 (JAXA/JEDI), 衝撃波シンポジウム
- 3) 流体解析における化学反応方程式のシンプルかつロバストな高速時間積分法, 森井雄飛(JAXA/JEDI)・寺島洋史(東大)・越光男(東大)・清水太郎 (JAXA/JEDI), 第51回燃焼シンポジウム
- 4) 数値流体解析を用いた壁面形状が高圧水素自着火に与える影響の調査, 森井雄飛(JAXA/JEDI)・寺島洋史(東大)・越光男(東大)・清水太郎 (JAXA/JEDI), 日本流体力学会 年会

## 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，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，芳賀臣紀(haga.takanori@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

再使用観測ロケット技術実証の研究・開発スケジュール（現システム設計検討中，FY25 に小型機飛行落下実験予定）に合わせて機体の空力解析，ブルーム加熱解析を行い，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．再使用観測ロケット設計に求められる上昇飛行や地球帰還時の滑空/転回飛行，着陸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．

### ● 研究の概要

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．現在，技術実証としてシステム設計のため，機体形状についての様々な検討が行われている．また，FY26 に実施予定の小型モデル機転回飛行試験に向けても，設計検討が行われている．そのため，飛行時の空力特性解析は，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，再使用観測ロケットの機体形状に対し最新の CFD（数値流体力学）技術を利用した解析を行い，対応する風洞試験（圧力測定や可視化試験を実施）データとの比較を行いながら，飛行中の周囲の流れ場や機体にかかる空気特性を評価し（図 1）

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：128

並列化手法：VISIMPACT, FLAT, MPI, OpenMP

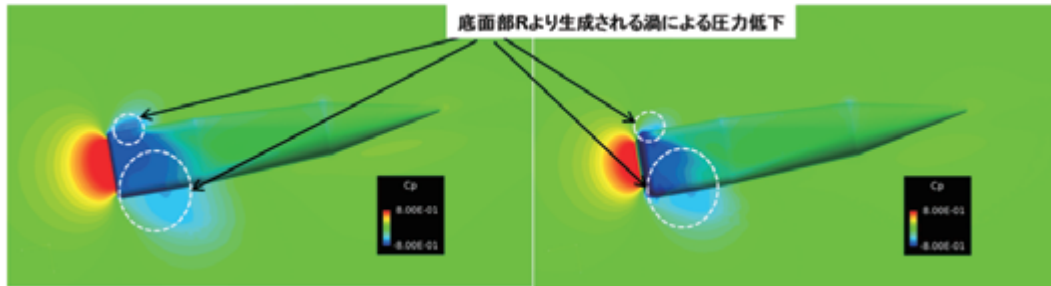
計算時間：約 2 週間/ケース

利用システム：M, P

ケース数：10 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

再使用観測ロケットに関して，機体形状（body形状，クロスフィン，カナードの有無），飛行条件（滑空飛行，転回飛行）の違いによる影響を評価するため空力特性解析を実施した．空力特性に関しては，風洞試験結果との比較検証も行った．



底面部R小 底面部R大  
Rの拡大により上下面圧力差により生ずる力がマイナス側ピッチングモーメントにより大きく寄与する。

図1 再使用観測ロケット機体形状による転回時空力特性への影響

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) E. Shima, K. Kitamura, T. Haga, “Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids,” AIAA Journal, Vol. 51, No. 11 (2013), pp. 2740-2747.

### 査読なし論文

- 2) 葛生, 青野, 野中, 嶋, “6DOF を用いた再使用観測ロケット転回飛行の数値シミュレーション,” 第27回数値流体力学シンポジウム, 2013年12月.
- 3) 青野, 葛生, 藤本, “6自由度剛体運動解析に基づいた移動重合格子法の開発,” 第27回数値流体力学シンポジウム, 2013年12月.
- 4) T. Haga, S. Kawai, “Toward Accurate Simulation of Shockwave-Turbulence Interaction on Unstructured Meshes: a Coupling of High-Order FR and LAD Schemes,” 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference (paper no. AIAA-2013-3065)
- 5) T. Haga, K. Kuzuu, R. Takaki, E. Shima, “Assessment of an Unstructured CFD Solver for RANS Simulation on Body-Fitted Cartesian Grids,” AIAA SciTech, 52nd Aerospace Sciences Meeting (paper no. AIAA-2014-0241)



## 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

Research and Development of Numerical Simulation for Liquid Propellant Rocket Engines

### ● 研究グループ

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

研究分担者：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，藤本圭一郎(fujimoto.keiichiro@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，大門 優(daimon.yu@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，小椋光治(ogura.kohji@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，谷 洋海(tani.hiroumi@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，梅村 悠(umemura.yutaka@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，新型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，JAXA 他本部からの要請に応じて各種解析評価を実施し，設計妥当性評価，事前リスク評価による不具合の未然防止，技術課題解決等に活用する。

### ● 研究の概要

液体ロケットエンジンの設計開発において特に重要と考えられている下記の解析技術について，解析技術の高度化に関する研究開発を実施する。また，JAXA他本部からの要請に基づき，開発した解析技術を活用して随時技術課題対応に貢献する。

#### ① 内部流・燃焼・回転機械解析技術

ロケットおよび宇宙機の液体エンジンの設計開発に係る数値シミュレーション技術の研究開発を実施する。具体的には下記3つの解析技術を研究開発する。

(1) ロケットエンジン燃焼安定性評価技術

(2) ロケットエンジン燃焼器性能・寿命評価技術

(3) ロケットエンジン供給器系性能評価技術

また，上記の液体ロケットエンジン設計解析技術を応用・発展させることで，ロケットエンジンだけでなくロケットや宇宙機全般に係る流体解析技術の高度化に関する研究開発も実施する。具体的には，下記の解析技術の高度化を実施する。

#### ② 推進薬熱流体挙動解析技術

ロケットおよび宇宙機の推進系設計開発に係る数値シミュレーション技術の研究開発を実施する。具体的には下記3つの解析技術を研究開発する。

(1) ターボポンプ予冷解析技術

(2) 軌道上熱環境解析技術

(3) タンク内熱環境解析技術

### ③ 宇宙ガスダイナミクス解析技術

ロケットおよび宇宙機の設計開発に係る希薄流体の数値シミュレーション技術の研究開発を実施する。具体的には下記3つの解析技術を研究開発する。

- (1) 大気圏再突入解析技術
- (2) ガスプルーム解析技術
- (3) 構造材アウトガスコンタミ解析技術

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：1500 コア	並列化手法：FLAT
計算時間：70 日	利用システム：M
ケース数：4 ケース	

## ● 今年度の研究成果の概要

第5項で挙げた各テーマについては、FY25に計画していた研究開発項目を予定通り完了した。またこれらのテーマで研究開発されている解析技術は、宇宙輸送ミッション本部等からの要請に基づくプロジェクト課題対応で随時活用した。主な成果を下記に示す。

### ① 内部流・燃焼・回転機械解析技術

- ロケットエンジン燃焼器性能・寿命評価技術では、再生冷却性能予測に関してLE-5Bエンジンの実機燃焼器適用と検証を実施し、実機予測における高精度化・効率化のための技術課題を抽出した。また、同解析技術はLE-Xエンジン燃焼器単体試験の事前/事後評価にも適用した。燃焼器寿命予測に関しては過去の上段エンジン燃焼器で発生したクラック発生事象に対して事後検証解析を実施し、重要故障モードであるクリープ疲労破壊の現象理解を進めた。また同技術については、設計開発現場の従来設計手法の課題を明確化し、改善提案を行った。
- ロケットエンジン燃焼器性能・寿命評価技術および供給器系性能評価技術を統合し、エンジン全体を解析対象とするエンジン全系解析については、過去のLE-5Bエンジン燃焼試験を対象にした検証解析を実施し、同解析技術の解析精度を確認した。

### ② 推進薬熱流体挙動解析技術

- ロケット推進薬タンク内部の熱環境の定量予測を実現するために技術開発を進めた。本年度は沸騰/蒸発を扱える相変化モデルを構築し、CNES-JAXA共同研究の一環でH-IIA17号機のフライトデータを対象とした事後検証解析を実施した。タンク内部流体とタンク外壁間の伝熱モデル、極低温推進薬の蒸発を扱える相変化モデルを構築・導入したことにより、推進薬タンク内温度予測に関して現行の倍以上の解析精度の向上を達成した。また、タンク内圧力履歴を定量的(誤差1%以内)に再現し、CNESに対する優位性を示した。

### ③ 宇宙ガスダイナミクス解析技術

- 複雑形状のコンポーネントを有する実機再突入時における加熱率評価を実現するために、再突入解析技術において複雑形状に対応する機能を付加した。これによりH-IIIB上段機体再突入解析を実施することができ、再突入時における外部カメラ離脱原因究明に貢献した。従来手法では評価は不可能であった外部カメラ設置位置とその周辺における加熱率評価を実現した。

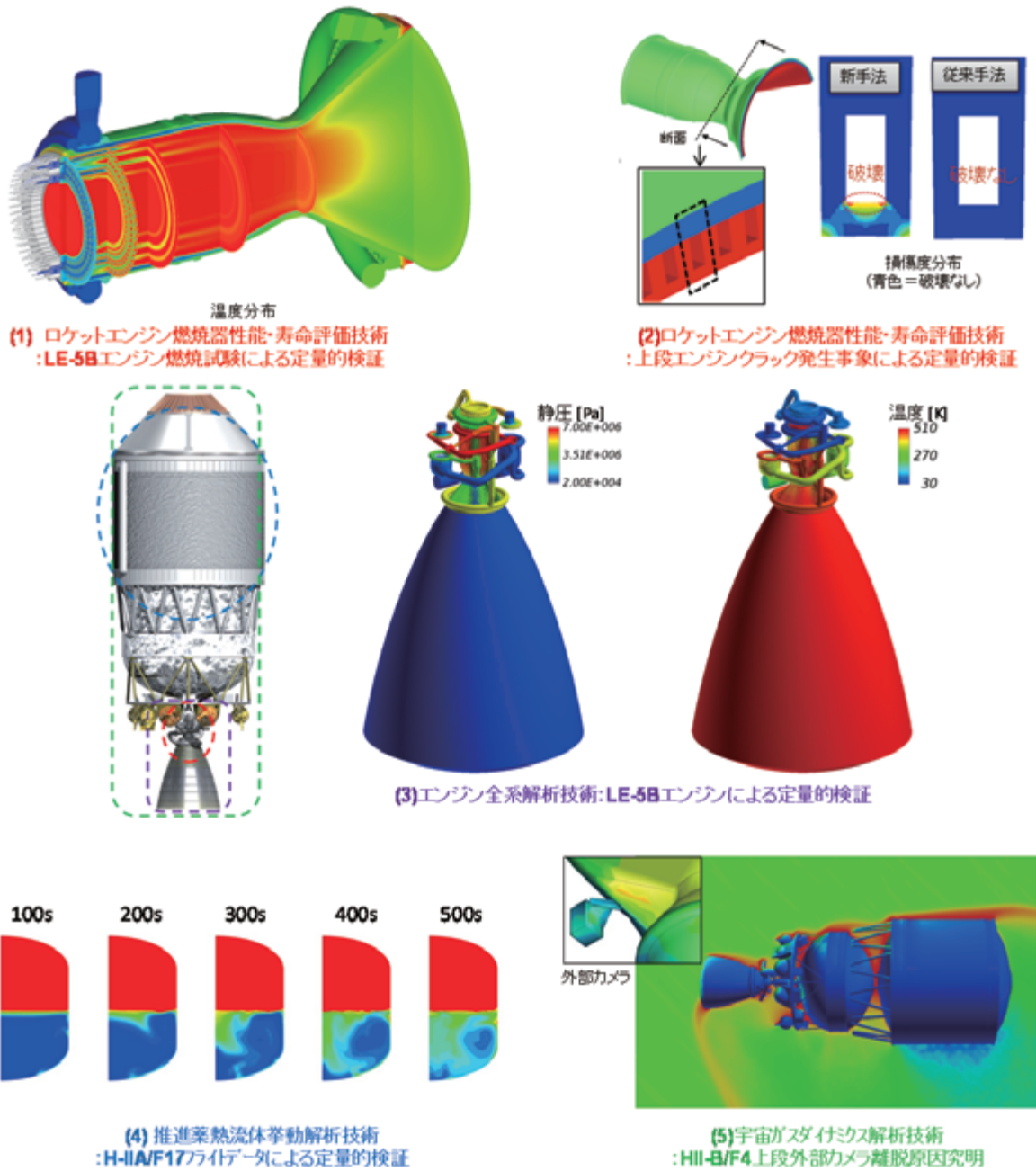


図1 液体ロケットエンジン設計解析技術およびロケット/宇宙機流体解析技術

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) Hiroumi Tani, Naoki Tani, and Hideyo Negishi, “Numerical simulation of hypersonic reentry flows using DSMCfoam”, 8th International OpenFOAM Workshop, Jeju Korea, June 2013.
- 2) Yu Daimon, Hideyo Negishi, Mitsuo Koshi and Dmitry Suslov, “Numerical and Experimental Investigation of the Methane Film Cooling in Subscale Combustion Chamber,” 5st European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Munich, Germany, July 2013.
- 3) Hideyo Negishi, Yu Daimon, Hideto Kawashima, Nobuhiro Yamanishi. “Conjugated Combustion and Heat Transfer Modeling for Full-Scale Regeneratively Cooled Thrust Chambers,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2013-3997, July 2013

- 4) Naoki Tani, Kohji Ogura, Nobuhiro Yamanishi, Hideyo Negishi, Hideo Sunakawa and Teiu Kobayashi, “An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Influence of Coolant Leakage on Engine Power Balance -,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2013-3907, July 2013
- 5) Yutaka Umemura, Takehiro Himeno and Toshinori Watanabe, “Numerical Analysis on Boiling Flow in Surface Tension Dominant Environment”, The 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Jose, AIAA 2013-3843, July 2013.
- 6) 西元美希, 根岸秀世, 小椋光治, 砂川英生, 吉村 忍, 笠原直人, 秋葉 博, “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 (上段エンジンのき裂発生メカニズム)”, 日本機械学会材料力学カンファレンス2013, 岐阜, 2013
- 7) 谷 洋海, 磯部直樹, 中川貴雄, 杵淵紀世志, 谷 直樹, “数値シミュレーションを活用した宇宙空間におけるガスパルームコンタミ評価,” 第57回宇宙科学技術連合講演会, 米子, 2013.

## 先端的宇宙機推進機のプラズマ流れの数値解析

Numerical Plasma Simulation on Advanced Space Propulsion Systems

### ● 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，船木一幸(funaki@isas.jaxa.jp)

研究分担者：総合研究大学院大学 宇宙科学専攻，佐藤博紀

東京工業大学大学院 総合理工学研究科，川崎 央・奥野喜裕

研究開発本部 数値解析グループ，窪田健一

静岡大学大学院 工学研究科，山村治人

### ● 計算の目的

電気推進ロケットならびに将来型推進機の数値シミュレーション研究を実施している。本研究では、これらのうち、将来の大型宇宙機のメインエンジンとして期待され、高推力密度、高比推力といった特長を持つMPDスラスタを中心とした計算を行っている。MPDスラスタは大電力スラスタの代名詞ともなっていて有人Cargoミッションの主推進として期待される一方、設計の難しいスラスタであることでも知られており、宇宙機システムに適合可能な設計は未だ確立されていない。そこでJAXAと東工大を中心としたグループでは、数値設計による最適設計を提案・実施中である。本計算では、MPDスラスタ内のプラズマ流のモデリングと数値計算に加え、熱解析ツールを構築し、推進効率ならびに熱設計の観点から設計最適化を行うことを目的としている。

### ● 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、50%と比較的高い推進効率(電力のうち推力に変換できる割合)が達成可能であると期待されている。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)のモデリングが重要である。また、スラスタ設計の観点からは、電極への高い熱負荷に耐える熱設計についても考慮することが不可欠である。こうした理由から、MPDTのプラズマ流解析ならびに熱解析ツールを構築し、これらを連成することで、様々な設計パラメータに対する数値計算を実施する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—

並列化手法：MPI, OpenMP

計算時間：10時間

利用システム：M, V

ケース数：20

### ● 今年度の研究成果の概要

MPDスラスタの数値設計では、推力と電力クラスを最初に設定した後、初期スラスタ形状を推定する。解析ツールは、スラスタ形状・動作パラメータ推定作業と、放電プラズマ(電磁流体)解析コード、そして熱構造解析コードから構成され、ツール全体を複数回反復利用することで熱構造的に妥当なスラスタの形状を求め、推力・性能特性を算出する。放電プラズマ解析コードは、放電室形状と動作条件(放電電流、推進剤種類と流量)を与えた際の推力・放電電圧を予測し、推進性能および壁面熱流束を評価する。放電プラズマ解析コードとしては、JAXAと東工大が開発したMAPSコードを用いた。MAPSコ

ードは、Navier-Stokes方程式とMaxwell方程式を組み合わせた電磁流体コードである。一方、熱構造解析コードは、電極等の放電室壁面への熱流束を与えた際のスラスタ構体温度分布を予測する。熱構造解析コードにはNASTRANを用いており、現時点では熱解析のみ実施している。両コードを接続するのがシース熱伝達モデルであり、シース電圧降下とシース部への投入電力を予測すると共に、プラズマ解析結果をもとに電極ならびに絶縁体壁面への熱流束を予測する。図1には、スラスタヘッドの構成と、典型的なヘッド内放電分布を示した。

今回は後者の弱連成解析により 100kW~1MW クラス自己誘起磁場型MPD アークジェット熱・プラズマ解析を実施した。電極温度が融点を超えない制約をかけた状態で、水素推進剤の場合は 3,800 秒の推力と 38%の推進効率が得られた。これは、アルゴンを推進剤とした場合の 950 秒/20%に比べて大きく改善されており、水素推進剤の有効性が明らかとなった。電極（アノードおよびカソード）への熱入力は、それぞれヒートパイプを介して径方向または軸方向に放電室から抜熱され、アノード側の冷却パネルまたはカソードホルダーを介して宇宙へ放射されるとしているが、それでもなお冷却能力によって電極温度が高止まっており、ヒートパイプならびに輻射冷却の効率アップが推進機特性の改善のために重要であることが解った。

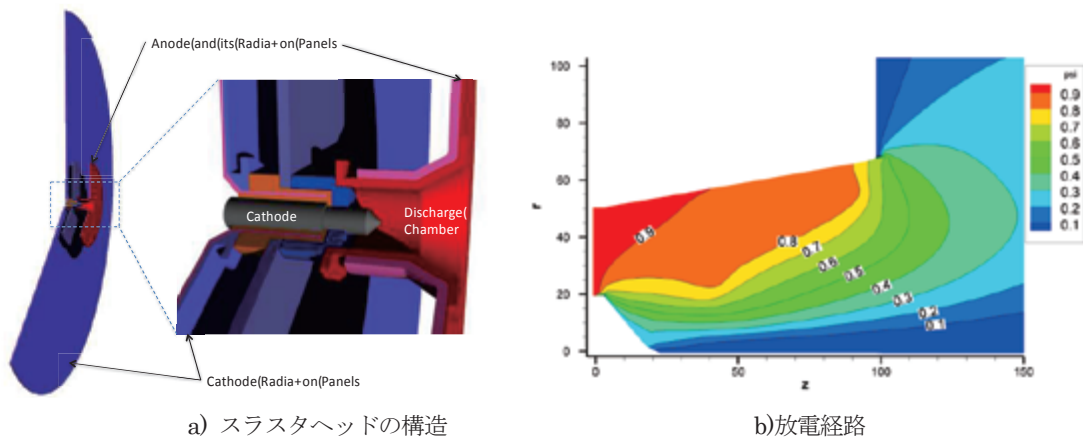


図1 MPDスラスタの概要とプラズマ解析例（水素、9kA/0.6g/s）

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) 川崎 央, 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, 数値計算による自己誘起磁場型アルゴンMPDスラスタの熱設計, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 61, No. 6, 2013, pp.167-173.

### 口頭発表

- 2) 船木一幸, 窪田健一, 川崎 央, 奥野喜裕, 宮崎喜裕, 武中 駿, 堀澤秀之, 高出力MPDスラスタの研究, 平成25年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-005, 2014年1月16-17日, 相模原.
- 3) A. Kawasaki, K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, MHD and Thermal Simulations of a Radiation Cooled Self-field MPD Thruster, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-262, Washington, Oct.6-10, 2013.
- 4) K. Miyazaki, S. Takenaka, I. Funaki, and H. Horisawa, Experimental Study of a 1-MW-Class Quasi-Steady-State Self-Field Magnetoplasmadynamic Thruster, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-234, Washington, Oct.6-10, 2013.

## 二次元翼境界層の線形安定性解析

Linear stability analysis of boundary layer flow on a 2D airfoil

### ● 研究グループ

研究代表者：空力技術研究グループ，跡部 隆(atobe.takashi@jaxa.jp)

研究分担者：お茶の水女子大学，畠山遼子

### ● 計算の目的

現在航空本部で実施している研究事業「エコウィング技術の研究開発」においては、境界層の層流域拡大による摩擦抵抗の提言を目指している。本研究はこのための要素研究の一部として、境界層の層流－乱流遷移現象を線形安定性理論をベースに定量的に調べることを目的とする。

### ● 研究の概要

線形安定性解析を行うことで、翼の基本特性を知ることができる。本研究では翼断面が楕円形の 2 次元翼の解析を行った。一般に主流に含まれる微小攪乱は境界層内を下流に進むにつれ指数関数的に増幅し、最終的には流れを層流から乱流に遷移させる。

この微小攪乱の振幅を  $N$  と表す時、線形安定性理論は一樣流の大きさや翼断面の形状等から空間的な  $N$  値分布を算出する。この  $N$  値がある一定の値（実験室レベルでは 9-11、航空機の巡航環境では 11-14 程度）を超えると、境界層は乱流に遷移する。本研究の目的は、 $N$  値の一樣流や翼の迎角に対する依存性を調べることにある。併せて境界層の特徴や、境界層中を伝播する微小攪乱の波数特性も調べる。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—

並列化手法：—

計算時間：約 5 分

利用システム：V

ケース数：200

### ● 今年度の研究成果の概要

迎角  $4^\circ$  以上ではコード長 40% 付近で境界層の剥離が起こっているため、排除厚さや  $N$  値の振る舞いが 30% 辺りからその前方とは異なり急激に大きくなり不安定になった。コード長 10% から 30% の間では排除厚さ、 $N$  値の変化が小さい。

迎角  $4^\circ$  では  $N$  値がほかの迎角に比べ著しく大きく不安定である。

不安定波は剥離が始まるコード長 40% 付近からの変化が著しい。周波数 500Hz では中盤以降の増加が見られないが、その理由ははっきりしない。また迎角の違いによる変化は小さい。

$N$  値は主流速度に比例、不安定波の波長は主流速度に反比例に近い関係があるので、 $N$  値と不安定波の波長も反比例に近い関係があるかもしれない。

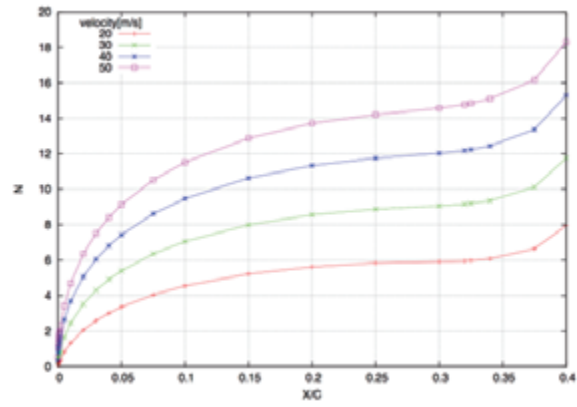


Fig.1 N factor for the case of angle of attack of 6 degrees and 0 hertz frequency.



## 剥離・再付着を伴う乱流境界層の DNS とモデリング

DNS and modeling of a turbulent boundary layer with separation and reattachment

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 数値解析技術研究グループ，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・再付着を伴う平板乱流境界層のDNSを実行して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．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：120 プロセス

並列化手法：XPF, OpenMP

計算時間：2000 時間

利用システム：M, V

ケース数：2 ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

$Re_\theta=300, 600, 983$ のゼロ圧力勾配の乱流境界層データを流入データとして用いた剥離・再付着を伴う平板乱流境界層のDNSを実行した．剥離泡上部では流線局率が凸面（安定効果）のため，乱流統計量の大きさが減少することを明らかにした．統計量のレイノルズ数依存性としては，剥離泡における $C_p$ の緩やかな減少，再付着後の回復域における $C_f$ の減少を特定した．また，剥離せん断層では統計量的には混合層のスケーリングが有効であるが，瞬時的には混合層との相似性は必ずしも高くないことを示した．

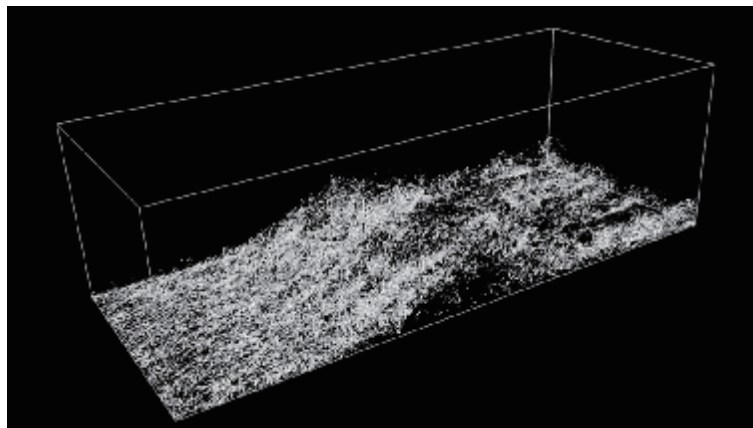


図1  $Re_\theta=983$ の剥離 DNS の渦構造（白）  
（流れの方向は左下から右上）

**● 研究成果の公表状況****査読なし論文**

- 1) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi, Yuichi Matsuo and Philippe R. Spalart, “ Direct numerical simulation and modeling of a turbulent boundary layer with separation and reattachment,” Proc. of Eighth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, Williamsburg (Poitiers-Futuroscope, France, August 27-30, 2013), CD-ROM.
- 2) 阿部浩幸, 溝渕泰寛, 松尾裕一, Philippe R. Spalart, “剥離・再付着を伴う平板乱流境界層のDNS,” 日本流体力学会年会2013講演論文集 (2013年9月12日～14日, 東京農工大学), (CD-ROM).
- 3) 阿部浩幸, 溝渕泰寛, 松尾裕一, Philippe R. Spalart, “剥離・再付着を伴う乱流境界層のDNS 解析,” 第91期日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集 (2013年11月9日～10日, 九州大学), (CD-ROM).

**招待講演**

- 4) Hiroyuki Abe, “ DNS of a separated turbulent boundary layer over a range of Reynolds numbers,” Small-scale turbulence: Theory, Phenomenology and Applications, International workshop in honour of Professor Robert (Bob) Antonia’s 70th birthday, Rouen, France, July 3-5, 2013 (Invited).

## 非線形乱流モデルを用いた三次元壁面噴流の数値解析

Numerical simulations of three-dimensional wall jets using non-linear turbulence models

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 数値解析技術研究グループ, 石向桂一(ishiko.keiichi@jaxa.jp)  
 研究分担者：航空本部 数値解析技術研究グループ, 橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)  
 航空本部 数値解析技術研究グループ, 松尾裕一(matsuo@chofu.jaxa.jp)  
 航空本部 数値解析技術研究グループ(客員), 吉澤 徹(ay-tsch@mbg.nifty.com)  
 株式会社菱友システムズ, 頓所和之(ktonsyo@chofu.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

羽田空港では、滑走路交差部が存在し、片方の滑走路から離陸する航空機のエンジン排気(ジェットブラスト)が他方の滑走路に着陸する航空機に対して横からの急激な風速変化を与えてしまい危険である。そのため、羽田空港ではジェットブラストを考慮した運航が行われているものの、ジェットブラストは、翼端渦に比べあまり精力的な研究が行われていないため不明な点が多い。本研究では、CFD を活用しジェットブラスト流のモデリングを行うことを目的とする。

### ● 研究の概要

本研究で構築した非線形 SST 乱流モデルを用いて三次元壁面噴流の数値解析を行い、レイノルズ数およびマッハ数に対する感度を調べた。また、構築した非線形 SST 乱流モデルを用いて、横風を当てた場合の壁面噴流の数値計算を行った。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数： 64 並列	並列化手法：FLAT, MPI
計算時間：約 64 時間/1 ケース	利用システム：M
ケース数：20 ケース	

### ● 今年度の研究成果の概要

レイノルズ数およびマッハ数を変化させると、壁垂直方向およびスパン方向の半値幅の成長率の比の分布が変化することが確認された (図1)。また、横風を当てた場合の壁面噴流について、非線形乱流モデルを用いたことにより、噴流速度の分布形状が改善した。

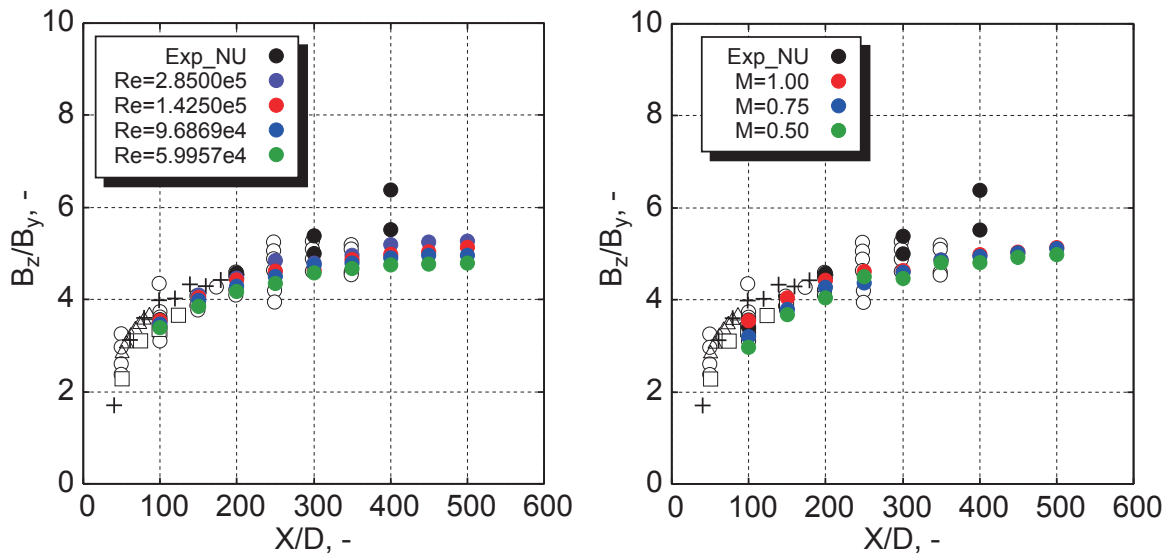


図1 半値幅比の比較. 左:レイノルズ数の影響( $M=1.0$ ).  
右:マッハ数の影響( $Re=1.425 \times 10^5$ ).

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Keiichi Ishiko, Atsushi Hashimoto, Yuichi Matsuo and Akira Yoshizawa, "One-equation extended non-linear turbulence modeling in predicting three-dimensional wall jets," AIAA Journal of Aircraft, Vol. 51(2), pp. 584-595, 2014.

### 査読なし論文

- 2) Keiichi Ishiko, Kazuyuki Tonsho, Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama, Yuichi Matsuo and Akira Yoshizawa, "Development of an extended non-linear turbulence model and its application for analysis of three-dimensional wall jets," AIAA Paper 2014-0584, 2014.

### 口頭発表

- 3) 石向桂一, 橋本 敦, 青山剛史, 松尾裕一, 吉澤 徹, "三次元壁面噴流の数値解析に向けたレイノルズ応力の非等方構成関係式の検討", 日本航空宇宙学会 第44期年会講演会, JSASS-2013-1049, 2013
- 4) 石向桂一, 頓所和之, 橋本 敦, 青山剛史, 松尾裕一, 吉澤 徹, "非線形渦粘性モデルを用いたジェットブラストの数値解析", 日本航空宇宙学会 第45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2013, 2A04, 2013

## 火星大循環モデルを用いたアンサンブルシミュレーションによる火星ダスト拡大機構の研究

Study on expansion mechanisms of Martian dust storms using MGCM ensemble simulations

### ● 研究グループ

研究代表者：ISAS, 今村 剛(imamura.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：滋賀県立大, 小郷原一智(ogohara.k@e.usp.ac.jp)

### ● 計算の目的

火星大循環モデルを用いて, 火星ダストの移流のアンサンブルシミュレーションを行う。

### ● 研究の概要

火星ダストの移流のアンサンブルシミュレーションを行い, 気候学的にどこが拡大しやすい地域なのか突き止める。また, 突き止められたダストが拡大しやすい地域周辺の大気場を解析し, 何がダストの拡大をつかさどっているのか検討する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：1

並列化手法：—

計算時間：11 min

利用システム：V

ケース数：576 sources x 50 members

### ● 今年度の研究成果の概要

4火星日を1 runとし, 火星全土に配置した576のダストソースからダストを独立に放出する。アンサンブルメンバーは50とした。さらに, ダストの放出開始を6, 12, 18時間ずれしただけの同様の計算も行った。すなわち, 576 sources × 4 cases × 50 ensemble members = 115200 runsの計算を行った。その結果, 気候学的な拡大地域と言えるのはElysium Mons東側だけであるということがわかった。その他の地域は, 熱潮汐波や傾圧波動の位相に固定されているもので, 定定的な意味での拡大地域ではなかった。

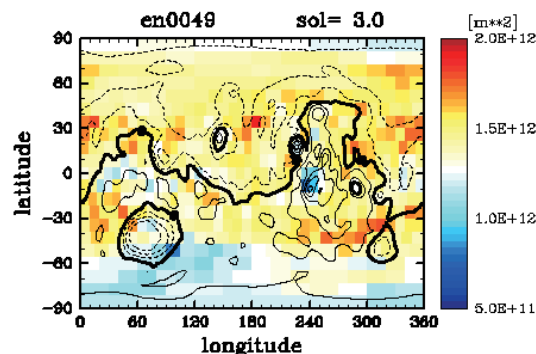


図1 火星ダストの拡大地域分布. 色は各ダストソースから放出したダストが拡大した面積のアンサンブル平均を示している。赤い地域がダストが広がりやすい地域を示している。

● 研究成果の公表状況

□ 口頭発表

- 1) K. Ogohara, “Ensemble Simulations of Dust Haze Transport on Mars”, 5th International Workshop on the Mars Atmosphere: Modeling and Observations, 2014

## 波状リブレット形状改善に関する数値解析

Numerical Analysis on Improvement of Wavy Riblets

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 空力技術研究グループ，岡林希依(okabayashi.kie@jaxa.jp)

研究分担者：首都大学東京，山田祐樹(yamada-yuki@ed.tmu.ac.jp)

### ● 計算の目的

航空機の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．本計算はリブレット近傍の乱流現象を詳細にとらえるDNSであり，その形状改善に資する知見を得ることを目的としている．

### ● 研究の概要

従来のリブレットは主流方向に平行な溝であったが，近年，主流方向にジグザグや波状の変化をつけた方が抵抗低減率が大きいことが知られ，断面形状も含めて改善が進められている．本研究では，その中でも特にサイン波状の変化をつけたリブレットに注目し，壁面近傍のミクロスケールの流れ場をパラメトリックに解析することにより，波状リブレットの形状改善の指針を得る．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：8

計算時間：660 時間

ケース数：10

並列化手法：自動並列，ベクトル計算

利用システム：V, A

### ● 今年度の研究成果の概要

波状リブレット（既存形状）のパラメータスタディを行い，最も効果の高い波長・振幅の組合せを見出した．従来の直線リブレット（-6.6%）に比べ全抵抗（圧力抵抗+摩擦抵抗）低減率が1.6%改善（-8.2%）した．抵抗低減メカニズムについても考察し，波状リブレットの頂上から剥離が生じ，横渦が周期的に発生することで摩擦抵抗が大幅に低減することがわかった．図1から，横渦発生位置と摩擦抵抗が比較的小さい部分に対応していることがわかる．

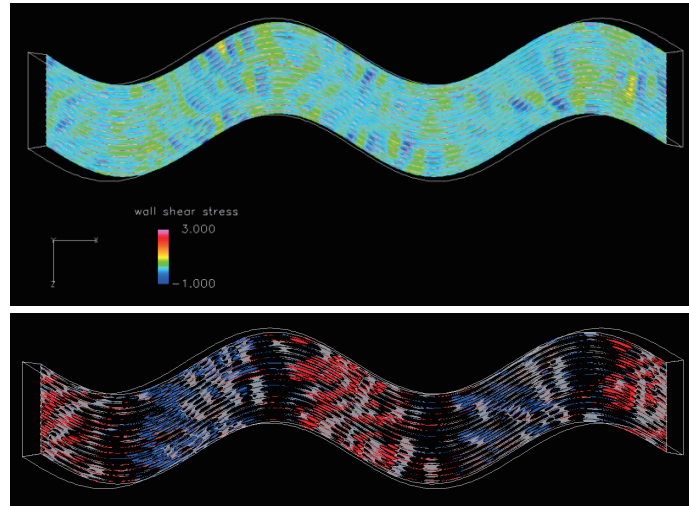


図1 波状リブレットにおける瞬時の縦渦（赤・青）・横渦（グレー）と壁面摩擦抵抗の対応

### ● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 日本流体力学会年会講演会2013
- 2) 第91期日本機械学会流体工学部門講演会
- 3) 第27回数値流体力学シンポジウム



## 高精度圧縮性 MHD 計算法の開発と宇宙プラズマに関する研究

High-order numerical method for compressible MHD and space plasma physics

### ● 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

宇宙プラズマ流解析で重要となる，高次精度，衝撃波捕獲，磁場のソレノイダル条件，これら全てを自動的に満たす圧縮性MHD計算スキームを提案し，その有効性を衝撃波問題や磁気リコネクション問題を通して検証する。

### ● 研究の概要

宇宙プラズマ流の MHD 解析では，精度良く磁気乱流現象を解像すると同時に衝撃波を捕獲し，更に磁場のソレノイダル条件を満たすことが必要となる．シンプルな方法でこれ等の必要条件を同時に満たす計算法は現在存在せず，宇宙プラズマ流解析を行う上での一つの障害となっていた．本研究では，非常にシンプルな方法で高次精度，衝撃波捕獲，磁場のソレノイダル条件，全てを自動的に満たす保存型の新しい圧縮性 MHD 計算スキームを提案する．一般的な形でこの3つの必要条件を満たす計算法を解析的に導出し，1，2次元の衝撃波問題や磁気リコネクション解析を通してその有効性を実証する。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：8cpu

並列化手法：自動並列

計算時間：25 時間程度/1 ケース

利用システム：V システム

ケース数：10 ケース

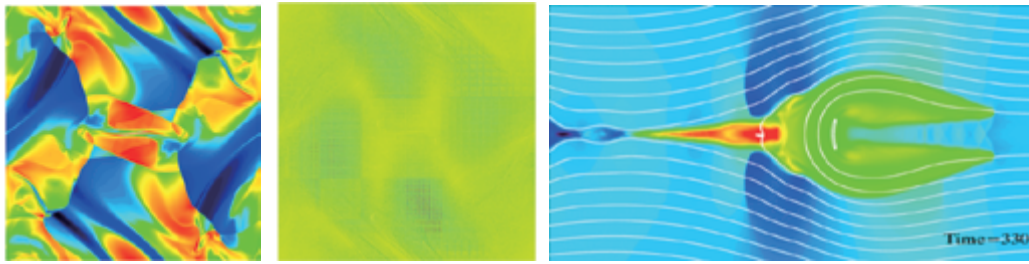
(異なるプラズマベータ下における

磁気リコネクション解析：Fig. 1b)

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では，まず解析的に高次精度，衝撃波捕獲，磁場のソレノイダル条件，全てを自動的に満たす計算法の導出を試みた．ここでのポイントは，磁場の衝撃波捕獲のため，MHDにおける磁場の時間発展方程式（誘導方程式）に人口粘性を導入するが，物理的に矛盾の無いよう如何にして人口粘性を導入するかである．本研究のキーとなるアイデアは，衝撃波による磁場の不連続は磁場の回転成分であるので，磁場の回転成分にのみ効果的に数値拡散を作用させ，磁場の発散成分には影響を与えないよう，誘導方程式に導入する人口粘性の形を工夫することである．本研究では，この条件を満たす高次精度計算法を解析的に導き，高次精度，衝撃波捕獲，磁場のソレノイダル条件，全てを自動的に満たす計算スキームを導出した．

テスト問題として，まずAlfven波の伝播を解く事で，本手法が1波に4点という非常に少ない格子点数で精度良く波を解像できることを示した．これは磁場のソレノイダル条件をみたす既存のCT法と比べ4-8倍の解像度を持つことを示した．また衝撃波問題に対しても，本手法が衝撃波をロバストに捕獲すると同時に磁場のソレノイダル条件を自動的に満たすことを実証した (Fig. 1a)．更には，本手法を磁気リコネクション問題に適用し，本計算スキームを用いることで，計算コストの高い電磁プラズマ粒子法と同様の活発な磁気リコネクションを再現できることを示した (Fig. 1b)．



(a) MHD shock-vortex interaction problem:  
left, temperature; right,  $\text{div}(\mathbf{B})$  field

(b) Fast magnetic reconnection problem

Fig.1 : Shock-related test problems in MHD system.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) S. Kawai, "Divergence-free-preserving high-order schemes for magnetohydrodynamics: An artificial magnetic resistivity method," *Journal of Computational Physics*, Vol. 251, pp. 292-318, 2013.

### 査読なし論文

- 2) S. Kawai, "A new divergence-free-preserving high-order scheme for magnetohydrodynamics," 66th APS Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics, accepted, APS, Pittsburgh, PA, November 2013.

### 招待講演・セミナー

- 3) S. Kawai, "A new divergence-free-preserving high-order scheme for magnetohydrodynamics," Invited Presentation at International Conference on Numerical Modeling of Space Plasma Flows, Long Beach, CA, U.S.A., June 2014.
- 4) S. Kawai, "Toward predictive simulation of global magnetospheric dynamics: A new highly accurate numerical method for magnetohydrodynamics," Invited Presentation at ISAS International Workshop: Magnetospheric Plasmas 2013, Tokyo Institute of Technology, November 2013.
- 5) 河合宗司, "A new divergence-free-preserving high-order scheme for magnetohydrodynamics: Shock waves, turbulence, and magnetic reconnection," 計算宇宙物理学研究室セミナー, 理化学研究所, 2013年9月.
- 6) 河合宗司, "A new strategy for simulating magnetohydrodynamics: Divergence-free-preserving high-order schemes," 宇宙惑星科学講座セミナー, 東京大学, 2013年5月.
- 7) 河合宗司, "Divergence-free-preserving high-order schemes for magnetohydrodynamics: Shock waves, turbulence, and magnetic reconnection," 理論宇宙物理学研究室セミナー, 早稲田大学, 2013年5月.
- 8) 河合宗司, "新しい圧縮性MHD解法: 高次精度, 衝撃波捕獲, 磁場のソレノイダル条件を自動的に満たすには," 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 招待講演, 千葉大学, 2013年2月

### 口頭発表

- 9) 大山裕介, 河合宗司, 藤本正樹, "新しい高精度 MHD 計算で明らかにされる高速磁気リコネクションのダイナミックな様相," R008-01, 第 134 回 SGEPS 総会および講演会, 高知大学, 高知, 2013年 11 月.
- 10) 大山裕介, 河合宗司, 藤本正樹, "磁場のソレノイダル条件を満たす高精度MHDシミュレーションコードを用いた磁気リコネクション関連問題の検証," PEM27-04, 日本地球惑星科学連合2013年大会, 幕張メッセ, 千葉, 2013年5月.

## 惑星大気の対流構造に関する数値的研究

Numerical study on the structure of convection in planetary atmospheres

### ● 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, 杉山耕一郎(sugiyama@gfd-dennou.org)

研究分担者：宇宙科学研究所 Planet-C プロジェクト, 安藤紘基(hando@ac.jaxa.jp)

### ● 計算の目的

本申請課題の目的は、現在の太陽系惑星から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（雲解像モデル）の開発と、その金星大気への適用を進めることである。これにより、金星探査機あかつき（Plannet-C）の観測を支援するための数値モデル基盤を整備することを目指す。

### ● 研究の概要

本研究では、金星雲層中の対流層から生成される重力波について対流生成も含めた 2 次元の数値実験を行うことで、重力波の伝播特性や水平波長・位相速度、重力波に伴う大気の加速・減速率について考察することを目的とする。過去にも重力波が金星大気の運動に及ぼす影響を調べた理論研究はあるが、いずれも地球の重力波観測に基づいた経験的なスペクトルをモデルに組み込んでおり、重力波の励起から伝播に至るまでの全てを陽に解いているわけではない。また、これまでの大気光観測（高度 110 km）、金星周回衛星に搭載された紫外光カメラの撮像観測（高度 70 km）、電波掩蔽観測（高度 65-90 km）によって、雲頂より上空の様々な高度で重力波の存在が確認されているが、個々の観測手法に内在する制約のため、現段階では重力波が金星大気の運動に与える影響を観測のみから理解することは難しい。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：24

並列化手法：MPI

計算時間：35 時間

利用システム：M

ケース数：4

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度はまず始めに、我々の開発してきた雲解像モデル `deepconv` の金星大気への適用を行った (<http://www.gfd-dennou.org/library/deepconv>)。重力加速度や比熱といった物理量を金星大気でのそれに置き換え、従来の金星雲解像モデルで用いられた物理過程や境界条件を導入した。Baker et al. (1998) や Imamura et al. (2013) と同様の設定を用いた数値実験を行うことで、従来の雲解像モデルを用いた数値実験で得られた特徴を再現できることを確認した。

次に、雲解像モデルを用いて、雲層内の対流によって励起される重力波のシミュレーションを実行した。系の設定は Imamura et al. (2013) に基づくが、重力波の観測されている高度領域を網羅するために、彼らに比べて広い鉛直領域を確保している。計算領域や解像度は数通り試しており、以下では水平領域を 100 km、鉛直領域は金星の高度 35-100 km とし、水平方向と鉛直方向の解像度をそれぞれ 200 m, 150 m とした結果を示す。図1 は計算の最終状態における系全体の鉛直流の様相を示したものである。雲層に相当する高度 48-55 km において対流が生じている。雲層内の鉛直流の大きさ最大で約  $4 \text{ m s}^{-1}$  であり、対流の水平スケールは約 10 km 程度である。雲層上端の高度 55 km より上空では、対

流によって励起された重力波が鉛直に伝播している様子が見られる。重力波の水平波長は約 50 km, 鉛直波長は約 4 km, 周期は  $\sim 5 \times 10^3$  s であった。今後は上端高度を 120 km 程度まで伸ばした計算を行い, 金星の大気光観測をはじめとした種々の観測結果と比較することを検討している。

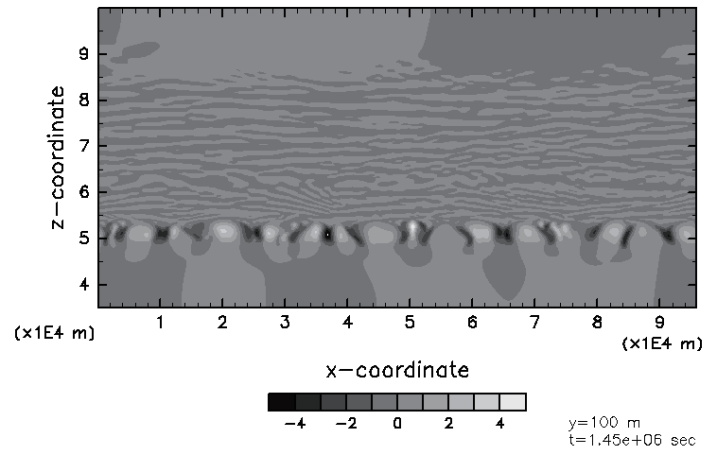


図1 計算開始 1,450,000 秒後における系全体の鉛直流の分布

## 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開発センター 先進技術研究グループ、  
高橋政浩(takahashi.masahiro@jaxa.jp)  
研究分担者：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、  
佐藤和雄(satou.kazuo@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、および、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 Hiest 空力計測試験で観察された、抗力係数の気流エンタルピ条件に対する変化傾向が鈍頭部半径により異なる現象の原因解明のため、気流の熱的・化学的非平衡性の強さ、および、試験気流の非一様性が抗力係数に及ぼす影響について評価した。また、Hiest で試験予定の鈍頭円錐模型の空力解析を実施し、基本空力特性を取得するとともに試験気流の非一様性が空力特性に及ぼす影響を評価した。

### ● 今年度の研究成果の概要

鈍頭半径50mm(R50)および20mm(R20)の鈍頭円錐模型の抗力特性（迎角0度）をFig.1に示す。横軸は試験気流の全エンタルピである。化学非平衡性の影響について、Park(PK)およびDunn-Kang(DK)を標準モデルとし、化学非平衡が強くなるよう解離・再結合レートを下げたDK(mDK)と比較し評価した。また、熱的非平衡性の影響について、T-V緩和時間をParkの修正を加えたMillikan-White(MK)式で見積もった場合を標準とし、熱化学非平衡が顕著となるようT-V緩和時間を長く見積もるオリジナルのMK式を用いた場合(DKoMW)と比較し評価した。さらに、各熱化学非平衡モデルを用いてHiest試験気流解析を行い、ノズル出口の中心軸周り100mm内の平均状態を一様流条件として与えた場合と気流条件の内挿により非一様性を考慮した場合の比較により、試験気流の非一様性の影響を評価した。結果より、試験気流の非一様性の考慮によりCFDと実験値の一致が改善されることが示された。非一様性の影響はR20模型の場合に特に顕著であるが、これはR20模型の場合、円錐面部分が占める割合が多く、気流の圧力分布や偏向の影響が顕著に現れるためである。また、熱的または化学的非平衡が顕著となるモデルの結果の方が、抗力係数の変化傾向が実験値の傾向に近い結果であった。ただし、R50模型では気流の非一様性および熱化学非平衡モデルの抗力係数に対する影響は小さく、実験値の変化傾向の再現には至っていない。

この他、3次元数値解析によりHiestで試験予定の鈍頭円錐模型の基本空力特性を取得するとともに試験気流の非一様性が空力特性に及ぼす影響を評価した。全長860mmの大型模型であるが、気流非一様性の影響による空力特性の変化はCAおよびCNで5%以内(迎角10度)、Cmへの影響は1%以内と小さい結果が得られた。図2に各断面における等マッハ数線図と表面流線を示す。

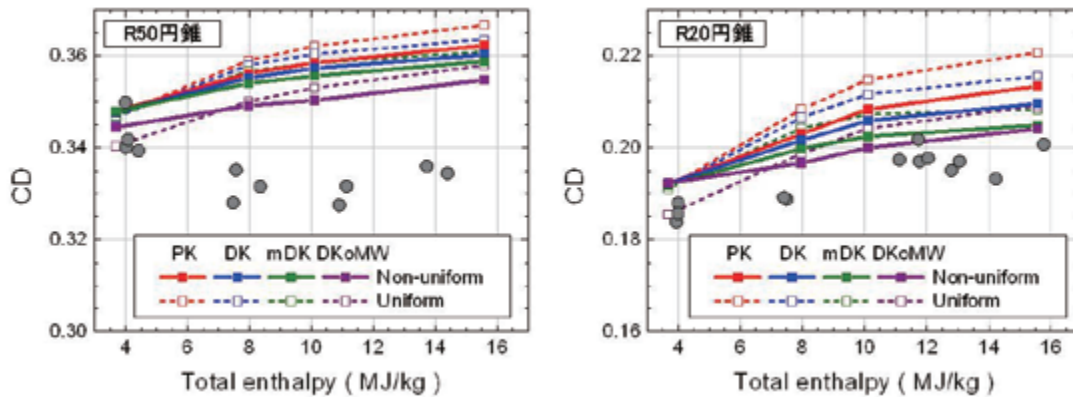


図1 鈍頭円錐模型の抗力係数 (迎角0度)

## 代表的計算情報

並列度プロセス数 : 4  
 計算時間 : ノズル流れ 5 時間,  
 模型周り流れ 15 分  
 ケース数 : 8 ケース

並列化手法 : 指示行による並列化  
 利用システム : Vシステム(SX-8R)

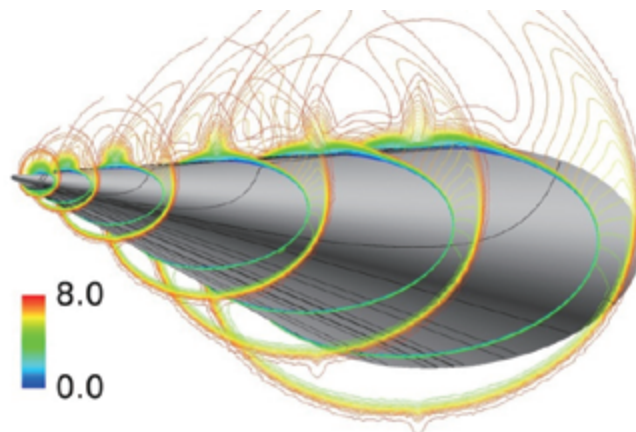


図2 鈍頭楕円錐模型の等マッハ数線図 (迎角10度)

## 代表的計算情報

並列度プロセス数 : 4  
 計算時間 : 35 時間,  
 ケース数 : 8 ケース

並列化手法 : MPI  
 利用システム : Vシステム(SX-8R)

## ● 研究成果の公表状況

## 査読なし論文

- 1) Takahashi, et. al, "Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of a High Enthalpy Flow around a Blunt-nosed Cone Model", ISTS Paper 2013-o-2-17, 2013

## 口頭発表

- 2) Takahashi, et. al, "Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of a High Enthalpy Flow around a Blunt-nosed Cone Model", ISTS Nagoya, 2013.

## 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：航空本部 構造研究グループ，玉山雅人(tamayama.masato@jaxa.jp)

研究分担者：航空本部 構造研究グループ，磯貝紘二(koji.isogai@nifty.com)

#### ● 計算の目的

T型尾翼の亜音速および遷音速におけるフラッター速度の予測技術の確立に必要な数値シミュレーションを実施することを目的としている。

#### ● 研究の概要

T型尾翼のフラッター速度は水平尾翼の迎角や上半角によって大きく変わることが知られているがこのような現象を予測する技術は、遷音速領域では確立されていない。このような現象の主たる原因は垂直尾翼の曲げ捩じれ振動に伴って生じる水平尾翼の面内振動によって、水平尾翼にローリングモーメント生じ、それがフラッター速度に大きな影響を与えることによる。本研究では、まず面内振動する単独の3次元翼に作用するローリングモーメントを予測するための数値シミュレーション技術を開発し、さらにその手法をT型尾翼に拡張し、T型尾翼の遷音速フラッターの予測技術を確立する。

##### 代表的計算情報

並列度プロセス数：—

並列化手法：—

計算時間：1 ケース 72 時間

利用システム：M

ケース数：20 ケース

#### ● 今年度の研究成果の概要

- 1) 亜音速および遷音速流れ中で面内振動する単独の3次元翼周りの流れを解析するための3次元ナビエ・ストークス・コードを開発し、(迎角や上半角をもって) 面内振動する翼に作用するローリングモーメントに与える(遷音速を含む) 圧縮性の影響を明らかにした。
- 2) 1) で開発した面内振動する単独翼に関する3次元ナビエ・ストークス・コードをT型尾翼に拡張し、振動するT型尾翼の水平尾翼に作用するローリングモーメントに与える(遷音速を含む) 圧縮性の影響を明らかにした。

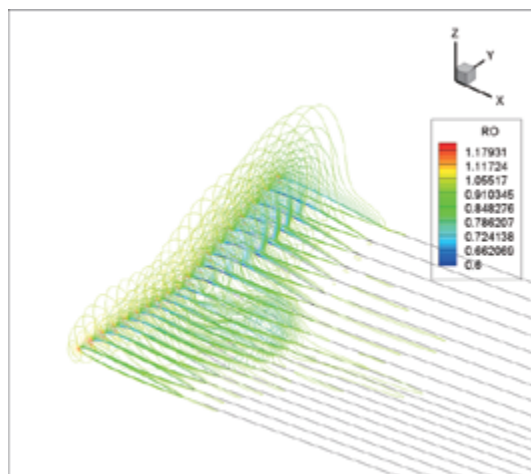


Fig.1 Flow pattern (iso-density contour) around a rectangular wing Oscillating in yaw ( $M=0.75$ ,  $\alpha=5$  deg,  $\Gamma=10$  deg).

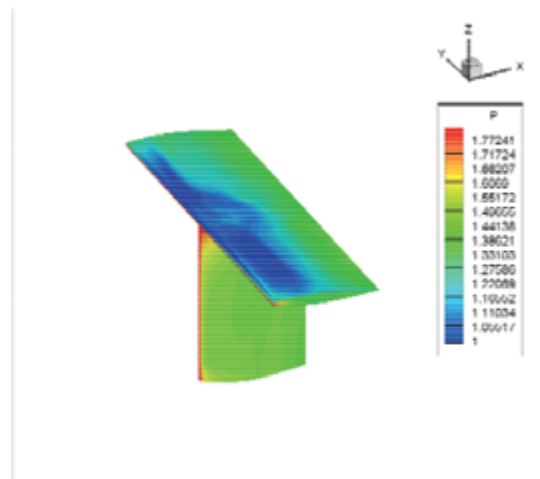


Fig. 2 Surface pressure distribution for a T-tail oscillating in yaw around vertical tail plane ( $M=0.70$ ,  $\alpha_H=5$  deg).

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読付論文

- 1) Isogai, K. "Effect of Flexibility of Caudal Fin on Propulsive Performance of Dolphin," 04-07-3 Proceedings of APISAT2014, Nov. 20-21, 2013, Takamatsu.
- 2) Isogai, K. "Effect of Flexibility of the Caudal Fin on the Propulsive Performance of Dolphins," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 57, No. 1, Jan., 2014, pp. 21-30.

#### 査読なし論文

- 3) Isogai, K. "Effect of Flexibility of Caudal Fin on Propulsive Performance of Dolphin," 04-07-3 Proceedings of APISAT2014, Nov. 20-21, 2013, Takamatsu.



## プラズマアクチュエータを用いた大迎角細長物体の非対称剥離渦制御の数値シミュレーション

Numerical Analysis on Asymmetric Separation Vortex Control on 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 宇宙飛行工学研究系，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，佐藤雅幸(50012643026@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、物体後流に非対称な剥離渦が生じ、飛行体の姿勢安定性が損なわれる。この問題に対して、剥離渦の能動的な制御（流体制御）が有効である。本研究では、細長物体の各所に配したプラズマアクチュエータによる剥離渦制御方法について検討している。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、プラズマアクチュエータによる制御効果を組み込んだ CFD シミュレーションを、様々なアクチュエータ配置、出力に対して実施する。

### ● 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。数値シミュレーションは流れ場の詳細を理解できるため、本研究において有効な解析ツールである。まず、物体後胴において横断流に対し誘起流を加えるプラズマアクチュエータ配置について解析を行い、その制御メカニズムの解明に取り組んだ。次に、小さなアクチュエータ出力でも流れ場を制御できる効率的な方法を模索するため、新たに物体機軸方向に誘起流を加えるプラズマアクチュエータ配置を提案した。この配置について数値解析を行うことで、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。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：8

計算時間：30,000 sec

ケース数：40 ケース

並列化手法：MPI

利用システム：V システム

### ● 今年度の研究成果の概要

- 細長物体後胴での横断流に対し誘起流を加えるアクチュエータ配置について、軸方向設置領域を変更して計算を行った。結果、機軸方向上流の流れ場の変化が軸方向下流にも大きく影響を与え、より効率的な設置位置であることを示した。
- 細長物体前胴における軸流に対し誘起流を加えるアクチュエータ配置では、アクチュエータ制御力に対する横力の比例的制御を行うことはできないが、小さなアクチュエータ制御力でも大きな横力変化が得られることを示した。
- 細長物体前胴で軸流に対して逆方向に誘起流を加えた際の制御メカニズムは、アクチュエータの誘起流による渦の剥離の促進であると考えられる。

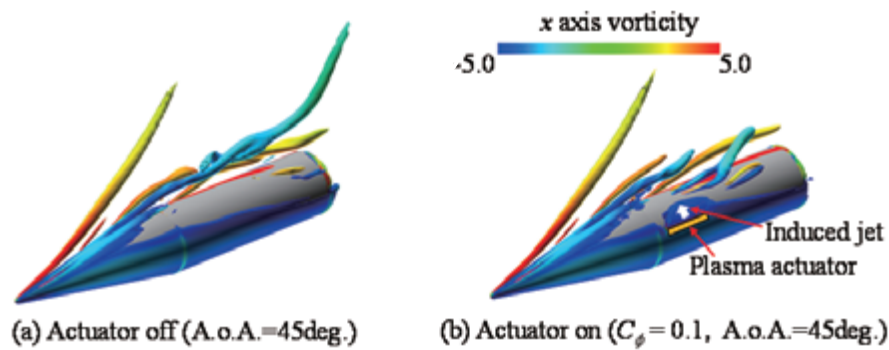


図1 横断流に対して誘起流を加える配置による流れ場制御

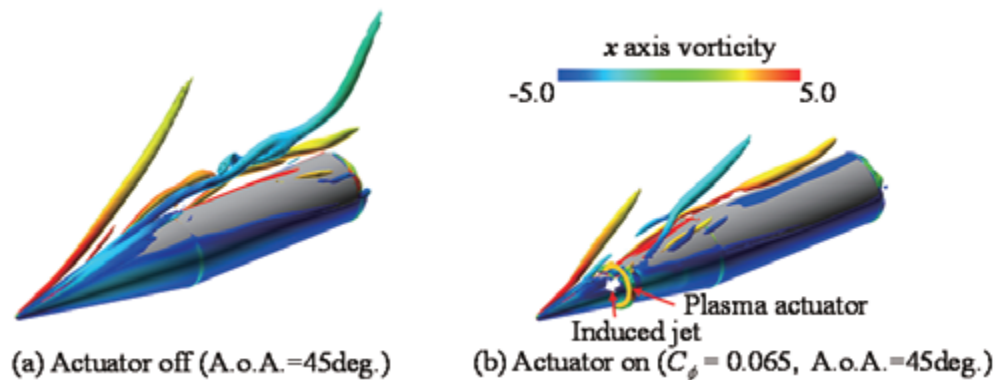


図2 軸流に対して誘起流を加える配置による流れ場制御

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 佐藤雅幸, 西田浩之, 松原暁良, 野々村拓, 野中 聡, 鈴木幸一, 加藤裕之, “プラズマアクチュエータを用いた大迎角細長物体の非対称剥離渦制御におけるPIV可視化実験と数値解析”, 日本航空宇宙学会 第44期定時社員総会/年会講演会年会, A15, 東京, 2013.
- 2) Masayuki SATOH, Hiroyuki NISHIDA, Taku NONOMURA, “Numerical Study of Vortex Flow Control on High-Angle-of-Attack Slender Body”, 29th International Symposium on Space Technology and Science, e-04, Aichi, 2013.
- 3) 佐藤雅幸, 西田浩之, 松原暁良, 野々村拓, “大迎角細長物体の横力制御におけるDBDプラズマアクチュエータ設置位置の検討”, 第45回流体力学講演会, 2B11, 東京, 2013.
- 4) Masayuki SATOH, Hiroyuki NISHIDA, Akira MATSUBARA, Taku NONOMURA, “Numerical Study of Separation Flow Control over High-Angle-of-Attack Slender-Body Using Plasma Actuators at Aft-Body”, The 12th International Symposium on Fluid Control Measurement and Visualization, OS16-03-2, Nara, 2013.

## ロケットラム複合サイクルエンジンにおけるエジェクタ・モードの数値計算

Numerical Simulation of Ejector-jet Mode in Rocket-Ram Combined Cycle Engine

### ● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部，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

角田宇宙センターでは，複合サイクルエンジンのプロトタイプである“E3”エンジンを設計し，ラムジェットエンジン試験設備を用いて試験をしてきた．

本研究では，RJTF試験設備を用いて静止条件，すなわち飛行条件マッハ数0で行われた，E3エンジンのエジェクタ・モード試験結果を数値的に再現し，より詳細なエンジン内部の現象を理解し設計に役立てるために解析を行った．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：32  
計算時間：600 時間  
ケース数：4

並列化手法：MPI  
利用システム：V

### ● 今年度の研究成果の概要

ロケットの間にスリットを設けることにより，空気流とロケット流の接触面積を増大して，吸込み性能の向上を算出した．スリット無しの場合と同様に，吸込み性能が最少になっている場合が実験結果と近いと考えて吸込み性能を比較すると，スリットを設けることにより約 8.5 % 上昇した．

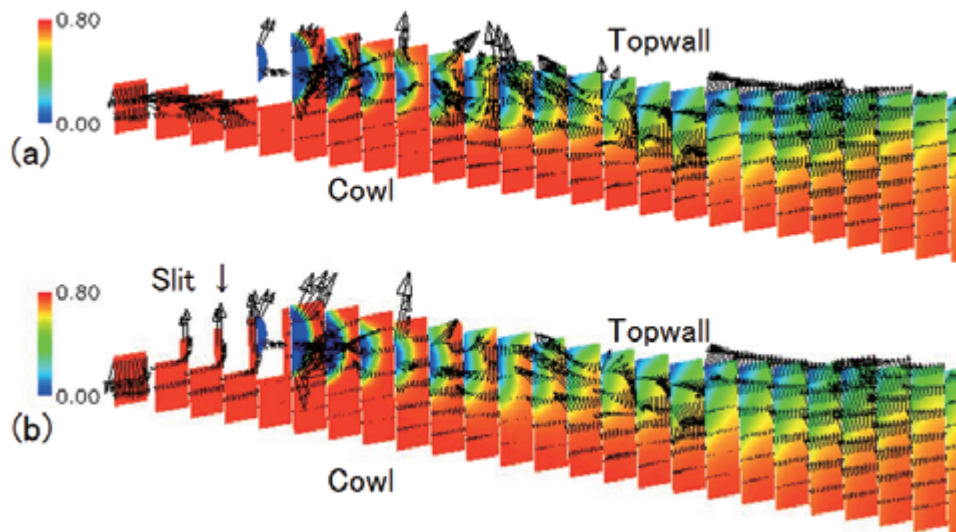


図1 窒素のモル分率の分布と速度ベクトル(a)スリット無 (b)スリット有

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) ロケットラム複合サイクルエンジンにおけるエジェクタ・モードの数値計算, 第27回宇宙科学連合講演会

## 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)  
 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，佐藤 允(sato@flab.isas.jaxa.jp)  
 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，立川智章(tatsukawa@flab.isas.jaxa.jp)  
 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系，焼野藍子(yakeno@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)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，Takfik Slaiman(taufik@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，関本諭志(sekimoto@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，阿部圭晃(abe@flab.isas.jaxa.jp)  
 東北大学大学院 航空宇宙工学専攻，安藤善紀(ando@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，寺門大毅(terakado@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，Bikash Ranjan Das(bikash@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，飯田大貴(iida@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京理科大学大学院 機械工学専攻，藤岡直也(fujioka@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，李 東輝(lee@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京理科大学 機械工学科，近藤勝俊(kondo@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京理科大学 機械工学科，長田裕樹(nagata@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，加藤宏基(kato@flab.isas.jaxa.jp)  
 東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，Gabriel Pichon(pichon@flab.isas.jaxa.jp)  
 株式会社菱友システムズ，岡田浩一(okada@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，及びその空力設計/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

#### 【惑星探査航空機の空力特性に関する研究】

航空機型火星探査機を実現するためには，火星環境下が航空機に与える影響を詳細に調べる必要がある。本年度は，NACA0012翼型を対象としたLES解析によるレイノルズ数効果の調査，火星航空機全機形状を対象としたRANS解析による全機空力特性の調査，プロペラ用翼型に対するマッハ数効果の調査をそれぞれ行った。

### 【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】

本研究では①超音速フリージェットから発生する音響波，②超音速ジェットが壁面に衝突した際に発生する音響波の発生メカニズムの解明を目指して解析を行っている。本年度は，①の音響波を理解する第一歩として，一様等方性圧縮性乱流のDNSにより音源となる乱流の微細構造に圧縮性が与える影響について詳細に調べた。また，乱流遷移する超音速ジェットから発生する音響波のシミュレーションを行い，理解を深めた。②の音響波に対しては，(i)ディフレクタを模擬した斜め平板，及び(ii)曲面壁面に衝突させた超音速ジェットの3次元音響波のLES解析を行い，音響波の発生メカニズムを明らかにした。

### 【能動的流体制御デバイスに関する研究】

能動的流体制御デバイスは，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が，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。本研究では，この問題を解決するために数値計算を用いてシンセティックジェットの剥離流れの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ている。本年度は，シンセティックジェットの効果をモデル化した解析を行い，そこから知見を得た。

### 【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。本年度は火星探査航空機主翼に関する設計知見を得るために，揚抗比最大化，巡航状態でのピッチングモーメント最小化および揚力係数の非線形性最小化を設計目的とした多目的設計探査を行った。さらに，一般的に提案されている前縁が丸い翼型に加え，低レイノルズ数で優れた空力性能を示す前縁の尖った翼型設計も想定し，それぞれに対して多目的設計探査を行った。ここでは，構造的な安定性を考慮した新しい翼型を提案するために翼の厚みに制約条件を設けた。

## ● 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】

NACA0012 翼型の LES 解析から，揚力傾斜の非線形性には剥離点，再付着点，層流剥離泡が重要な役割をしていることを明らかにした。また，全機形状に関する解析において胴体・尾翼形状の設計改善の必要性を示した。さらに，プロペラ用翼型の解析において厚翼はマッハ数のみに依存して揚力傾斜に非線形性を生じる一方，薄翼はマッハ数と迎角の両方に依存して揚力傾斜の非線形性が現れ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】

乱流の微細構造から発生する音響波について，一様等方性圧縮性乱流の DNS の結果からレイノルズ応力による音源強度が shocklet の生成により大きくなることが分かった。また，遷移する超音速ジェットから発生する音響波が LES により精度良く予測できることを示した。さらに，衝突ジェットにおける音響波に関し，LES で得られた結果から，衝突点が 3 次元形状である場合には反射による音響波が緩和され，2 次元形状の場合よりも上方における音圧レベルが小さくなることを明らかにした。

### 【能動的流体制御デバイスに関する研究】

シンセティックジェットの内側に生じる3次元性の強い乱流構造が剥離制御に及ぼす効果を評価する為、シンセティックジェットの効果を速度の翼面上境界条件によりモデル化した計算を行った。計算の結果、スパン方向の変動の有無により、翼面上での乱流遷移の位置が大きく異なり、剥離流れの制御特性に強い影響を与える事が分かった。

### 【空力設計問題の多目的設計探査に関する研究】

火星探査航空機主翼の空力設計探査の結果、最大揚抗比付近での翼型形状について、i) 前縁が丸い翼型は下面のキャンバーを持つことにより揚力係数を確保し、高い揚抗比を実現する特性があることがわかった。一方、ii) 前縁の尖った翼型は形状が流線型に近くなり、抵抗係数を減らすことによって高い揚抗比を実現する特性があることがわかった。以上より、前縁形状を尖らせることで低レイノルズ数において高い揚抗比特性を持つ翼型設計の可能性を示した。今後、風洞試験による検証を経て実機の主翼形状に反映される予定である。

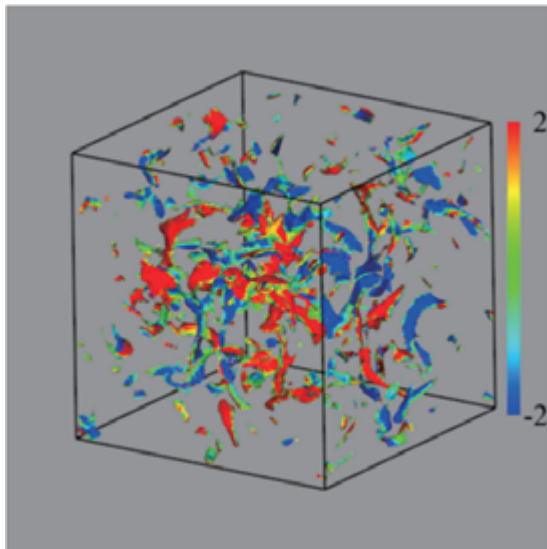


図1 一様等方性圧縮性乱流のDNS解析

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：8(M システム)  
 計算時間：約 10 時間  
 ケース数：10  
 (一様等方性乱流)

並列化手法：MPI  
 利用システム：M, V, J-SPACE

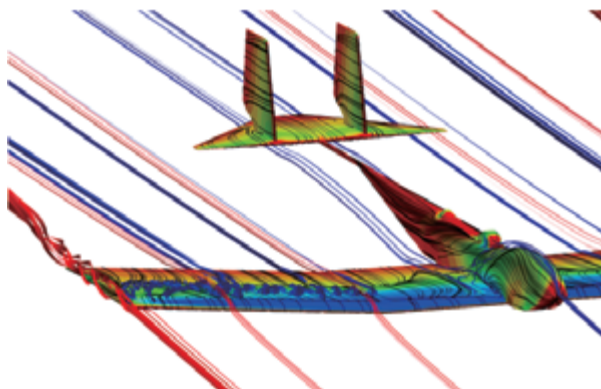


図2 火星航空機全機形状周り流れの解析

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：16node(M システム)  
 計算時間：約 50 時間  
 ケース数：7

並列化手法：自動並列  
 利用システム：M

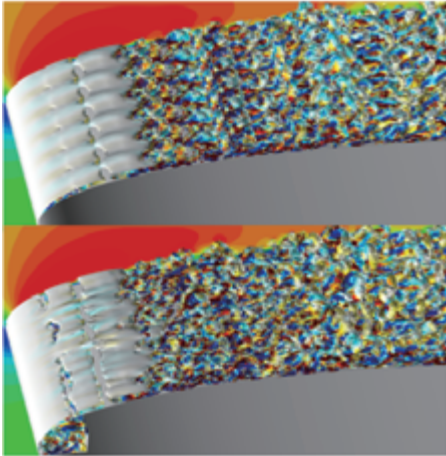


図3 シンセティックジェットによる翼周り剥離流れ制御

## 代表的計算情報

並列度プロセス数：8CPU(V システム)

計算時間：約 80 時間

ケース数：6

並列化手法：自動並列

利用システム：V, J-SPACE

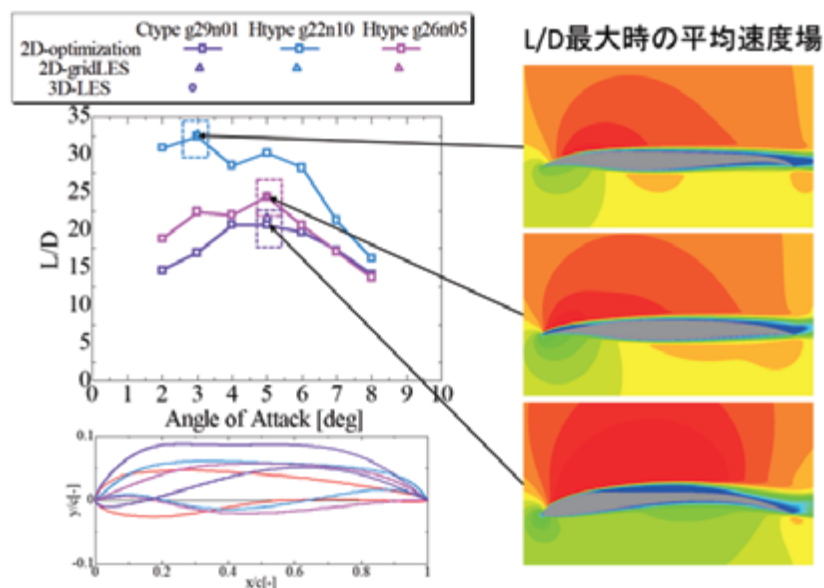


図4 惑星探査航空機の主翼の最適化結果

## 代表的計算情報

並列度プロセス数：350 ノード

計算時間：10,000 時間

ケース数：1

並列化手法：FLAT

利用システム：M, J-SPACE

## ● 研究成果の公表状況

## 査読付論文

- 1) Y. Nagata, T. Nonomura, K. Fujii, M., Yamamoto, "Analysis of Acoustic-fields Generated by a Supersonic Jet Impinging on Flat and Curved Inclined Plates," International Journal of Aerospace and Lightweight Structure, Vol.3, No. 3, 357-371, 2013.
- 2) T. Nonomura, K. Kitamura and K. Fujii, "A Simple Interface Sharpening Technique with a Hyperbolic Tangent Function Applied to Compressible Two-fluid Modeling," Journal of Computational Physics, Vol. 256, pp. 95-117, 2014.
- 3) M. Anyoji, T. Nonomura, H. Aono, A. Oyama, K. Fujii, H. Nagai, K. Asai, "Computational and Experimental Analysis of a High Performance Airfoil under Low-Reynolds-Number Flow Condition," Journal of Aircraft, accepted.



- 4) D. Lee, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, “Comparison of Numerical Methods for Evaluating Airfoil Aerodynamic Characteristics at Low-Reynolds Number,” submitted to Journal of Aircraft.
- 5) N. Fujioka, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, M. Yamamoto, “Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane,” submitted to Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan.

#### 口頭発表

- 6) T. Nonomura, K. Fujii, “Effects of Inflow Shear Layer Parameters on a Transitional Supersonic Jet with a Moderate Reynolds Number,” 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA-2013-2237, 2013.
- 7) Y. Nagata, T. Nonomura, K. Fujii, M. Yamamoto, “Analysis of Acoustic-Fields Generated by a Supersonic Jet Impinging on Flat and Curved Inclined Plates,” 5th Asia Pacific Congress on Computational Mechanics, Singapore, 11-14th December 2013
- 8) N. Fujioka, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, M. Yamamoto, “Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane,” 29<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya Japan, 2-9 June 2013.
- 9) K.Kondo, H.Aono, T.Nonomura, A.Oyama, K.Fujii, M.Yamamoto. “Large-Eddy Simulations of Owl-like Wing under Low Reynolds Number Conditions,” ASME Fluid Engineering Division Summer Meeting, Nevada, USA, 7-11th July, 2013.
- 10) K.Kondo, H.Aono, T.Nonomura, A.Oyama, K.Fujii, M.Yamamoto. “Computational Study of Reynolds Number Effect on Owl-like Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers,” 5th Asia Pacific Congress on Computational Mechanics, Singapore, 11-14th December 2013
- 11) Y. Abe, K. Okada, M. Sato, T. Nonomura and K. Fujii, “Significance of Three-dimensional Unsteady Flows inside the Cavity on Separated-flow Control around an NACA0015 using a Synthetic Jet” 43rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2013.
- 12) Y. Abe, K. Okada, T. Nonomura and K. Fujii, “The Effects of Actuation Frequency on the Separation Control over an Airfoil using a Synthetic Jet” 5th European Conference for Aeronautics and Space Science, 2013.
- 13) 野々村拓, 藤井孝藏, “乱流遷移する超音速ジェットからの音響場に対する流入せん断層パラメータの影響,” 日本機械学会, 第91回日本機械学会流体工学部門会, 2013 11月9-1
- 14) 藤岡直也, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 山本 誠, “火星探査航空機の空力性能 に対する各部位の寄与”, 第57回宇宙科学連合講演会, 鳥取県米子市, 2013/1009~11
- 15) 藤岡直也, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 山本 誠, “火星探査航空機に対する空力解析”, 宇宙航行の力学シンポジウム2013, 宇宙研, 2013/12/05~06
- 16) 近藤勝俊, 安養寺正之, 岡本正人, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 山本 誠, “低レイノルズ数における尾翼の舵効き性能評価”, 宇宙航行の力学シンポジウム2013, 宇宙研, 2013/12/05~06
- 17) 阿部圭晃, 野々村 拓, 藤井孝藏, “シンセティックジェットを用いた翼周り剥離流れの制御における大規模な渦構造の時空間での可視化”, 第41回可視化情報シンポジウム, (2013) , (ベストプレゼンテーション賞)
- 18) 阿部圭晃, 芳賀臣紀, 野々村拓, 藤井孝藏, “高次精度保存型FR法における一様流保持”, 第27回数値流体力学シンポジウム, (2013).
- 19) 阿部圭晃, 野々村拓, 近藤勝俊, 飯田大貴, 渡辺 毅, 池田俊之, 小石正隆, 山本 誠, 藤井孝藏 “回転するタイヤから発生する空力音の解析(Re=100000)”, 第27回数値流体力学シンポジウム, (2013).

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

Numerical Simulation of  $\text{LO}_x/\text{GH}_2$  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、LES 燃焼解析によってシミュレーション上で燃焼振動を発生させ、圧力変動と発熱率変動のカップリング効果を定量的に評価する。LES から得られた圧力変動のデータを利用して、圧力変動と発熱率変動のカップリングの指標であるレイリーインデックスを評価し、圧力変動が増幅するメカニズムを理解することを目的とする。

### ● 研究の概要

本研究では、LES 燃焼解析によってシミュレーション上で燃焼振動を発生させ、圧力変動と発熱率変動のカップリング効果を定量的に評価することを目指す。解析の対象とする燃焼器では、燃焼室内部における横方向モードの圧力変動を励起することを狙って、水素/酸素 ( $\text{H}_2/\text{O}_2$ ) 同軸型インジェクターを燃焼室の中心から外れた位置に配置する。これにより、火炎による発熱帯の位置が横方向モードの圧力変動の腹に近づくため、圧力変動と発熱率変動とのカップリング効果が増加し、燃焼振動が発生しやすくなる効果が期待できる。解析に先立って行われた燃焼試験では、窒素 ( $\text{N}_2$ ) による酸化剤の希釈を行った場合に燃焼形態が変化し、燃焼室平均圧力に対して  $\pm 3\%$  程度の横方向 1 次 (1T) モードが観測されている。同条件について LES 燃焼を実施し、1T モードを再現することを試みる。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：329 ノード (1316 コア)	並列化手法：MPI (マルチブロック), OpenMP (ループ内)
計算時間：14 日(336 時間)/ケース	利用システム：M システム
ケース数：4 ケース	

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、大気圧条件 (100 kPa) のサブスケールロケット燃焼器に対して LES 燃焼解析を実施した。酸化剤 ( $\text{O}_2$ ) に対して窒素 ( $\text{N}_2$ ) による希釈を行うことで燃焼形態を変化させ、1T モードを励起させることを試みた。希釈を行わない場合 (ケース1)、火炎は噴射器リム部に付着した状態で保炎し、変動レベルは非常に小さく  $\pm 100$  Pa 程度であった。次に、酸化剤を希釈した場合 (ケース2)、火炎端がリムから離脱し、 $\pm 3$  kPa を超えるレベルまで 1T モードの圧力変動を励起させることに成功した (図 1 および 2)。レイリーインデックスを評価した結果から、リムから離脱した火炎による発熱率の変動が 1T モードの圧力変動とカップリングしていることが明らかになった。

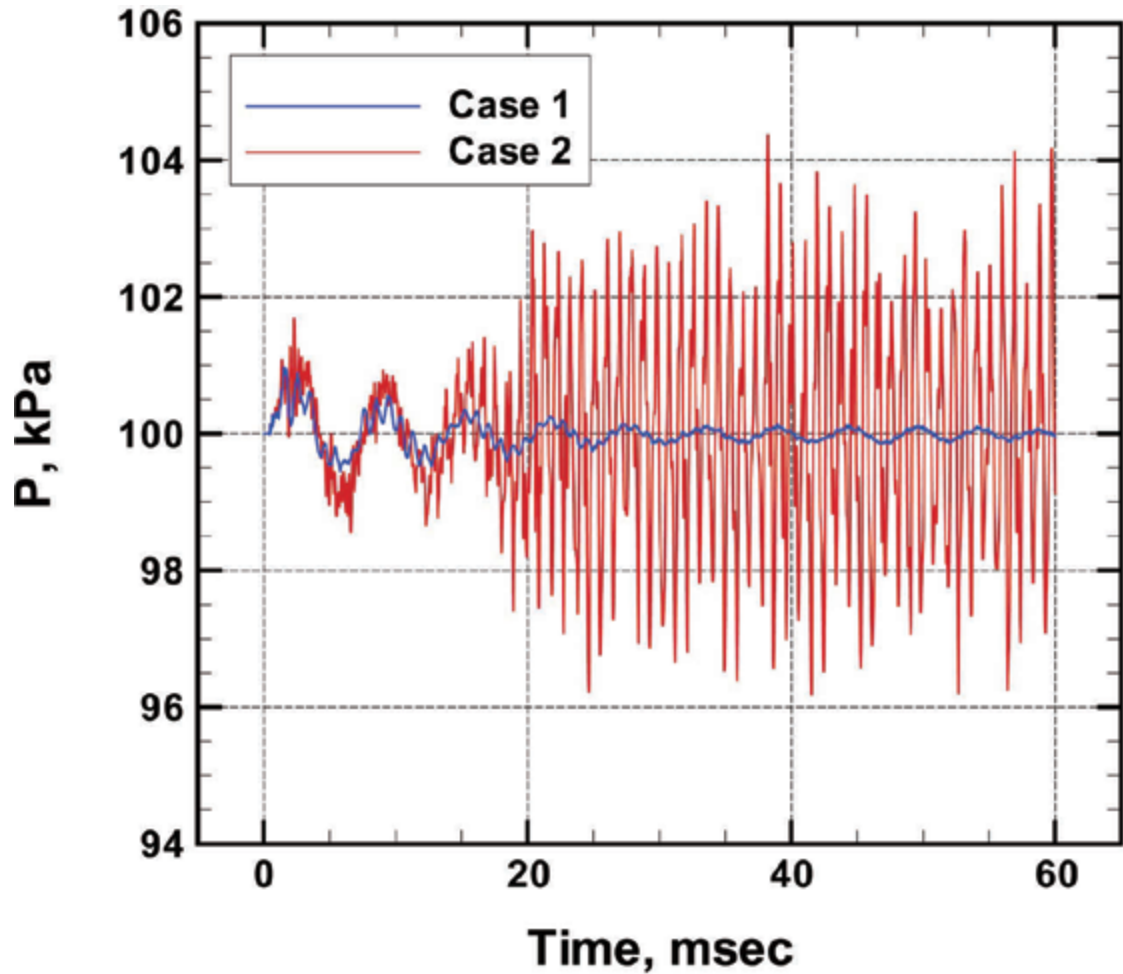


図1 燃焼室内部における圧力変動の時間履歴.

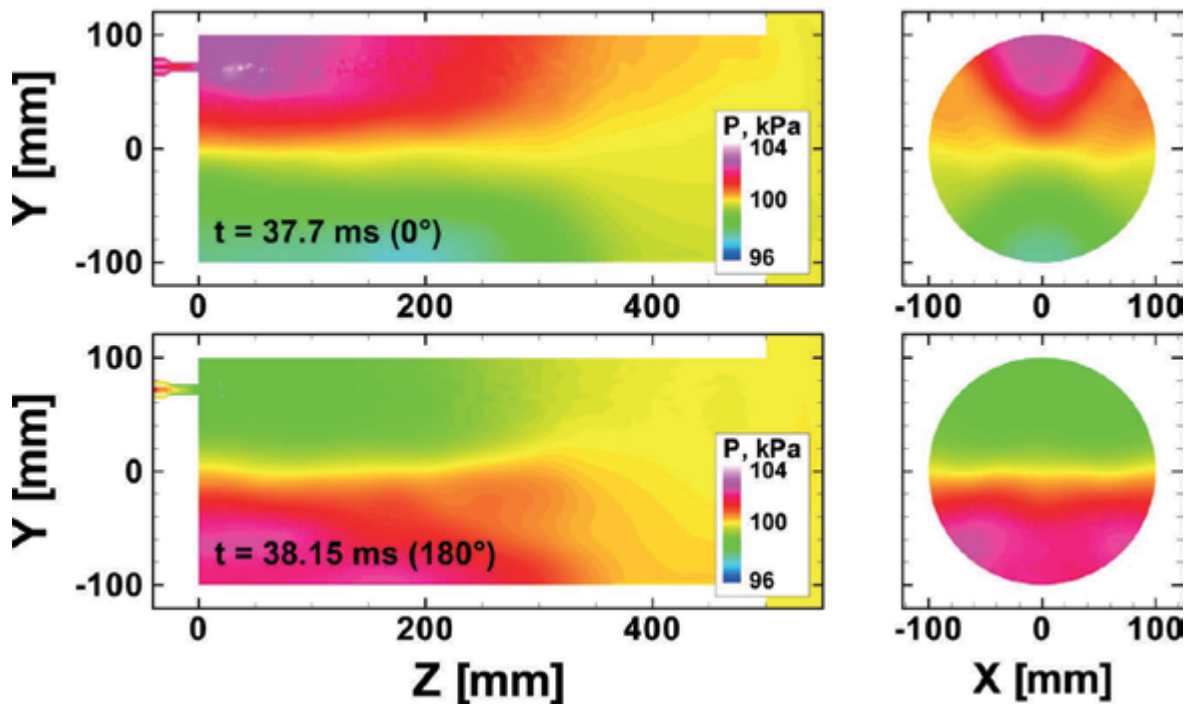


図2 酸化剤の希釈（ケース2）により得られた、横モード 1 次の圧力変動 1/2 周期の様子. (上)  $t=37.7\text{msec}$  ( $0^\circ$ ), (下)  $t=38.15\text{msec}$  ( $180^\circ$ ) における瞬時の圧力分布を示す. 右側の断面分布は  $Z=100\text{mm}$  における X-Y 断面.

**● 研究成果の公表状況****査読付論文**

- 1) S. Matsuyama, “Correlation of optical emission and turbulent length scale in a coaxial jet diffusion flame,” *Combustion and Flame* 161 (2014) 937–949.
- 2) S. Matsuyama, “Performance of all-speed AUSM-family schemes for DNS of low Mach number turbulent channel flow,” *Computers & Fluids* 91 (2014) 130–143.
- 3) S. Matsuyama, et al., “Large-eddy simulation of high-frequency combustion instability in a single element atmospheric combustor,” preparing for submission.

**査読なし論文**

- 4) S. Matsuyama, “Large Eddy Simulation of CH<sub>4</sub>/O<sub>2</sub> Combustion of a Swirl-Coaxial Injector,” AIAA Paper 2014-308, 2014.

**口頭発表**

- 5) 松山新吾, 他, ロケット燃焼器内部における高周波燃焼振動に対する噴射流量変動の影響, 第45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2013, 2013.
- 6) 松山新吾, 旋回を伴うメタン・酸素同軸噴流火炎の LES, 第51回燃焼シンポジウム, 2013.
- 7) S. Matsuyama, “Large Eddy Simulation of CH<sub>4</sub>/O<sub>2</sub> Combustion of a Swirl-Coaxial Injector,” AIAA SciTech 2014, 2014.
- 8) 松山新吾, サブスケールロケット燃焼器における高周波燃焼振動のLES, 日本航空宇宙学会北部支部 2014年講演会, 2014.

## 燃焼流現象理解とモデリング

Understanding and modeling of combustion flow

### ● 研究グループ

研究代表者：航空本部 数値解析技術研究グループ，溝渕泰寛(mizo@chofu.jaxa.jp)  
研究分担者：NuFD，岡部壮志(okabet@nufd.jp)

### ● 計算の目的

詳細な燃焼流解析をもとに，従来明らかにされていなかった燃焼現象の理解およびそれに基づくモデリングを行い，実用燃焼解析に資する。

### ● 研究の概要

燃焼流の数値実験により現象解明およびモデリングを行う。

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：16

計算時間：500

ケース数：8

並列化手法：MPI, OpenMP

利用システム：M

### ● 今年度の研究成果の概要

燃料過濃水素空気ブンゼンバーナの先端においては半径方向の輸送現象の効果が大きく，それにより，層流火炎速度よりも遥かに大きな流速に対して安定化されること，また特にH原子の半径方向の輸送により発熱が局所的に大きくなることが分かった。これらによりブンゼンバーナのような単純な火炎形態でさえも1次元火炎理論に基づく考え方ではモデリングできないことが示唆された。

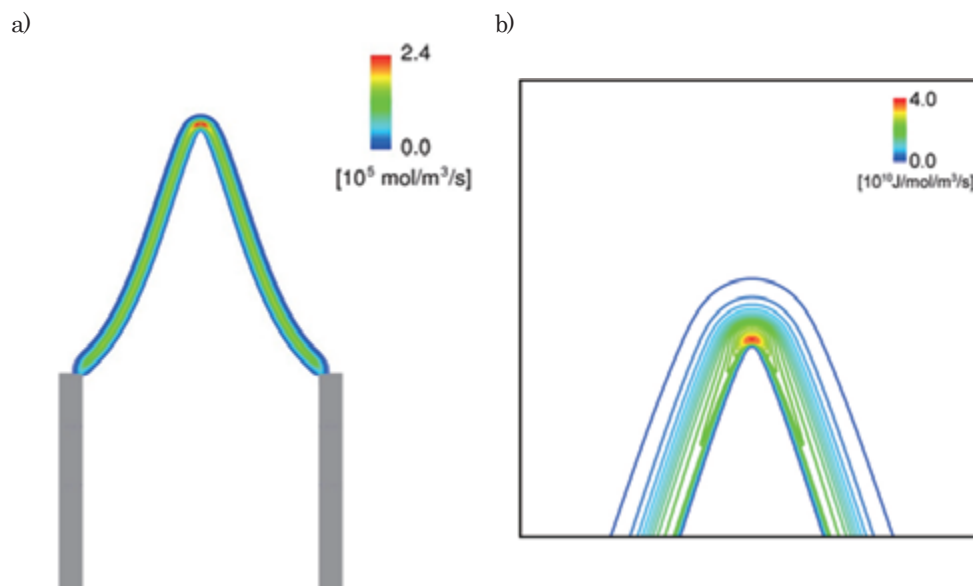


図1 当量比2の水素空気ブンゼン火炎(a) と 先端付近での発熱率の局所的増加(b)

**● 研究成果の公表状況**

## 査読付論文

- 1) R. Shaohong, N. Swaminathan and Y. Mizobuchi, Investigation of Flame Stretch in Turbulent Lifted Jet Flame, *Combustion Science and Technology*, 186:243-272, 2014.

## 口頭発表

- 2) Y. Mizobuchi, T. Shimizu and M. Hishida, Numerical simulation of a LOX/GH<sub>2</sub> diffusion flame at super-critical pressure in a rocket engine model combustor, 7<sup>th</sup> Asian Pacific Conference on Combustion.
- 3) Y. Mizobuchi and T. Takeno, A numerical study on the detailed structure of H<sub>2</sub>/air Bunsen flame tip, 7<sup>th</sup> International Symposium on Scale Modeling.
- 4) 溝渕泰寛, 竹野忠夫, 水素空気ブンゼン火炎先端における安定化機構について, 第51回燃焼シンポジウム

## 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：航空本部 数値解析技術研究グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)

研究分担者：航空本部 数値解析技術研究グループ，窪田健一(kubota.kenichi@jaxa.jp)

航空本部 数値解析技術研究グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)

航空本部 数値解析技術研究グループ，張 科寅(choh.shinatora@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，今村太郎(timat@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

東京大学，赤木将平(s.akagi@al.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学，大森太加(6065851555@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

東京大学，前泊 倫(7959720510@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

東京大学，柴田一騎(2983377968@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

東京大学，高橋悠一(2008136238@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

日本大学，村上貴紀(md-11.ja8582\_jj.only@docomo.ne.jp)

日本大学，山口 博(yama-hiro-620507@ezweb.ne.jp)

日本大学，早矢仕悠真(y\_hayashi@stone.aero.cst.nihon-u.ac.jp)

日本大学，小早川侑太(y\_kobayakawa@stone.aero.cst.nihon-u.ac.jp)

日本大学，田 裕真(Y\_jun@stone.aero.cst.nihon-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

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

### ● 研究の概要

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

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：48

計算時間：12 時間

ケース数：30 ケース

並列化手法：FLAT, MPI, OpenMP

利用システム：M

## ● 今年度の研究成果の概要

本研究課題で構築したCFDポータルシステム：J-SiP (JAXA Simulation Portal) に実装しているCFDツールのバージョンアップに伴い、解析ワークフローを改修した。J-SiPを使用して、HTV-R回収カプセルの風洞試験に対応した空力特性解析（図1）などを実施した。更に、日本大学から受入れた技術研修生の課題「先端的CFD技術に関する研修および次世代型宇宙往還機の空力特性の取得」に関する解析や、東京大学での大学院講義「航空機設計特論」の予備検討に関する空力解析も実施した。

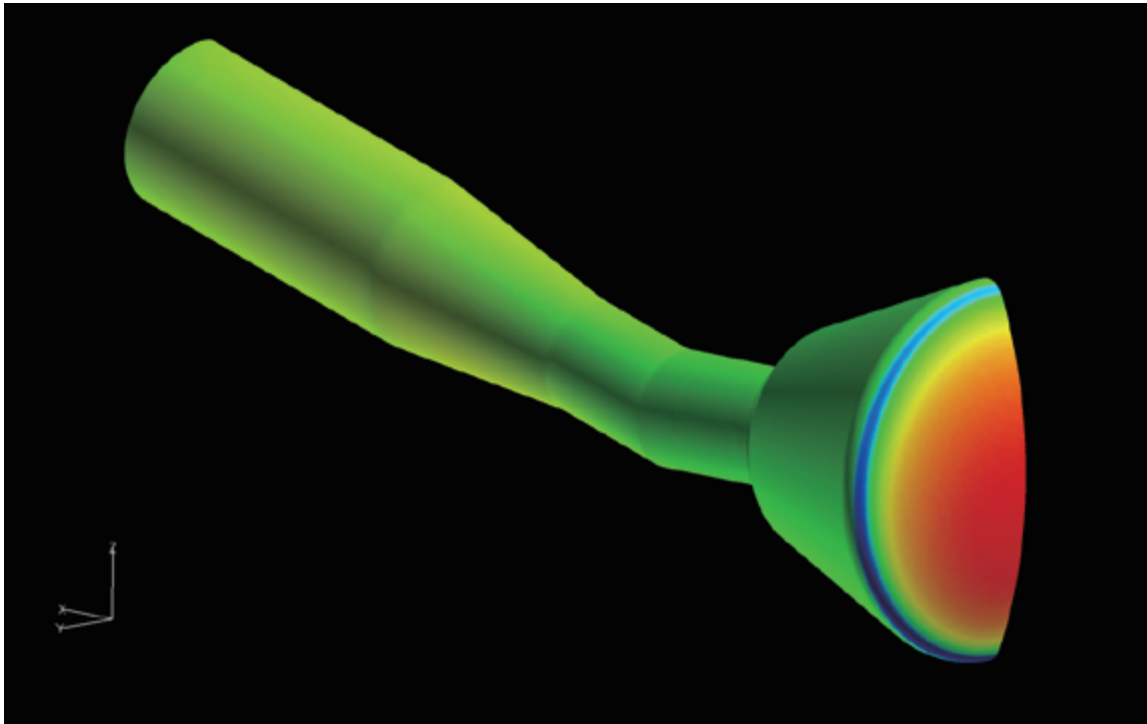


図1 HTV-R回収カプセル風洞試験対応解析結果のCp分布 (M=0.4, AoA=10deg)

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 満尾和徳, 香西政孝, 藤井啓介, 村上桂一, 窪田健一, 張 科寅, 「HTV-R 回収カプセル模型の高レイノルズ数遷音速風洞試験」, 第57回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2J09 (JSASS-2013-4425)



## AMSR-E データ処理のスパコン利用検討・実証

Evaluation of AMSR-E data processing on JSS

### ● 研究グループ

研究代表者：第一衛星利用ミッション本部ミッション運用システム推進室，  
竹島敏明(takeshima.toshiaki@jaxa.jp)

研究分担者：第一衛星利用ミッション本部ミッション運用システム推進室，  
齋藤紀男(saitoh.norio00@jaxa.jp)

第一衛星利用ミッション本部ミッション運用システム推進室，  
齋藤 進(saitoh.susumu@jaxa.jp)

三菱スペースソフトウェア，今中 誠(imanaka.makoto@mss.co.jp)

三菱スペースソフトウェア，内田友恵(uchida.tomoe@mss.co.jp)

三菱スペースソフトウェア，山崎朋朗(Yamasaki.Tomoo@mss.co.jp)

### ● 計算の目的

JSSを用いたAMSR-Eプロダクトの再処理に関して，以下の検証を行うこと．

- 提供済みの標準プロダクトと比較することにより，処理が正しく行われ，精度が保証されることを検証する．
- 再処理に要する時間を測定し，再処理時間の短縮が可能であることを検証する．

### ● 研究の概要

AMSR-Eの再処理運用について，プロダクトの同一性に問題が無いこと，および，処理性能の大幅な向上によってユーザーサービスが向上可能となることを検証する．これにより，今後の衛星データ処理業務でのJSS利用の可能性を検討する．

#### 代表的計算情報

並列度プロセス数：1	ケース数：—
計算時間：約3分から1時間未満	並列化手法：—
(処理レベル，ジョブの構成	利用システム：M
(処理の組み合わせ)による.)	

### ● 今年度の研究成果の概要

- プロダクトの同一性について問題ないことが検証できた．
- AMSR-Eの10年間の蓄積データの処理期間を約20分の1に短縮できることが検証できた．

### ● 研究成果の公表状況

#### 査読付論文

- 1) (H26年度出版予定)「宇宙科学情報解析論文誌」第4号

#### 口頭発表

- 2) 2013(平成25)年度「宇宙科学情報解析シンポジウム」

## 高精度単結晶成長プロセスシミュレーションによる革新的 SiGe 単結晶成長技術の確立

Numerical simulations for the establishment of SiGe crystal growth technique

### ● 研究グループ

研究代表者：東北大学大学院 工学研究科，塚田隆夫(tsukada@pcel.che.tohoku.ac.jp)

研究分担者：東北大学大学院 工学研究科，阿部敬太(k.abe@pcel.che.tohoku.ac.jp)

東北大学大学院 工学研究科，住岡沙羅(s.sumioka@pcel.che.tohoku.ac.jp)

### ● 計算の目的

現在，国際宇宙ステーションの微小重力環境において JAXA により SiGe 結晶成長実験が行われている（Hicari 実験，計 4 回，2013 年 2 月 27 日開始）．本研究では，結晶成長プロセスの全容を解明するため，炉内現象の数値シミュレーションを行う．さらに，得られた知見に基づき宇宙並びに地上実験の操作条件へのフィードバックを行う．

### ● 研究の概要

国際宇宙ステーションの微小重力環境にて行われる SiGe 結晶成長実験の結晶成長プロセスの全容を解明し，成長条件⇔結晶内組成分布の関係を明らかにし，大口径・均一組成の結晶成長技術を確立するための基礎的知見を獲得する．

#### 代表的計算情報

並列度：—

計算時間：2880 min

ケース数：3

並列化手法：自動並列化

利用システム：V システム

### ● 今年度の研究成果の概要

結晶成長炉内全構成要素を考慮した総合熱解析手法を開発し，微小重力環境実験の数値シミュレーションを行った．実験結果として得られた SiGe 結晶の Ge 濃度分布(\*)を観察したところ，組成は軸方向に対して極小値を持つ分布であった．本研究ではこの原因を結晶成長実験に用いる金属カートリッジの酸化による放射率変化によるものであることを明らかにした．また，得られた知見に基づき，均一組成の結晶を育成するヒーターの温度設定法を提案した．(\*K. Kinoshita *et al.*, *J. Cryst. Growth*, **388**, (2014), 12-16)

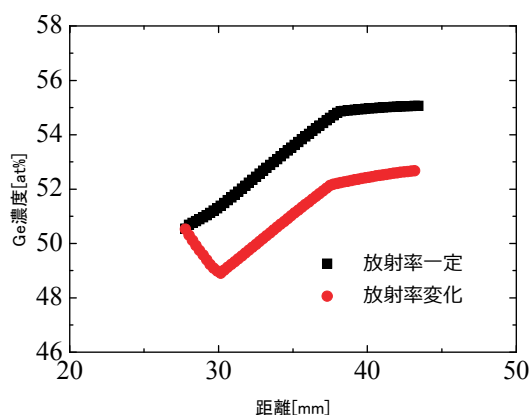


図1 結晶中心軸における結晶内Ge濃度分布に及ぼす金属カートリッジ表面の放射率変化の影響

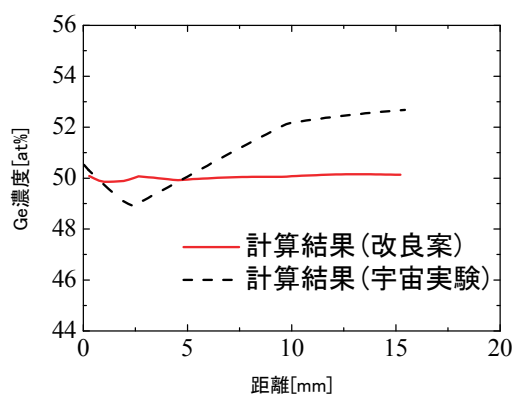


図2 結晶中心軸における結晶内Ge濃度分布に及ぼすヒーターの設定温度の影響

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) K. Abe, S. Sumioka, K. Sugioka, M. Kubo, T. Tsukada, K. Kinoshita, Y. Arai and Y. Inatomi, “Numerical simulations of SiGe crystal growth by the traveling liquidus-zone method in a microgravity environment”, J. Cryst. Growth (投稿中)

### 口頭発表(国際会議)

- 2) Keita Abe, Sara Sumioka, Ken-ichi Sugioka, Masaki Kubo, Takao Tsukada, Kyoichi Kinoshita, Yasutomo Arai and Yuko Inatomi, 『17th International Conference on Crystal Growth and Epitaxy』, 「Numerical simulations of heat and mass transfer in traveling liquidus-zone crystal growth process of SiGe under microgravity」
- 3) Keita Abe, Sara Sumioka, Ken-ichi Sugioka, Masaki Kubo, Takao Tsukada, Kyoichi Kinoshita, Yasutomo Arai and Yuko Inatomi, 『International Symposium on Chemical-Environmental-Biomedical Technology 2013』, 「Numerical simulations of SiGe single crystal growth by TLZ method in ISS」
- 4) Keita Abe, Sara Sumioka, Ken-ichi Sugioka, Masaki Kubo, Takao Tsukada, Kyoichi Kinoshita, Yasutomo Arai and Yuko Inatomi, 『29th American Society for Gravitational and Space Research and 5th International Symposium for Physical Sciences in Space』, 「Numerical simulations of TLZ crystal growth process of SiGe under microgravity」

## 口頭発表(国内会議)

- 5) 阿部敬太, 住岡沙羅, 杉岡健一, 久保正樹, 塚田隆夫, 木下恭一, 荒井康智, 稲富裕光, 『化学工学会第45回秋季大会』, 「微小重力下におけるTLZ法によるSiGe単結晶成長プロセスの数値シミュレーション」
- 6) 阿部敬太, 住岡沙羅, 杉岡健一, 久保正樹, 塚田隆夫, 木下恭一, 荒井康智, 稲富裕光, 『第43回結晶成長国内会議』, 「TLZ法による微小重力下SiGe結晶成長実験 (その3-TLZ法の数値解析)」
- 7) 住岡沙羅, 阿部敬太, 杉岡健一, 久保正樹, 塚田隆夫, 木下恭一, 荒井康智, 稲富裕光, 『第43回結晶成長国内会議』, 「TLZ法による微小重力下SiGe結晶成長実験 (その4-数値解析による考察)」
- 8) 住岡沙羅, 阿部敬太, 杉岡健一, 久保正樹, 塚田隆夫, 木下恭一, 荒井康智, 稲富裕光, 『JASMAC-27』, 「微小重力環境下でのTLZ法によるSiGe結晶成長プロセスの数値シミュレーションに関する研究」

## 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:九州工業大学大学院工学府機械知能工学専攻・博士課程1年,

武藤大貴(daiki.muto@gmail.com)

九州工業大学大学院工学府機械知能工学専攻・修士課程2年,

倉本健史(kuramoto.takeshi@gmail.com)

成宮 匡(narimiya.tadashi@gmail.com)

杉安孝幸(sugiyasu8@gmail.com)

九州工業大学大学院工学府機械知能工学専攻・修士課程1年,

荒木孝行(takaboy400@gmail.com)

衛藤 遥(bt.tper@gmail.com)

坂井敦紘(sakaiatsuhiko@gmail.com)

渡辺裕介(guren218@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

液体ロケットエンジンの燃焼器内部流れの解析では、リセスをもったインジェクターが多数あり、その効果あまり明らかにされていない。本研究では超臨界圧力下において、2次元の平行平板噴流の解析および極低温同軸噴流にリセスを考慮した解析を実施した。

#### 代表的計算情報

並列度: 8

並列化手法: OpenMP

計算時間: 80 時間

利用システム: V

ケース数: 4

### ● 今年度の研究成果の概要

超臨界圧力下における同軸噴流の構造を明らかにするために、本研究では平行平板噴流についてリセスの効果の調査を行った。まず、検証計算としての単平板噴流の解析結果では実験結果と同様の傾向が得られた。噴流下流で差異が見られたが、これは3次元効果の未考慮と乱流モデルの影響によるものである。次に、平行平板噴流の解析を行った。リセスありのケースでは、流れに沿ってせん断層不安定が成長し大きな渦構造が見られた(図1)。またこれにより混合が大きく促進され噴流コア長さが小さくなった。また圧力効果を見ると、低圧の4 MPaのケースで大きな渦構造が見られた。これは内側噴流と外側噴流の密度比の違いによるものと考えられるが、噴射条件の影響についてさらに調査を行い明らかにする必要がある。

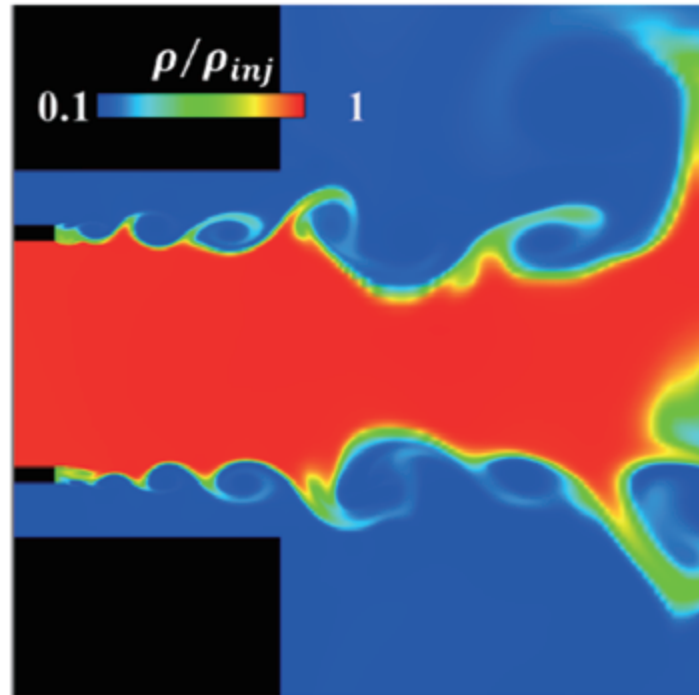


図1 リセス有りの条件での瞬間密度分布( $p=8\text{MPa}$ )

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) Daiki Muto, Nobuyuki Tsuboi, Hiroshi Terashima, Numerical Study for Real Gas Effects on Shock Tube Problem in Supercritical Condition, 29 th International Symposium on Space Technology and Science, June, 2013-s-01-o-2, 2013
- 2) Daiki Muto, Nobuyuki Tsuboi, Hiroshi Terashima, Numerical Study of Cryogenic Coaxial Jet under Supercritical Condition, AIAA SciTech2014, AIAA 2014-0136, Feb. 2014.
- 3) T.Kuramoto, N.Tsuboi, H.Nagai, K.Asai, “Numerical study on shock wave interaction over compression corner with 30 deg. in hypersonic flow,” ISSW29, 0246-000035, 2013,7.14~19, Madison(USA).
- 4) Takayuki Sugiyasu, Youhi Morii, Nobuyuki Tsuboi, Makoto Asahara, A. Koichi Hayashi: Numerical Simulations on Propagating Process of  $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{H}_2\text{O}$  Cylindrical Detonation with Detailed Reaction Model, 24th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, #158, July 30, 2013, Taipei, Taiwan.
- 5) Haruka Etoh, Aerodynamics of Simplified Waveriders, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-s-105-g, June 7, 2013, Nagoya, Japan.
- 6) Araki T., Morii Y., Tsuboi N., Hayashi A.K., Evaluation of Chemical Reaction Models and Numerical Simulations of Detonations in  $\text{C}_2\text{H}_4/\text{O}_2$  Mixtures, 24th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, #57, July 30, 2013, Taipei, Taiwan.
- 7) Watanabe Y., Tsuboi N., Kojima T., Hayashi A.K., Thrust Performance Estimation on Rotating Detonation Engine Using Two-Dimensional Numerical Simulations Isp under Low-Pressure Environment, 24th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, #117, July 30, 2013, Taipei, Taiwan.
- 8) T. Araki, Y. Morii, N. Tsuboi, A.K. Hayashi, Detailed Investigation on the Wave Structures in Ethylene/Oxygen Detonations in Narrow Channels, 9th International High Energy Materials, HEMs-39, 2013

- 9) Nobuyuki Tsuboi, Numerical Simulation on Unsteady Compressible Low-Speed Flow Using Preconditioning Method: Preconditioning Method Including Multi-Species Mass Conservation Equations, OS1-6, Tenth International Conference on Flow Dynamics, 2013

#### 口頭発表

- 10) 武藤大貴, 坪井伸幸, 寺島洋史, 超臨界圧力下における極低温同軸噴流への噴射形状の及ぼす効果に関する数値解析, 日本機械学会九州支部第 67 期総会・講演会, 講演番号 802, 2014 年 3 月.
- 11) 倉本健史, 武藤大貴, 坪井伸幸, 永井大樹, 浅井圭介, 極超音速流れにおける  $30^\circ$  ランプ周りの衝撃波干渉の数値解析: 流れ場の非定常性について, 第 91 期日本機械学会流体工学部門講演, 日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集, 0901, 2013, 11.9, 10, 福岡
- 12) 杉安孝幸, 森井雄飛, 坪井伸幸, 朝原 誠, 林 光一, 詳細化学反応モデルを用いた直接起爆デトネーションの数値解析: 1 次元及び 2 次元解析における不安定性の影響, 火薬学会 2013 年度秋季研究発表会, 37 頁, 下関, 2013 年 12 月 12 日
- 13) 杉安孝幸, 森井雄飛, 坪 伸幸, 朝原 誠, 林 光一,  $H_2/O_2/H_2O$  予混合気中での直接起爆爆轟の数値解析: 臨界起爆エネルギーの評価, 平成 25 年度衝撃波シンポジウム, 相模原, 2014 年 3 月 7 日
- 14) 衛藤 遥, 坪井伸幸, 丸 祐介, 藤田和央, ウェーブライダー形状の空力特性評価: 形状の簡易化がオフデザイン特性へ与える影響, 第 57 回宇宙科学連合講演会, 3H08, 米子, 2013 年 10 月 11 日
- 15) 衛藤 遥, 坪井伸幸, 丸 祐介, 藤田和央, 簡易 Waverider 形状の空力特性評価: 風洞試験及び数値解析による検証, 平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, (あればですが, 講演番号, もしくは掲載頁を記入), 相模原, 2013 年 12 月 6 日
- 16) 坂井敦紘, 武藤大貴, 坪井伸幸, 寺島浩史, 数値解析による二次元超臨界噴流に対する圧力の影響の評価, 日本機械学会九州支部第 66 期総会・講演会, 2013 年 3 月 13 日
- 17) 坂井敦紘, 武藤大貴, 坪井伸幸, 寺島浩史, 根岸秀世, 液体ロケットエンジンミキサ一部における超臨界圧極低温水素混合流れの数値解析, 第 91 期日本機械学会流体工学部門講演会, 0633, 九大, 2013 年 11 月 9 日
- 18) 成宮 匡, 坪井伸幸, 伊藤 隆, 数値解析を用いたエアロスパイクノズルの性能評価: コニカルノズルとの比較, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 講演番号 2H14, 米子, 2013 年 10 月 10 日

## 荷電粒子ビーム装置を用いた衛星帯電制御の解析

Analysis of Charging Control of a Spacecraft with Charged-particle Beam Emission

### ● 研究グループ

研究代表者：中京大学工学部，村中崇信(muranaka@sist.chukyo-u.ac.jp)

研究分担者：京都大学生存圏研究所，山川 宏(yamakawa@rish.kyoto-u.ac.jp)

京都大学生存圏研究所，小嶋浩嗣(kojima.hirotsugu.6m@kyoto-u.ac.jp)

京都大学生存圏研究所，星 賢人(hoshi@rish.kyoto-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

衛星軌道プラズマ環境中における宇宙機電位の制御手法を検討するために，3次元静電粒子モデルを適用した帯電解析コード HiPIC による衛星帯電シミュレーションを行う。荷電粒子ビーム放出機能を付加した帯電シミュレーションにより放出荷電粒子ビームの挙動を解析し，放出ビーム電流と宇宙機電位の相関を，衛星軌道環境プラズマとの相互作用も含めて解析する。これにより，目的とする宇宙機電位を実現するために必要となる，放出荷電粒子の粒子種やビーム電流値等を検討する。

### ● 研究の概要

本研究の目的は，近年研究が進められてきた「帯電衛星を用いた軌道・姿勢制御手法」を実現するために，実際の宇宙電磁環境中での人工衛星の実現可能な帯電性能を地球周回軌道上・惑星間空間上それぞれについて明らかにし，その制御手法と帯電性能向上手法を確立することである。ここでは，荷電粒子ビーム放出によって宇宙機電位を制御する手法を検討しているが，宇宙環境プラズマ中での荷電粒子ビーム電流と宇宙機電位の相関解析を数値シミュレーションにより実施し，衛星軌道上で実現可能な帯電制御手法の検討を行う。

#### 代表的計算情報

8 ノード VISIMPACT 並列，全計算体系 128\*128\*128mech, 32particles/mesh

並列度：90%

並列化手法：VISIMPACT, MPI

計算時間：60000秒

利用システム：M

ケース数：2

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は研究の端緒として，これまで JAXA 情報・計算工学センターが開発してきた宇宙機帯電解析コード HiPIC に，荷電粒子ビーム放出機能の付与および本機能の妥当性検証を実施した。この解析ツールを用いて，電子およびイオンビーム放出シミュレーションを実施し，希薄な背景プラズマ環境中での放出荷電粒子の挙動を解析し，ビーム電流と宇宙機電位の相関を解析した。シミュレーションで得られたこれらの相関と理論値とを比較した結果両者は良い一致を示し，開発した荷電粒子ビーム放出機能の妥当性が示された。



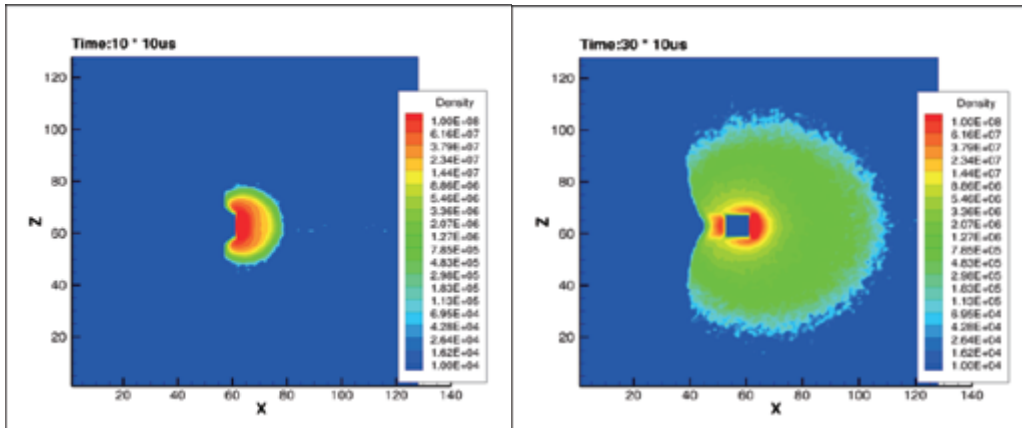


図1 宇宙機帯電解析コードHiPICにおけるイオンビーム放出機能の検証例。衛星：中央矩形， $dt=0.01\mu s$ ， $dx=1.0m$ ，放出イオンビーム：水素イオン，10mA，衛星モデル画面右から放出

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 星 賢人，小嶋浩嗣，臼井英之，篠原 育，山川 宏，村中崇信，「帯電衛星を用いたプロペラントレスな軌道制御を実現するための衛星帯電性能の解析」，第57回宇宙科学技術連合会，2013年10月。（電子配布）
- 2) 星 賢人，村中崇信，小嶋浩嗣，臼井英之，篠原 育，山川 宏，「荷電粒子ビーム放出による衛星帯電現象の解析」，第10回宇宙環境シンポジウム，2013年12月。（電子配布）

### 口頭発表

- 3) 村中崇信，細田聡史，西山和孝，「小惑星探査機『はやぶさ』におけるイオンエンジン運転中の構体帯電予測のための予備的数値解析」，平成25年度宇宙輸送シンポジウム，JAXA宇宙科学研究所，2014年1月。

## DNS 解析に基づく高マッハ数混相乱流 LES モデルの構築

Construction of LES Model for High Mach Number and Multi-Phase Flows based on DNS Analysis

### ● 研究グループ

研究代表者：東海大学・工学部・講師，福田紘大(fukuda@tokai-u.jp)  
 研究分担者：JAXA 宇宙科学研究所・助教，野々村拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)  
 東海大学・工学部・講師，高橋 俊(takahasi@tokai-u.jp)

### ● 計算の目的

本研究では，高マッハ数固気/気液混相乱流(衝撃波等を含む気体中に粒子が混在する混相乱流)の直接解析(Direct Numerical Simulation: DNS)を行い，その結果に基づき，LES(Large Eddy Simulation)モデルを検討することで，新たな高精度解析手法を開発する．さらに，固体ロケット噴流への適用を通して，手法の有効性を確認するとともに，高速混相乱流現象の理解を進める．

### ● 研究の概要

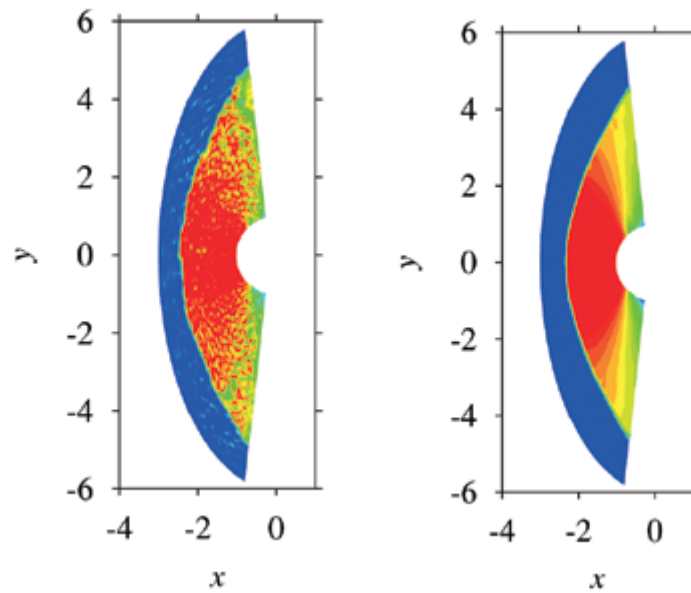
これまで現象が明らかになっていない高マッハ数固気/気液混相乱流現象の解析手法をミクروسケールの現象に立ち返り物理モデル化することは，ロケット音響問題や爆風の予測問題など実用問題が多い当該分野においては，非常に困難なため避けられてきた課題であり，現在まで実験データに基づき経験的なモデルを構築する手法が採用されてきた．しかしながら，現在，高解像度の解析手法や高速なコンピュータが登場した事により DNS の実施および LES モデル構築の可能性が見えてきており，物理現象に基づくモデル化を行うことが本分野での解析精度の大幅な向上につながると考える．本研究では，申請者らがこれまで行ってきた圧縮性流体の高精度解析手法や渦法など多様な数値解析手法の開発および工学的実用問題への適用で得られた知見を応用することで，この課題に取り組む．本研究で行う複数の粒子の振る舞いを記述する LES のサブグリッドスケールモデルの構築における，高マッハ数混相乱流の DNS の実現，DNS データベースからの情報抽出の課題には，それぞれ，移動格子を用いた解析や保存量を保存する Immersed Boundary 法などの従来の方法とは視点の異なる手法を提案し実現する．これらの新しい手法の適用は，これまでに実現がされてこなかった高マッハ数混相乱流場に対する LES モデル構築のみならず，今後の複雑乱流場のモデル化の大いなる指針となると考えられる．

#### 代表的計算情報

並列度：16	並列化手法：VISIMPACT, MPI
計算時間：6000 時間	利用システム：M
ケース数：4 ケース	

### ● 今年度の研究成果の概要

1. 球まわりの超音速流れ解析を行うために，一様流保持特性を持ったWENO法を構築し，従来WENO法に比べエラーの少ない解が得られるようになった。(図1参照)
2. 上記の手法を用いて，単一固体液滴周り的高マッハ数流れ解析を実施した。
3. 衝撃波・乱流干渉流れ解析のための埋め込み境界法を用いた数値解析法を構築した。(図2参照)



(従来法) (改良法)  
図1一様流保持特性を持ったWENO法の構築

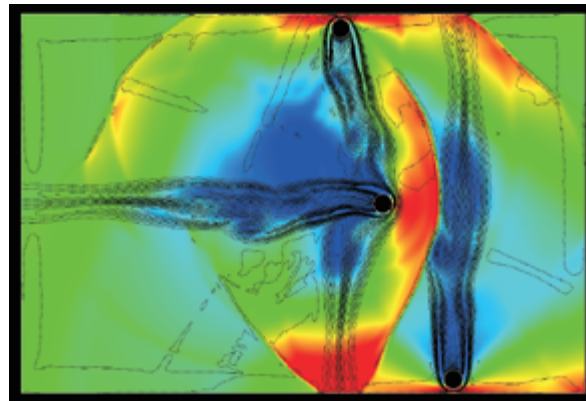


図2 M1.2ですれ違う3つの円柱周りの流れ場の解析結果

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Shun Takahashi, Taku Nonomura, Kota Fukuda, “A Numerical Scheme Based on an Immersed Boundary Method for Compressible Turbulent Flows with Shocks: Application to Two-dimensional Flows around Cylinders”, Journal of Applied Mathematics, vol. 2014, Article ID 252478, 21 pages, 2014 (in press)

### 口頭発表

- 2) Taku Nonomura, Daiki Terakado, Yoshiaki Abe, Kozo Fujii, “A New Technique for Finite Difference WENO with Geometric Conservation Law”, AIAA 2013-2569, also submitted for publication.
- 3) 高橋 俊, 野々村拓, 福田紘大, “衝撃波・乱流干渉流れ解析のための埋め込み境界法を用いた数値解析法”, 第27回数値流体力学シンポジウム, 2013

## 火星探査航空機用高揚抗比翼型の性能評価

Performance Evaluation of High Lift-to-Drag Ratio Low Reynolds Number Airfoil for Mar Exploration Aircraft

### ● 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，  
牧園享弥(n344150t@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 2 年，  
重岡辰太郎(m344134s@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

### ● 計算の目的

九州工業大学は、JAXA/ISASが中心となって立ち上げた火星探査航空機WGに所属し空力設計を担当している。火星の大気密度は地球の約1/100であり、飛行時のレイノルズ数は $10^4$ から $10^5$ 程度となる。このような低レイノルズ数領域では、流れ場が複雑になるため予測が難しく、所望の空力性能を得ることが難しいことが先行研究からわかっている。既存の翼型では火星探査航空機の要求性能を満たさないため、本研究グループでは遺伝的アルゴリズムと数値流体力学を組み合わせ、低レイノルズ数で高い揚抗比を発揮する翼型を設計した。

本研究では、新たに発見した翼型に対して、数値流体力学による解析と西日本工業大学が所有する変圧風洞を用いた実験により、その空力特性を解明することを目的とする。そして、その結果を最適翼型設計アルゴリズムにフィードバックする。

### ● 研究の概要

火星探査航空機の設計要求を満たす翼型の設計探査を行うため、遺伝的アルゴリズムと数値流体力学を組み合わせた翼型最適化を行った。レイノルズ数は火星探査航空機の巡航飛行状態として想定されている 20,000 とし、迎角を  $3^\circ$  に固定した。探査で得られた翼型の中から代表的な 3 種類の翼型を選び、数値流体力学による解析と変圧風洞による実験を行った。数値計算の条件は、迎角を  $2^\circ$  毎に  $-2^\circ \sim 8^\circ$  とした。風洞実験では迎角を  $1^\circ$  毎に  $-4^\circ \sim 14^\circ$  とし、減圧環境下で風速 20 m/s で計測した。なおレイノルズ数はいずれも設計探査で設定したレイノルズ数である  $Re=20,000$  とした。

#### 代表的計算情報

並列度：—

並列化手法：MPI

計算時間：300,000 ステップ

利用システム：M システム

ケース数：—

## ● 今年度の研究成果の概要

設計探査で発見した代表的な3種類の翼型について、数値流体力学と変圧風洞による風洞実験結果を比較した(図1~2)。レイノルズ数は $Re=20,000$ とし、比較対象として火星探査航空機の主翼翼型候補である石井翼の実験結果も示している。

数値流体力学と風洞実験の双方において、提案する3つの翼型は石井翼より高い揚抗比を示した。この結果より、翼型設計探査アルゴリズムの妥当性を確認した。しかし、数値流体力学と風洞実験結果に大きな差があった。揚力特性と抗力特性を見ると、風洞実験の抗力特性は数値計算と概ね一致しているが、揚力特性に大きな差異がある。この差異は数値計算や風洞試験の両面から考察を行う必要があると考えられ、現在調査を行っている。今後は、数値解析と実験における流れ場の可視化や圧力分布を計測し、原因を究明していく。

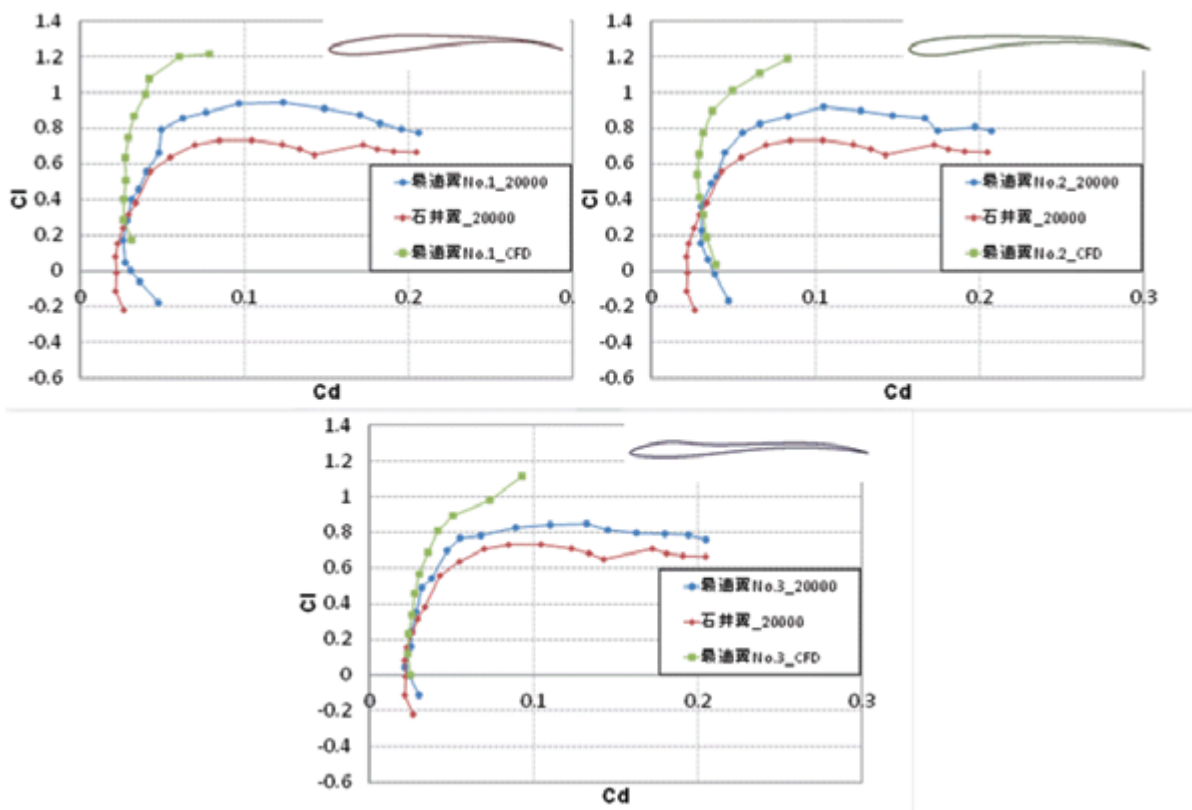


図1 ポーラ曲線

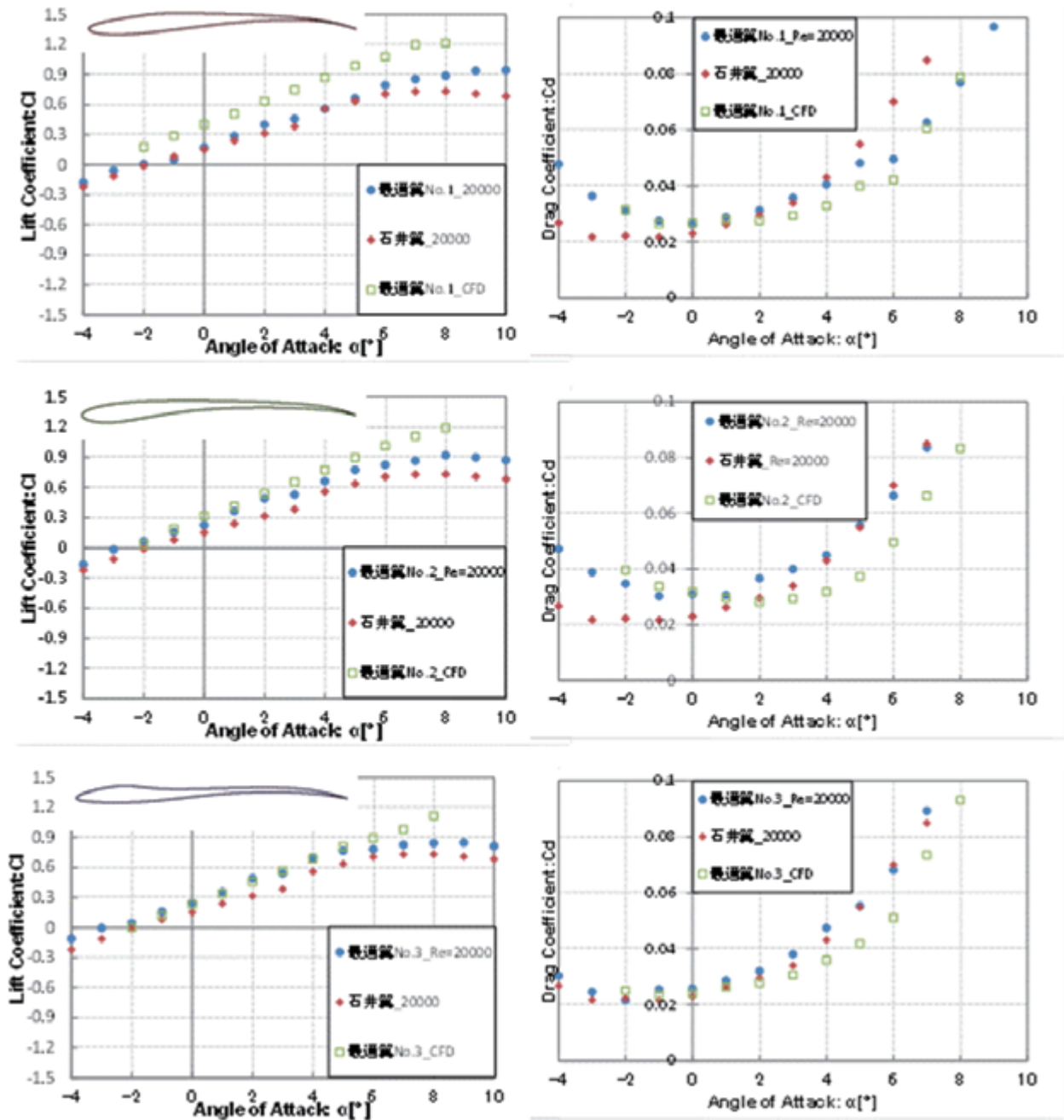


図1 揚力、抗力特性

● 研究成果の公表状況

□ 頭発表

- 1) Shintaro Shigeoka, Gaku Sasaki, Hiroshi Ochi, Takaaki Matsumoto, Koichi Yonemoto, "Performance Evaluation of High Lift-to-Drag Ratio Airfoils for Mars Exploration Aircraft Using Variable-pressure Wind Tunnel Test," The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Japan, June, K-06, 2013.
- 2) 重岡辰太郎, 佐々木岳, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明, "減圧風洞を用いた火星探査航空機最適翼型の航空特性計測", 第45回流体力学講演会, 東京, 2D01, 2013.

## 高粘度流体槽と数値力学を用いた極低レイノルズ数二次元翼まわりの流れ場解析

Analysis of Flow Field around Two-dimensional Airfoils Using Fluid Towing Tank and CFD  
in Ultra Low Reynolds Number

### ● 研究グループ

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

研究分担者：九州工業大学大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士課程前期 2 年，  
齋藤秀全(m344120h@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、また地表探査のために低速飛行が要求されるため、飛行レイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ 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には $Re=10^4 \sim 10^5$ の低 $Re$ 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重要である。これまで本研究グループでは、極低 $Re$ 数における二次元翼の数値流体力学を行ってきた。

本研究では、火星探査航空機の主翼翼型候補として注目されている翼型に対して、極低  $Re$  数領域における翼特性を数値流体力学と曳航流体槽による実験で比較する。両者の流れ場を比較することで、極低  $Re$  領域での流れ場に関する知見を得ることができる。

### ● 研究の概要

本研究では非定常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。NS方程式の解法にはMAC法を用い、差分スキームは対流項に5次精度の風上差分を、粘性項に2次精度中央差分を用いた。

計算対象は、実験例の多い NACA0012 翼、三角翼および火星探査航空機の主翼翼型候補の一つとして注目されている石井翼とした。数値計算では計算格子は O 型とし、 $Re=5000, 10000$  の各翼対し迎角を  $2^\circ$ 毎に $-4^\circ \sim 10^\circ$ の条件で計算した。曳航流体槽による実験では、数値計算と同じく  $Re=5000, 10000$  の各翼に対し、迎角を  $1^\circ$ 毎に $-10^\circ \sim 20^\circ$ で実験した。

#### 代表的計算情報

並列度：—

並列化手法：MPI

計算時間：100,000 ステップ

利用システム：M システム

ケース数：—

### ● 今年度の研究成果の概要

3 種の翼型に対して数値流体力学と流体槽を用いた曳航試験を行い、翼特性を比較した。なお試験レイノルズ数は  $Re=5000, 10000$  である。

各翼型の揚力特性と抗力特性を図 1 に示す。NACA0012 は CFD だけでなく実験でも  $Re=5000, 10000$  において最も非線形な揚力傾斜を示した。石井翼と三角翼は、揚力傾斜がともに線形的であるが、 $\alpha=5^\circ$  付近で若干傾斜が大きくなることが CFD でも実験結果でも見られる。抗力特性については、CFD と実験において大きな違いは見られず、値もよく一致している。以上より、全体的に揚力、抗力ともに CFD と実験の傾向はよく一致していることが確認できた。

翼周りの流れ場については、CFD と実験値は概ね一致している。例として  $Re=10000$  における NACA0012 翼を挙げると、低迎角では後縁剥離が見られ、迎角の増加に伴い剥離域が増加する。また迎角が  $7\sim 9^\circ$  の範囲では天秤試験において揚力係数が非線形に増加するが、これは翼上面に形成される剥離泡が要因であることがわかった。しかし、この現象は  $Re=5000$  では見られず、剥離泡は発生しなかった。よって、翼型やレイノルズ数による翼まわりの流れ場の変化が、翼特性に差異を生じさせる要因であることがわかった。

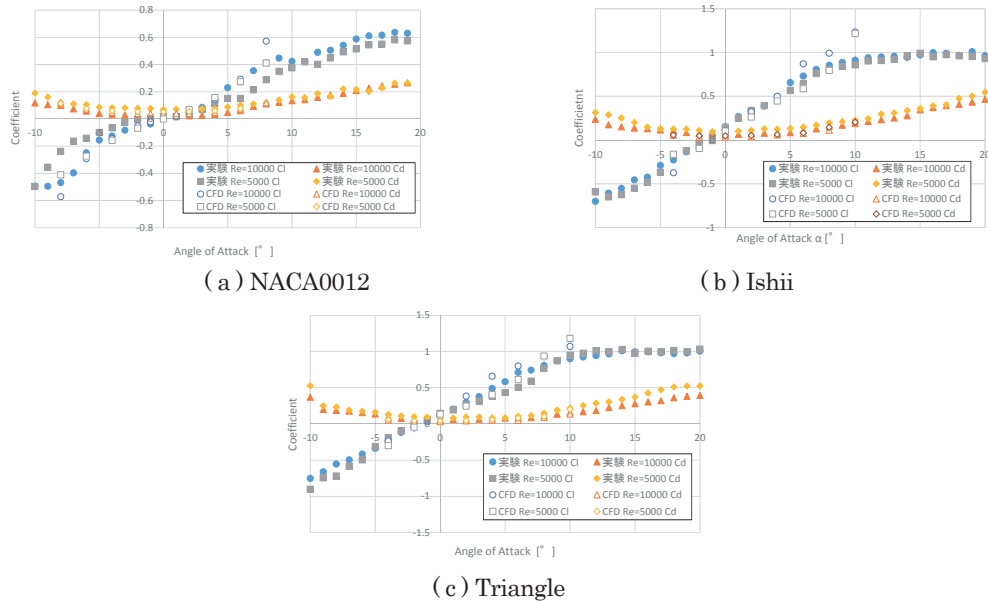


図1 各翼型の揚力係数および抗力係数

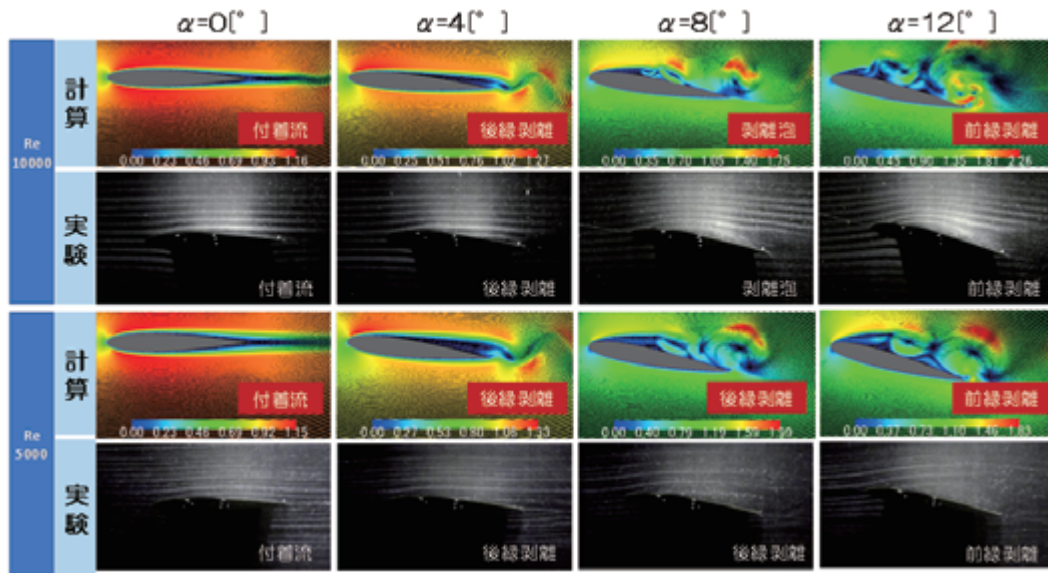


図2 NACA0012まわりの流れ場



**● 研究成果の公表状況**

## □ 頭発表

- 1) Koyo Matsuzaki, Hidemasa Saito, Itaru Tamai, Gaku Sasaki, Hiroshi Ochi, Takaaki Matsumoto, Koichi Yonemoto, “Investigation on Aerodynamic Characteristics of Two-Dimensional Airfoils Using High Viscosity Fluid Tank,” 10th Int. Conf. on Flow Dynamics, Sendai, Japan, GS1-4, 2013.
- 2) 齋藤秀全, 米本浩一, 松本剛明, 佐々木岳, “高粘度曳航流体槽を用いた二次元翼の極低レイノルズ数特性”, 第45回流体力学講演会, 東京, 2D14, 2013.
- 3) 齋藤秀全, 玉井 至, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一, “曳航装置を用いた火星探査航空機用低レイノルズ数高揚抗比翼型の翼特性”, 日本機械学会 九州支部 第67期総会・講演会, 福岡, 805, 2014. (発表予定)
- 4) 玉井 至, 齋藤秀全, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一, “極低レイノルズ数における2次元翼周りの可視化と翼特性の相関”, 日本機械学会 九州支部 第67期総会・講演会, 福岡, 803, 2014. (発表予定)

## 水星の材料物質の起源、熱史、および磁場生成

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

### ● 研究グループ

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

研究分担者：東工大・ELSI, 木村 淳(junkim@elsi.jp)

京大・理・数学教室, 佐々木洋平(uwabami@math.kyoto-u.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。

#### 代表的計算情報

並列度：128

計算時間：48

ケース数：1

並列化手法：MPI + OpenMP

利用システム：M

### ● 今年度の研究成果の概要

昨年度開発した三次元回転球領域のMHDダイナモの数値モデルを用いたベンチマークプロジェクトへ参加した。また、複数組成や密度成層を扱うための非弾性球殻MHDダイナモの数値モデルを新たに開発し、並列化とスカラー計算機向けの改良を行ない、ベンチマーク試験を行なった。我々の結果は既存の結果と非常に良く一致しているものの、並列性能に関しては改良の余地があり、今後も改良を進める予定である。

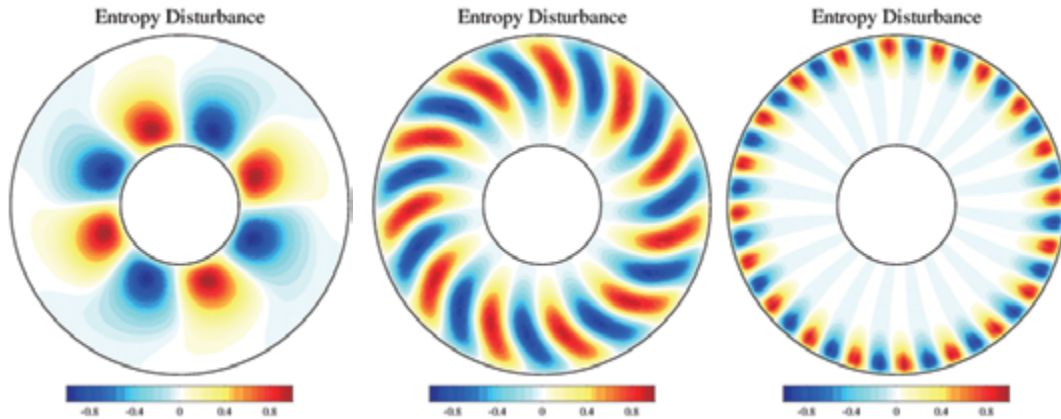


図1 上層の密度差を変えた球殻熱対流: エントロピー上層の赤道断面. 左から順に, 基本場の密度差が0の場合,  $e^3$  の場合,  $e^5$  の場合.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Sekine, Y., Takano, Y., Yano, H., Funase, R., Takai, K., Ishihara, M., Shibuya, T., Tachibana, S., Kuramoto, K., Yabuta, H., Kimura, J., Furukawa, Y., Exploration of Enceladus' water-rich plumes toward understanding of chemistry and biology of the interior ocean, Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Special Issue of ISTS, in press.
- 2) Marti, P., Schaeffer, N., Hollerbach, R., Cebon, D., Nore, C., Luddens, F., Guermond, J.-L., Aubert, J., Takehiro, S., Sasaki, Y., Hayashi, Y.-Y., Simitev, R., Busse, F., Vantieghem, S., Jackson, A., 2014: Full sphere hydrodynamic and dynamo benchmarks, Geophysical Journal International, doi:10.1093/gji/ggt518
- 3) Jackson, A. Sheyko, A., Marti, P., Tilgner, A., Cebon, D., Vantieghem, S., Simitev, R., Busse, F., Zhan, X., Schubert, G., Takehiro, S., Sasaki, Y., Hayashi, Y.-Y., Ribeiro, A., Nore, C., Guermond, J.-L., 2013: A spherical shell numerical dynamo benchmark with pseudo-vacuum magnetic boundary conditions, Geophysical Journal International, 196, 712-723, doi: 10.1093/gji/ggt425
- 4) Sasaki, Y., Takehiro, S., Nishizawa, S., Hayashi, Y.-Y., 2013: Effects of latitudinally heterogeneous buoyancy flux conditions at the inner core boundary of an MHD dynamo in a rotating spherical shell, Phys. Earth Planet. Inter., 223, 55-61, doi:10.1016/j.pepi.2013.07.003

### 査読なし論文

- 5) Kimura, J., Icy moon and water ocean: Explorations of the Jovian system, Transactions of the Institute of Natural Science, Senshu University (in Japanese) 94, in press.
- 6) Kimura, J., Sasaki, S., Fujimoto, M., 2013: Back to Jupiter with renovated interest in the system and fresh focus on the icy moons (1): Jupiter system exploration mission "JUICE" as the mission by mankind, Planetary People (in Japanese) 22, 146-151
- 7) 佐々木洋平, 竹広真一, 中島健介, 林 祥介, 2013: 回転球殻内の非弾性流体熱対流の線形安定性, ながれ(日本流体力学会学会誌), 32, 469-472
- 8) 木村 淳, 長沼 毅, 2013: 木星衛星エウロパの生命探査, アストロバイオロジー, 化学同人

## 口頭発表

- 9) Exoplanets and Disks: Their Formation and Diversity II, USA, December 2013, “Photometric Variability of Solar System Solid Objects: Implications for Rocky/Icy Exoplanets”
- 10) International Astrobiology Workshop 2013, Sagamihara, November 2013, “Deep Habitat in the icy moons: structure and evolution of the internal ocean”
- 11) JSPS Fall Meeting, Okinawa, November 2013, “Science targets of Ganymede Laser Altimeter (GALA) onboard JUICE spacecraft”
- 12) JSPS Fall Meeting, Okinawa, November 2013, “Near-infrared radiation from Ganymede within the shadow of Jupiter”
- 13) JSPS Fall Meeting, Okinawa, November 2013, “Modelling of photometric properties of Solar System objects for future direct imaging observations of exoplanets”
- 14) JSPS Fall Meeting, Okinawa, November 2013, “Formation of a metallic core and extensional tectonics of Ganymede with implication for divergent evolutionary paths of Callisto and Titan”
- 15) JSPS Fall Meeting, Okinawa, November 2013, “Current status of the future Lunar landing mission SELENE-2: The new policies to launch as a JAXA project”
- 16) Workshop on the physical elementary process for the Earth and planets, Ishikawa, October 2013, “Geologic and interior thermal history of icy moons and Jupiter exploration mission JUICE: Comparative view to the terrestrial planets”
- 17) Mini workshop on the Solar System small objects, Tokyo, September 2013, “Surface geology and interior structure of the Jovian icy moons”
- 18) Workshop on the exploration to Earth's polar region and icy satellite using the laser-ranging technology to the icy surface, Tokyo, August 2013, “Science targets for JUICE/GALA mission: Geology on the icy moons”
- 19) Workshop on the exploration to Earth's polar region and icy satellite using the laser-ranging technology to the icy surface, Tokyo, August 2013, “Overview of the future international exploration mission to Jovian system JUICE”
- 20) JUICE-GALA meeting, Germany, August 2013, “Research activities on icy and rocky satellites in Japan: Theory, experiments, and explorations”
- 21) 29th International symposium on space technology and science, Nagoya, June 2013, “Exploration of Enceladus' water-rich plumes toward understanding of chemistry and biology of the interior ocean”
- 22) JpGU Meeting 2013, Chiba, May 2013, “Evolution and diversity of the large icy moons”
- 23) JpGU Meeting 2013, Chiba, May 2013. “Development of JUICE/Ganymede Laser Altimeter (GALA)”
- 24) JUICE-Japan kickoff meeting, Sagamihara, March 2013. “Science aims of the JUICE mission: Icy moons”
- 25) JUICE-GALA meeting, Tokyo, February 2013. “Science targets of the JUICE/GALA”
- 26) 13th Space science symposium, Sagamihara, January 2013, “Chemical and biological exploration of Enceladus' water-rich plumes”
- 27) 佐々木洋平, 竹広真一, 中島健介, 林 祥介, 2013: 回転球殻内の非弾性流体熱対流の線型安定性, 2013 年日本流体力学会年会 2013 年 9 月 13 日, 東京農工大学
- 28) 佐々木洋平, 竹広真一, 中島健介, 林 祥介, 2013: 恒星・ガス惑星・氷惑星内部を念頭においた非弾性球殻対流モデル, 日本地球惑星科学連合 2013 年大会 2013 年 5 月 20 日: 幕張メッセ国際会議場.

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

研究分担者：北海道大学大学院 理学院宇宙理学専攻，山下達也(yamasita@ep.sci.hokudai.ac.jp)

### ● 計算の目的

本研究の目的は、現在の太陽系惑星から系外惑星そして仮想的な惑星に至るまでの対流の構造を調べる為の流体計算のモデルの開発・改良とそれらを用いた基礎的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、本研究では場所・季節を問わず大気中で主成分の凝結が生じていたと考えられている初期火星において、主成分の凝結をともなう対流と結果として生じる雲の分布について調べる。

#### 代表的計算情報

並列度：12

並列化手法：FLAT

計算時間：20 CPU 時間

利用システム：V

ケース数：6

### ● 今年度の研究成果の概要

計算は単純化された雲物理を考慮した熱強制固定の2次元雲解像モデルを用いて行った。統計的平衡状態が得られるまで計算を行った結果、臨界飽和比によって流れ場と雲の分布の異なる2種類の状態が現れることがわかった。臨界飽和比が1.0の場合、流れ場や雲分布が時間的に大きく変動しない準定常的な解が実現された。この解においては凝結高度より下に細胞状の対流が生じ、凝結高度付近には対流に伴う上昇流により密度の大きい雲が形成される。このとき気塊は凝結層で熱的な浮力を獲得できず、対流に伴う上昇流は凝結層に数km程度しか貫入しない。臨界飽和比が1.0よりも大きい場合、凝結が生じない時期と生じる時期が交互に出現し、流れ場や雲分布が準周期的に変動する解が実現された。準周期的な解においては、凝結が生じない時期には厚い雲は存在せず、準定常解と同様に対流に伴う上昇

流は凝結層に数 km 程度しか貫入しない。一方凝結が生じる時期には凝結層に厚い雲が発生し、凝結層で強い鉛直流が生じる。しかし雲粒による引きずりの力が熱的な浮力を相殺し、強い鉛直流が凝結層全体にわたって生じることはない。

臨界飽和比が 1.0 よりも大きい場合に準周期的な解が実現されるのは、雲粒の重力落下速度が十分大きく、雲粒が凝結層から完全に取り除かれることで過冷却状態が実現・維持される為である。

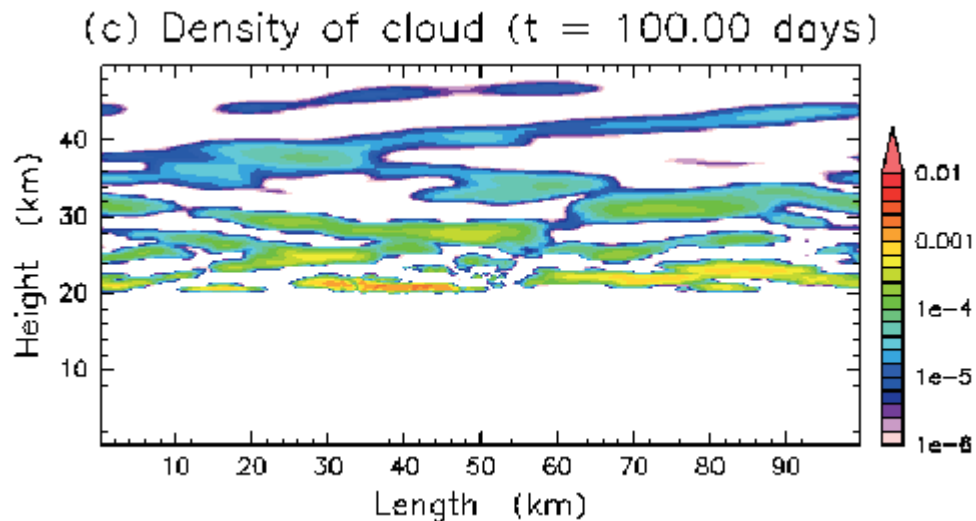


図1 計算開始後100日目における臨界飽和比1.0の場合の雲の分布.

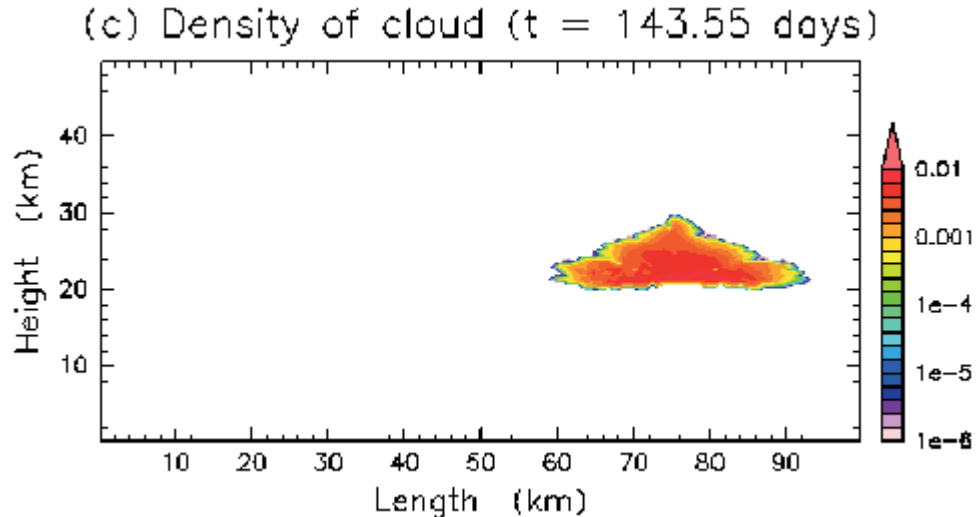


図2 計算開始後143日目における臨界飽和比1.35の場合の雲の分布.

## ● 研究成果の公表状況

### 査読なし論文

- 1) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 2013: 地表面温度固定条件の下で生じる初期火星大気中の主成分凝結対流の二次元数値実験, 第 27 回大気圏シンポジウム講演集, [http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/symp/2013/image/0228\\_proc/7-5.pdf](http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/symp/2013/image/0228_proc/7-5.pdf)

## 口頭発表

- 2) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 2013: 初期火星大気中の主成分凝結対流の二次元数値実験 - 臨界飽和比と凝結核数 密度に関するパラメータ依存性 -, 第 27 回大気圏シンポジウム, 2013 年 3 月 1 日, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部.
- 3) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 2013: A 2D numerical simulation of atmospheric convection with condensation of major component under early Mars condition, 日本地球惑星科学連合 2013 年大会, 2013 年 5 月 21 日, 幕張メッセ国際会議場.
- 4) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 2013: 初期火星大気中の主成分凝結対流の二次元数値実験 - 臨界飽和比と凝結核数 密度に対する依存性 - 日本気象学会 2013 年度春季大会, 2013 年 5 月 17 日, 国立オリンピック記念青少年総合センター.

## 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：大阪大学 基礎工学研究科, 後藤 晋(goto@me.es.osaka-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

われわれの身のまわりの流れのほとんどは乱流である。乱流の小スケールの統計性質は外力や流れの境界条件には依らずに普遍的になることが古くから知られる。この乱流統計の普遍性の成因を、大規模数値シミュレーションにより明らかにすることが本研究の目的である。

### ● 研究の概要

上述の目的を達成するために、いくつかの異なる境界条件下での乱流の直接数値シミュレーションを行っている。具体的には、非圧縮流体に対するナビエ・ストークス方程式を、スペクトル法を用いて空間微分を精度よく評価するとともに、適切な時間積分スキームを用いて数値的に解いた。今年度は周期境界条件下の乱流、および、球体容器内の乱流を扱った。とくに後者では、容器を歳差運動させることにより内部に乱流を駆動するシミュレーションを行った。

#### 代表的計算情報

並列度：8

並列化手法：MPI および自動並列

計算時間：20 時間

利用システム：V

ケース数：8

### ● 今年度の研究成果の概要

今年度は、とくに、歳差運動をする球体内に維持される乱流に関して大きな成果が得られた。この系は、数値シミュレーションと厳密に同一の条件下での室内実験が可能であり、われわれの実験によれば（歳差の強さを表すパラメタである）ポアンカレ数が0.1程度の場合にもっとも発達した乱流が維持されることがわかっていたが、その原因は不明のままであった。今年度の数値シミュレーションにより、このパラメタにおける平均流の構造をはじめて明らかにすることができた。この結果をさらに詳細に解析することにより、この系における強い乱流の維持機構、および、この乱流の小スケールの普遍的な統計性質の物理的成因の詳細が明らかにされるはずである。





図1 歳差運動をする球体内に維持される乱流の平均流の流線構造。

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) S. Goto, A. Matsunaga, M. Fujiwara, M. Nishioka, S. Kida, M. Yamato, S. Tsuda, “Turbulence driven by precession in spherical and slightly elongated spheroidal cavities,” submitted.
- 2) T. Yasuda, S. Goto, G. Kawahara, “Quasi-cyclic evolution of turbulence driven by a steady force in a periodic cube,” submitted.

### 査読なし論文

- 3) 齋藤雄太, 後藤 晋, 河原源太『一様等方乱流における渦軸の階層構造の同定』ながれ (2014), 印刷中.

### 口頭発表

- 4) 後藤 晋, 木田重雄, 河原源太『微小な鱗片状粒子による乱流の可視化』第41回 可視化情報シンポジウム (2013年07月16日, 工学院大学)
- 5) S. Goto, M. Shimizu, G. Kawahara, “Turbulent mixing in a precessing sphere, ” Eighth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, (2013年8月29日, ENSMA, Poitiers, France)
- 6) S. Goto, G. Kawahara, “Generation mechanism of hierarchy of coherent vortices in turbulence, ” 14th European Turbulence Conference, (2013年9月2日, ENS Lyon, France)
- 7) 後藤 晋, 安達正隆, 河原源太, 鹿島良介『埋め込み境界法による流体中の固体粒子群の数値シミュレーション』日本機械学会 第26回計算力学講演会 (2013年11月2日, 佐賀大学)
- 8) 後藤晋, 安達正隆, 河原源太『一様乱流中における有限の大きさをもつ固体粒子群の非一様分布』第91期 日本機械学会 流体力学部門 講演会 (2013年11月10日, 九州大学)
- 9) 後藤 晋, 清水雅樹, 河原源太『歳差球体内に維持される乱流の混合能力の定量化』数理解析研究所研究集会『大スケール流体運動と乱流揺らぎ』(2014年1月9日, 京都大学)

## 磁気リコネクションの数値シミュレーション研究

Numerical modeling of 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)

研究分担者：宇宙科学情報センター，篠原 育(iku@stp.isas.jaxa.jp)

東京工業大学，長井嗣信(nagai@geo.titech.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している．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，大規模プラズマシミュレーションを駆使して，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，リコネクション点近傍領域の運動論効果が極めて重要だと考えられている．こうした物理を詳しく理解するために，プラズマ粒子 (PIC) シミュレーションで磁気リコネクションを再現し，リコネクション領域周辺の粒子軌道やさまざまな磁気流体 (MHD) 量を評価する．また，リコネクション系の大局的な振る舞いを理解するために，大規模MHDシミュレーションを実行・解析する．

### ● 今年度の研究成果の概要

磁気リコネクションでは，磁力線が繋ぎ変わる X 点近くに「磁気拡散領域」あるいは「磁気散逸領域」と呼ばれる重要領域が存在している．そこで我々は，「磁気拡散」の定義に戻ってこの問題を再検討し (論文 [4])，PIC シミュレーションの結果を吟味した．その結果，真に磁気拡散が起きている領域は極めて小さいことを確認し，イオン拡散領域の外側下流の，理想条件が成立しない ( $\mathbf{E} + \mathbf{v}_i \times \mathbf{B} \neq 0$ ) 領域を解析した．イオンの速度分布関数を詳細に分析した結果，そもそもイオンがジャイロ回転していないために，理想条件 ( $\mathbf{E} + \mathbf{v}_i \times \mathbf{B} = 0$ ) を考える前提が成り立っていないことを指摘した (論文 [1])．

さらに近年，系のサイズが非常に大きい場合と，プラズマの圧縮性効果が効く場合の2つの分野で，MHDリコネクション理論の再考が進んでいる．我々は，この両条件が効くパラメーター領域 (高 $S \cdot$ 低 $\beta$ ) のMHDリコネクションの性質を調査中である．現在，途中で形成される磁気島の背面に，遷音速タイプの垂直衝撃波 (Zenitani & Miyoshi 2011) が発生することで，磁気島系のダイナミクスと上流プラズマの乱流度合いが変わることがわかってきた．

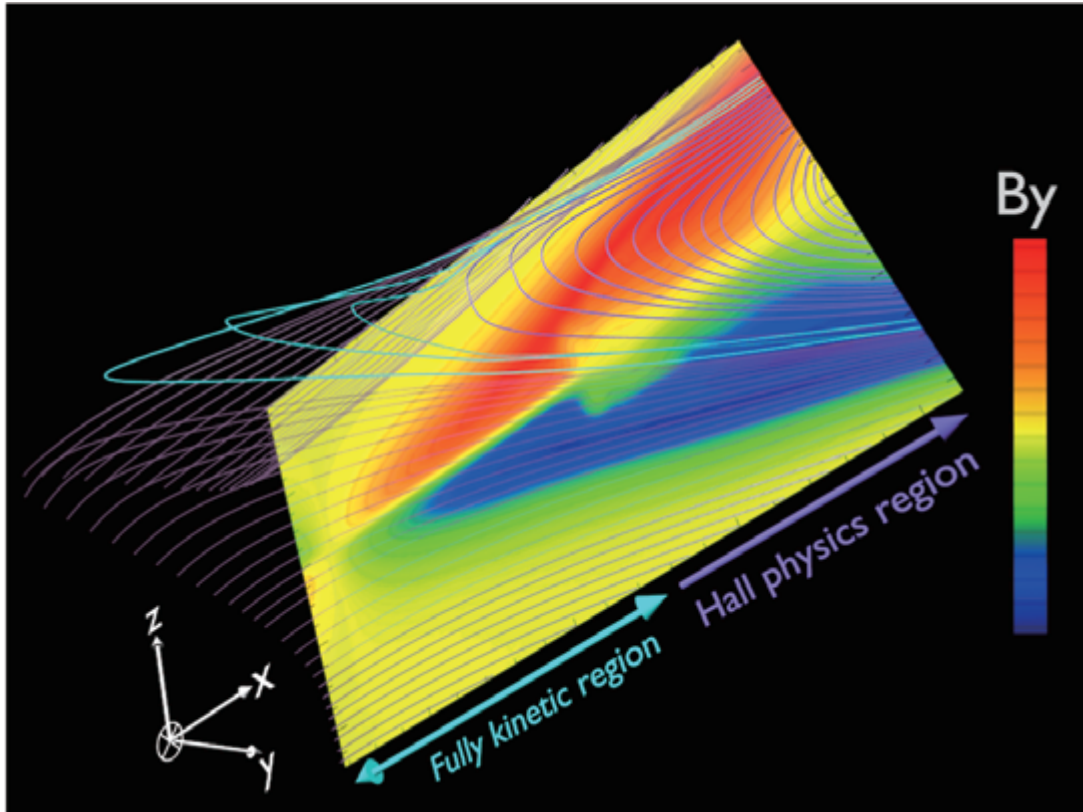


図1 2次元粒子シミュレーションにおける磁力線の3次元形状. 紙面垂直方向の磁場 ( $B_y$  成分) をカラーで示す.

#### 代表的計算情報

並列度：32 並列  
 計算時間：1 ヶ月  
 ケース数：3

並列化手法：MPI  
 利用システム：その他

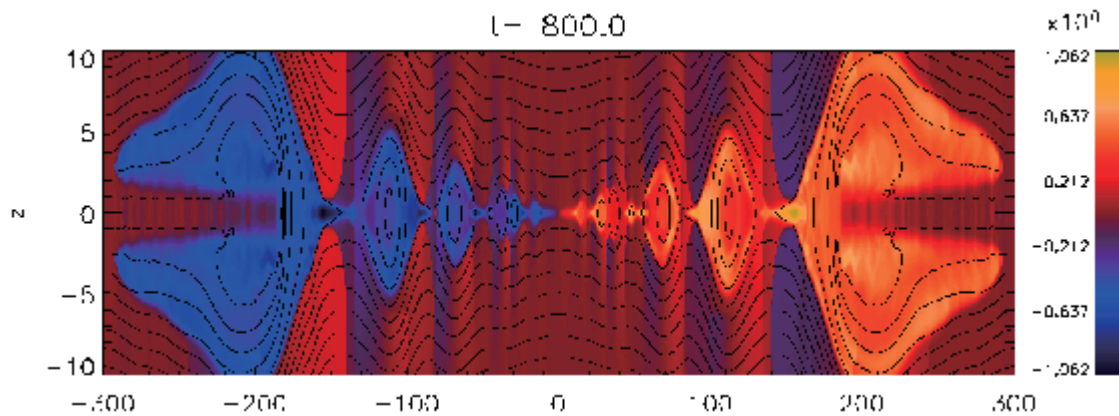


図2 磁気流体シミュレーション. 青 ( $\leftarrow$ ) および赤 ( $\rightarrow$ ) 色で横向きプラズマ流を示す. 上流プラズマが低 $\beta$ 状態のとき, 垂直衝撃波が磁気島の背面で発生する.

#### 代表的計算情報

並列度：120 並列  
 計算時間：50 時間  
 ケース数：15

並列化手法：FLAT, MPI  
 利用システム：M

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) **S. Zenitani**, I. Shinohara, T. Nagai, & T. Wada, Kinetic aspects of the ion current layer in a reconnection outflow exhaust, *Physics of Plasmas*, 20, 092120 (2013)
- 2) M. Hesse, N. Aunai, **S. Zenitani**, M. Kuznetsova, & J. Birn, Aspects of collisionless magnetic reconnection in asymmetric systems, *Physics of Plasmas*, 20, 061210 (2013)
- 3) H. Baty, J. Pétri, & **S. Zenitani**, Explosive reconnection of double tearing modes in relativistic plasmas: application to the Crab flares, *MNRAS Letters*, 436, L20 (2013)
- 4) **S. Zenitani**, & T. Umeda, Some remarks on the diffusion regions in magnetic reconnection, *Physics of Plasmas*, 21, 034503 (2014)

### 口頭発表

- 5) “Ion nonlinear dynamics in magnetic reconnection”, 12th International Workshop on the Interrelationship between Plasma Experiments in Laboratory and Space (IPELS), Hakuba, Nagano, July 2013
- 6) “Kinetic aspects of the ion current layer in an outflow exhaust in magnetic reconnection”, The 12th Asia Pacific Physics Conference, Makuhari, Chiba, July 2013
- 7) “Magnetic diffusion and ion nonlinear dynamics in magnetic reconnection”, The 11th International School / Symposium for Space Simulations (ISSS-11), National Central University, Taiwan, July 2013 (invited)
- 8) “Magnetic diffusion and ion nonlinear dynamics in magnetic reconnection”, ISAS Workshop: Magnetospheric Plasmas 2013, Tokyo Institute of Technology, Tokyo, November 2013 (invited)
- 9) “Magnetic diffusion and ion nonlinear dynamics in magnetic reconnection”, AGU Fall Meeting 2013, San Francisco, USA, December 2013+
- 10) “The structure of the diffusion region in collisionless reconnection: Theory, simulation, and observation”, Parker reconnection Workshop, Sao Jose dos Campos, Brazil, March 2014 (invited)

## 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 planetary atmosphere general circulation model and numerical experiments on a variety of climate

### ● 研究グループ

研究代表者：神戸大学自然科学系先端融合研究環，高橋芳幸(dcmmodel-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)

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)

神戸大学大学院 理学研究科，関 友也(tbseki@gfd-dennou.org)

神戸大学大学院 理学研究科，船橋大亮 (daisuke@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

計算機の更新に対応するため、これまで V システムで実行していたモデルプログラムの M システムへの移行作業を行った。また、テスト計算を兼ねて、24 年度に引き続き、これまでに構築してきたモデルを用いた実験を実施した。今年度は、地球よりも半径の小さな火星や、太陽系外で発見されている地球よりも半径の大きなスーパーアースを念頭に置き、特に惑星の半径に対する大気循環や気候の依存性に注目し、複数の惑星半径の値を与えた実験を実施した。

#### 代表的計算情報

並列度：16

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：36 時間

利用システム：M, V

ケース数：4

### ● 今年度の研究成果の概要

V システムから M システムへの移行作業を行い、M システムでの実行環境を整えた。モデルの実行自体は大きな問題もなく可能であった。しかし、モデルの長時間積分、および高解像度での実行を効率よく行うためには、今後最適化が必要かもしれない。

M システムでのテスト計算を兼ねて、惑星半径の循環構造、気候に対する依存性を調べるために、地球と同じ半径 (6371 km)、その 2 倍の値を与えた実験を行った。

実験に使用したモデルは、地球流体電脳倶楽部で構築を進めている惑星大気大循環モデル dcpam (<http://www.gfd-dennou.org/library/dcpam/>) である。今回の実験では、このモデルに取り入れられている過程の中で、放射伝達の計算には地球の計算のためのモデル (e.g., Chou et al., 2001), 乱流混合の計算には Mellor and Yamada (1982) level 2.5 スキーム、積雲対流による効果の計算には Relaxed Arakawa-Schubert スキーム (Moorthi and Suarez, 1992), そして雲の計算には我々が開発した簡単な雲モデルを用いた。惑星表面条件は、惑星半径の異なる両方の実験に対して、どちらも現在地球の条件を与えた。つまり、地形、アルベドの分布、海表面温度分布は、現在の地球の値を与えている。このモデルを用いて現在の地球と同じ自転傾斜角を与え季節変化を考慮した条件で、モデルを 3 地球年間積分し、最後の 1 年間の結果を解析に用いた。

計算の結果、今回与えた二つの惑星半径では、惑星のエネルギー収支に違いが見られた。使用しているモデルは、地球の半径を与えた計算に対して大気上端での入射・射出放射フラックスがほぼ釣り合うようなパラメータセットを用いている。しかし、モデルでは海表面温度分布を与えているために、異なる惑星半径において惑星の放射収支が合う保証はなく、実際に惑星半径を 2 倍にした計算では、大気上端での射出フラックスが小さくなり、全球平均入射フラックスと射出フラックスの間に  $4\text{-}5 \text{ Wm}^{-2}$  程度の差が生じた。循環構造を確認すると、地球の 2 倍の半径を与えた計算では、緯度で測った子午面循環の幅が、地球の半径を与えた計算に比べて小さくなっている (図 1)。これは、与えた自転角速度が二つの計算で同じであり、結果として得られる大気の安定度がほぼ変わらないために、惑星変形半径が二つの計算でほぼ変わらないことに起因していると考えられる。この循環構造の変化の結果として、地球の 2 倍の半径を与えた計算において、相対的に南北熱輸送が効きにくくなっているのであろう。このことが惑星全体の熱収支の違いに現れていると考えられる。しかし、計算結果の解釈のためには、大気波動による運動量輸送などを調べるなど詳細な解析が必要であり、今後の課題である。また、より広い範囲での惑星半径依存性を調べるため、惑星半径の小さな条件での計算も実施しており、それらの解析も行う予定である。

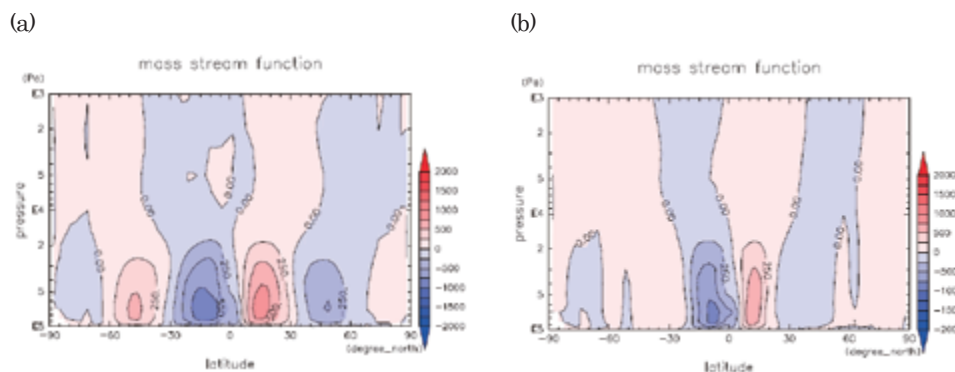


図1 地球の半径を与えた計算 (a) と地球の 2 倍の半径を与えた計算 (b) から得られた年平均質量流線関数 ( $10^8 \text{ kg/s}$ )。正の値は反時計回りの循環を表し、負の値は時計回りの循環を表す。

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) Takahashi, Y. O., Y.-Y. Hayashi, K. Kuramoto, G. L. Hashimoto, M. Ishiwatari, M. Onishi, S. Takehiro, and dcmode project, Development of a general circulation model for earth-like planetary atmosphere and its application, Exoplanets and Disks: Their formation and diversity II, Hawaii, U. S., Dec. 8-12, 2013
- 2) 高橋芳幸, dcmode プロジェクト, 惑星大気大循環モデルの構築の現状, 系外惑星大気ワークショップ 2014 / 惑星大気研究会, 国立天文台, 2014 年 1 月 6-7 日.

## 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．

#### 代表的計算情報

並列度：128

並列化手法：MPI

計算時間：100 時間

利用システム：M

ケース数：20

### ● 今年度の研究成果の概要

シミュレーションで形成されるダークマターハローへのガスの降着過程を詳しく調べた．その結果，従来の定説とは違い，ガスはハローのヴィリアル温度まで加熱されることはなく，低温のままでフィラメント状の流れを形成してハロー中心部に到達することが明らかになった．この結果は，その後の銀河形成に大きな影響を与えると思われる．

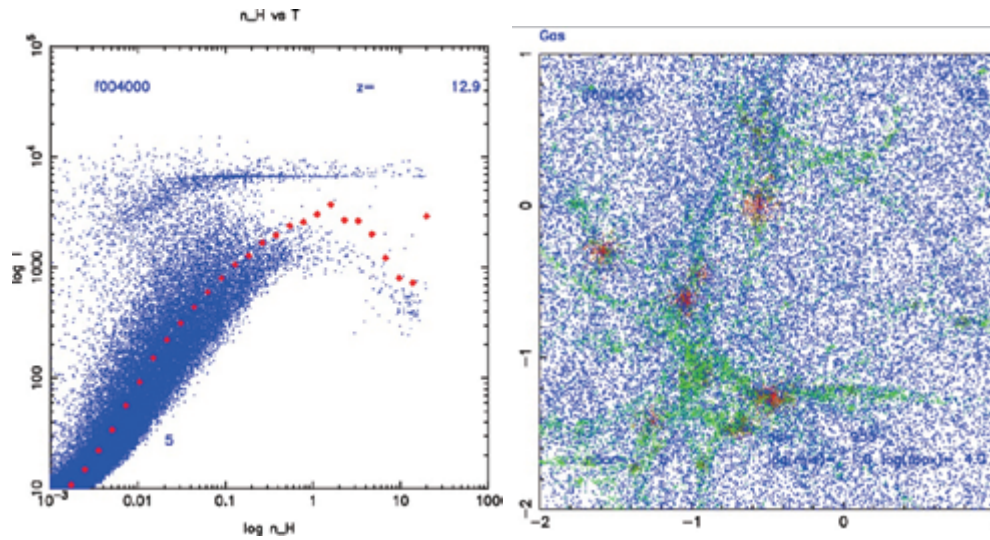


図1 (左) ガスの密度と温度の関係. 高密度の所で温度の低下が見られる (赤点).  
 (右) ヴィリアル温度以下の低温ガス (緑) がフィラメント状にダークマターハローに降着している.

#### ● 研究成果の公表状況

- 1) 「宇宙初期の銀河進化」 Open campus, Tohoku University, 2013 における発表



## ブラックホール X 線連星の状態遷移経路の磁場構造依存性について

Dependence of the magnetic structure during the state transition of X-ray binaries

### ● 研究グループ

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

### ● 計算の目的

ブラックホール X 線連星のアウトバースト時には X 線スペクトルがハード状態からソフト状態へ遷移する事が知られている。この遷移には **Bright hard** 状態を経由するパスとしないパスがあり，同じ天体で観測されている。遷移パスの違いが何に起因するかを調べる事が本研究の目的である。

### ● 研究の概要

状態遷移パスの違いは遷移開始時の磁場配位に起因すると考え，磁気流体数値実験によって，初期磁場構造による依存性を調べた。円筒座標系の修正 **Lax-Wendroff** 法コードを用い，グリッド数は  $(N_r, N_\phi, N_z) = (250, 65, 380)$  で降着円盤全体を計算領域に含んでいる。初期条件として，方位角方向磁場に貫かれた回転平衡トーラスを仮定している。ネットフラックスがあるモデル **SMM**, 赤道面に反対称な磁場を仮定してネットフラックスが 0 となるモデル **ASM1**, 鉛直方向に 2 回磁場が反転するモデル **AMS2** の 3 モデルの計算を行った。先に降着円盤を時間進化させ，十分乱流状態になった後に光学的に薄い場合の熱制動放射項を加えた数値計算を行う事で状態遷移を再現する。

#### 代表的計算情報

並列度：8

並列化手法：自動並列

計算時間：100 時間

利用システム：V

ケース数：5

### ● 今年度の研究成果の概要

方位角方向速度に摂動を加えて時間発展を調べた。結果，ネットフラックスが 0 となるモデル **ASM1, ASM2** の質量降着率は，ネットフラックスがあるモデル **SMM** の半分程度になる事がわかった。一方，角運動量輸送率に対応する **Maxwell** ストレスとガス圧の比はどのモデルも同程度の  $\alpha \sim 0.005$  程度となり，またプラズマ  $\beta$  も 5-10 程度と同じ程度の値の準定常状態になる事がわかった。一方，磁気エネルギーはモデル **ASM1, ASM2** が **SMM** より小さな値で飽和している。我々は大局磁場構造の有無によって質量降着率に違いがでると考えて解析したが，どのモデルも円盤内部は十分に乱流状態になっており，大局成分はどちらも小さい事がわかった。そこで，乱流の構造を調べた所，動径方向の乱流スケールがモデル **ASM** はモデル **SMM** の半分程度となっている事がわかった (図1)。

次に冷却を加えた計算を行った所，どちらも  $r > 10r_s$  に低温で高密度な磁気圧優勢円盤が形成されるが，結果から X 線スペクトルを求めた所，モデル **SMM** の円盤密度はモデル **ASM** よりも高いためより明るくなる事がわかった。

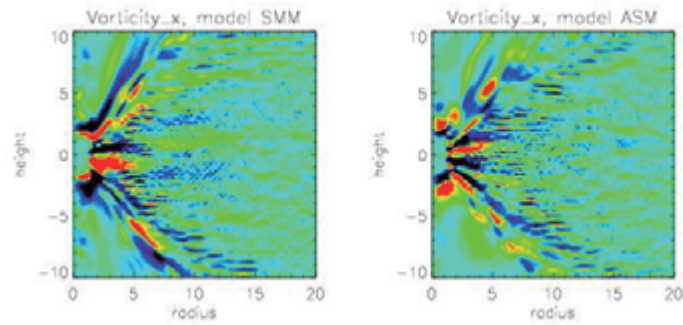


図1 方位角方向に平均した動径方向渦度のr-z断面図. 左がモデルSMM, 右はモデルASM1

## ● 研究成果の公表状況

### 口頭発表

- 1) 「降着円盤のグローバルMHDシミュレーション」 町田真美, STEシミュレーション研究会 & 太陽地球惑星系科学 (STP) シミュレーション・モデリング技法勉強会 合同研究集会 - 宇宙プラズマ・大気・天体 -, 2013年12月24日-27日, 於 九州大学

## 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 Earth and planetary dynamo simulations

### ● 研究グループ

研究代表者：Dept. of Earth and Planetary Sciences, University of California, Davis,  
松井宏晃(hrmatsui@ucdavis.edu)

### ● 計算の目的

惑星中心核のダイナモシミュレーションでは、電磁流体の小さな粘性に起因する現在の数値シミュレーションの空間解像度では再現不能な乱流が存在し、大規模な対流及び磁場生成プロセスに影響を与えていると考えられている。本研究ではこ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についてより現実的なモデルを構築することを目的とする。

### ● 研究の概要

本研究では、回転系に於ける非圧縮性電磁流体に対する3次元、非定常の電磁流体(MHD)シミュレーションを実施する。計算格子上では表現不可能な小スケールの乱流をモデル化する Sub-grid scale (SGS) モデルとして、subgrid 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。モデルの検証するために、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。

#### 代表的計算情報

並列度：16

計算時間：160 時間

ケース数：3

並列化手法：MPI, OpenMP

利用システム：V System

### ● 今年度の研究成果の概要

本研究では、Dynamic scale similarity model を MHD シミュレーションにおけるすべての非線形項 (momentum flux, heat flux, Lorentz force, および magnetic induction term) に対して適用した Large eddy simulation (LES) を実施し、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)及び、小スケールの現象を再現可能な高解像度の直接シミュレーション (Resolved DNS)の結果の比較を実施した。

これまでの直接シミュレーションによって得られた計算結果の解析より、これまで実施してきた dynamic scale similarity model を用いた乱流シミュレーション(LES)では高解像度の直接シミュレーションに比して遥かに小さい磁場生成を得る事が出来なかった。我々は、その原因が、これまでの Dynamic scale similarity モデルでは線形項である小スケールの浮力がsubgrid scale の対流に与える影響をとらえることが出来ずにいた事を見だし、この小スケールの浮力がReynolds stressを介して大スケールの対流を駆動するモデルを構築した。この際、SGS heat flux より導出されるsub-grid scale

buoyancy flux と Reynolds stress が対流に与える仕事を比較することにより小スケールの浮力による Reynolds stress の増分をパラメタライズした。その結果、磁場生成の効率が大きく改善され、Resolved DNS の解により近い計算結果が得られた (図 1)。

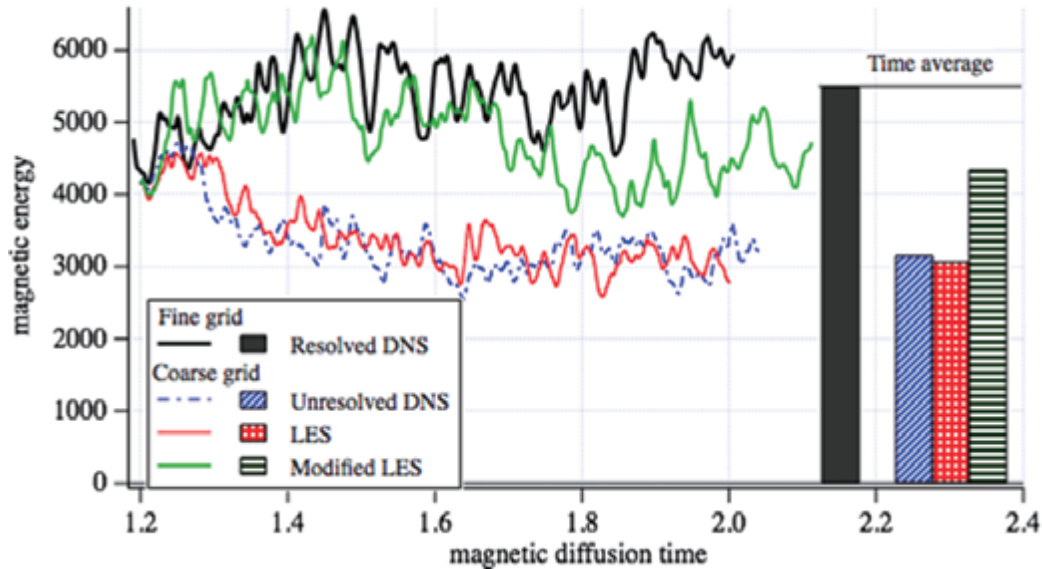


図 1 回転球殻内の平均磁場エネルギーの時間発展(lines) およびその時間平均 (bars). Dynamic モデルを適用して小スケールの浮力を考慮に入れた場合(Modified LES)の結果は高解像度メッシュを用いた直接シミュレーション(Resolved DNS)に近い解が得られた。

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Characterization of subgrid-scale terms in a numerical geodynamo simulation, *Physics of Earth and Planetary Interiors*, 223, 77–85, 2013.

## 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 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

太陽圏の構造と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することを目的とする。ボイジャー1号(V1)及び2号(V2)探査機は既に終端衝撃波を超え、ヘリオシース空間を航行中、最近の報告ではV1はヘリオポーズを超え星間空間に入ったとのことである。本研究では、太陽表面からヘリオポーズ直近の星間空間までの事象を一貫したダイナミック物理過程の反映であるとの観点から解明を進める。以下の2点を主とするMHDシミュレーション解析を行う。

- (1) 太陽コロナの加熱及び太陽風の生成過程を電磁流体的波動による一貫とした加熱加速効果として取り扱うべきと考えられている。現在はその研究の初歩段階であり、統一MHDモデル作成はまだ始まったばかりである。この課題は太陽圏内圏だけでなく外圏研究のためにも重要である。
- (2) V1は太陽から約121~122AU(1AUは太陽地球間距離)でヘリオポーズと超えた、また磁場観測も継続されているので、ヘリオポーズの大きさと磁場観測結果の両方に矛盾のないMHD解析結果が得られるかどうかを精査することを目的とする。

### ● 研究の概要

(1)については3次元MHD方程式中に加速及び加熱の効果を加え、しかもその効果は太陽磁場フラックスの広がり方( $f$ )の逆数(即ち、 $1/f$ )に比例するとした(Nakamizo,2009)。ウィルコックス観測(WSO)の太陽磁場を用いてシミュレーションを行った。

(2)についてはまず、太陽風のラム圧が今まで考えられていたように高緯度で高いということではなく、緯度に依らず一定であることをユリシーズ、OMNI及びACEのデータを比較することにより確認した。これをMHD内部境界条件に取り込み3次元MHDシミュレーションを行った。

#### 代表的計算情報

並列度：8	並列化手法：OpenMP
計算時間：40時間×15=600時間	利用システム：V
ケース数：30	

### ● 今年度の研究成果の概要

(1)については3次元磁気中性面形状が太陽磁場配位により様々に変化すること、またシミュレーション太陽風速度をACE観測データと比較することにより、加速加熱効果の( $1/f$ )依存性を仮定することにより概ねよい結果を得ることが確認出来た。

(2)についてはV1観測のヘリオポーズの大きさが再現できることを確認出来た。また磁場観測についても再現出来た。更に一連の解析により、磁気音波波が太陽風の変動に伴い発生するが、それがヘリオポーズを超え、星間空間の300AUあたりまでの空間に蓄積することが見出された。これにより、太陽圏の300AUにわたる広大な空間でプラズマ波動相互作用が展開されていることが示唆される結果を得た。

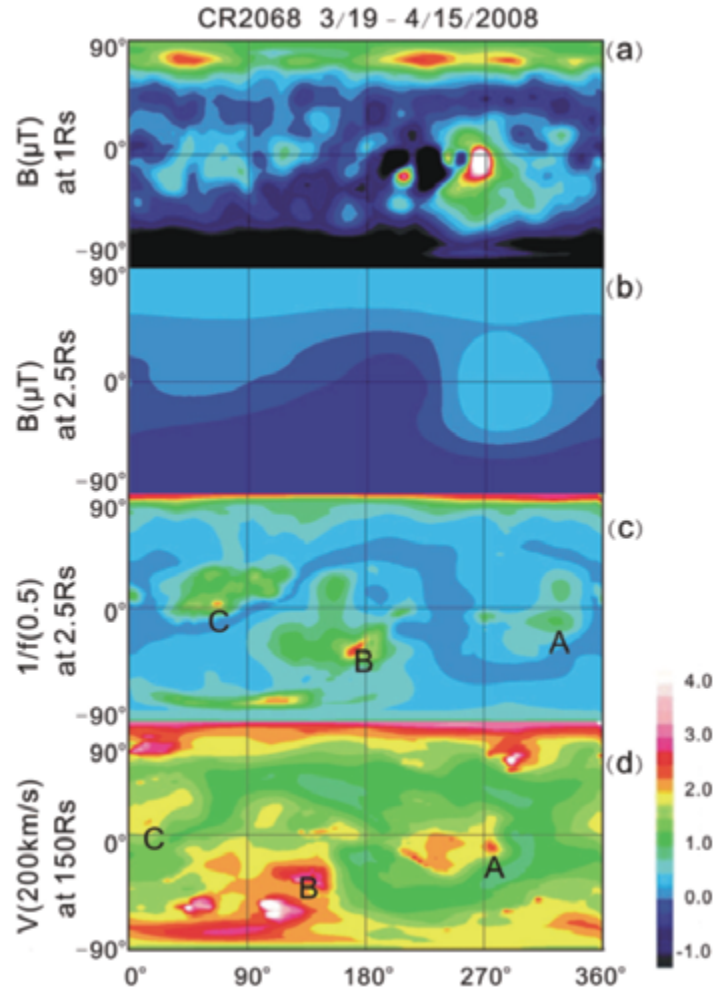


図1 キャリントン(CR)2068 (3/19-4/15/2008)の期間でのシノプチックチャート (横軸は経度, 縦軸は緯度), (a)太陽表面磁場, (b)2.5太陽半径ソースサーフェスでの太陽磁場, (c)同ソースサーフェスでの1/f, (d)150太陽半径での太陽風速度.

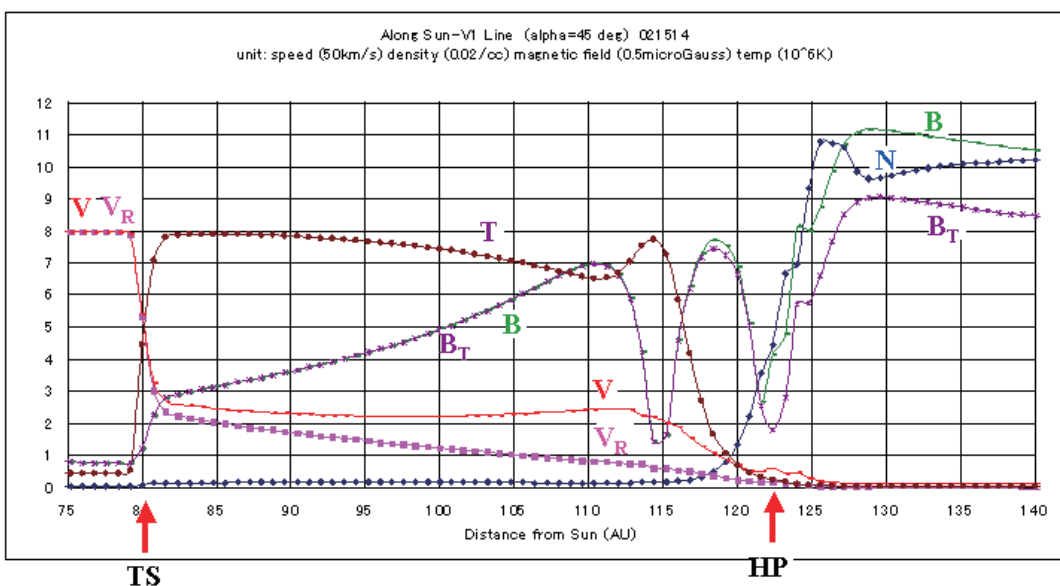


図2 太陽-V1線に沿った速度絶対値(V), 径方向速度 ( $V_R$ ), 温度 (T), 密度(N), 磁場絶対値(B), 及び垂直方向磁場 ( $B_T$ ). 横軸は太陽からの距離. TS及びHPは夫々, 終端衝撃波及びヘリオポーズ. HPの位置は垂直方向磁場が極小になる位置としている. なおHPより外側は星間ガスの領域.

**● 研究成果の公表状況**

## 査読なし論文

- 1) H. Washimi, G.P. Zank, Q. Hu, T. Tanaka, and Y. Kubo, Modeling outer heliosphere structures near the heliopause, AIP Conference Proc. 1539, 13<sup>th</sup> Solar Wind, 360, 2013.
- 2) H. Washimi, G.P. Zank, Q. Hu, T. Tanaka, A. Nakamizo, and M. Kojima, MHD analysis of the solar wind structure from the photosphere to the inner heliosphere, ASF Conference Series, in press.

## 口頭発表

- 3) H. Washimi et al., MHD analysis of the Heliopause scale, AGU-Fall-Meetings, 2013, SH11B-1980.
- 4) H. Washimi, T. Tanaka et al., MHD modeling of the outer heliospheric structures, 13<sup>th</sup> AIA Conference, 2014.

## 超音速自由飛行試験模型の設計模型と製作模型の違いによる圧力波への影響

Investigation of supersonic free flight model fidelity on near field pressure signature

### ● 研究グループ

研究代表者：名古屋大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻, 佐宗章弘(sasoh@nuae.nagoya-u.ac.jp)

研究分担者：名古屋大学, 豊田 篤(toyoda@fuji.nuae.nagoya-u.ac.jp)

名古屋大学, 今泉貴博(takahiro@fuji.nuae.nagoya-u.ac.jp)

### ● 計算の目的

エアロバリスティックレンジ近傍圧力場計測実験に用いる製作模型の加工精度が圧力波に与える影響の評価。

### ● 研究の概要

エアロバリスティックレンジで射出可能な試験模型は大きさに制限があるため、加工精度によって設計模型と製作模型には形状の差異が生じる。そのため、設計模型を用いた CFD による計算結果と製作模型を用いたエアロバリスティックレンジ近傍圧力場計測実験により得られた圧力波形を比較して、計測される圧力波形に対する設計模型と製作模型の形状の差異による影響を評価する。

#### 代表的計算情報

並列度：128 並列

並列化手法：MPI

計算時間：308,000 秒 (CPU Time) 利用システム：M システム

ケース数：6

### ● 今年度の研究成果の概要

AGARD-B模型の $M=1.71$ 迎角 $0^\circ$ の条件に関して、CFD計算とエアロバリスティック実験の比較を行った結果、圧力波形の長さ及び傾向は一致しているが、過剰圧に違いが見られた。また後流に関して、非粘性計算を行なったため渦が正しく評価されず大きな差が見られた。



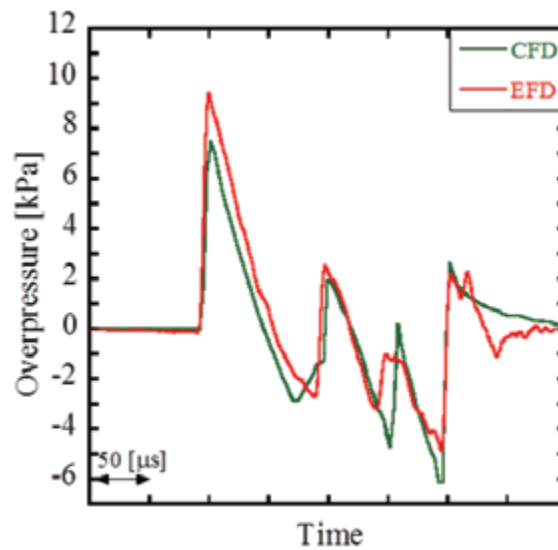


図1 H/L = 1.76におけるAGARD-B形状から伝播する近傍圧力場

#### ● 研究成果の公表状況

##### 口頭発表

- 1) Imaizumi, T., Ohyama, T., Toyoda, A. and Sasoh, A., "Supersonic Free Flight Experiment of Three-Dimensional Bodeies in Aeroballistic Range," Tenth International Conference on Fluid Dynamics, 25-27 November 2013, Sendai, Japan, GS1-23.

## 飛行体の空力・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予冷ターボジェットエンジンの飛行試験機体設計のため，空力解析（CFD），飛行軌道解析，および空力弾性解析を行う．高高度気球を用いて高度 40km からの落下を利用するため，幅広い気流条件に対して，全機を忠実に再現した流れの数値解析が必要である．従来の数値流体解析手法に加えて，近年開発を進めている高次精度手法の適用を目指し，今年度は特に翼まわり低速・乱流遷移流れの検証を行う．

### ● 研究の概要

飛行試験機体の空力解析，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・尾翼・エンジンを含む全機形状の乱流粘性空力解析を行う．従来の有限体積法を用いた空力データベースの蓄積に加え，高次精度流体解析コードの JAXA スーパーコンピュータへのポータリングを進め，計算精度の検証を行う．更に同手法を，空力弾性（フラッター）や動安定解析で重要となる移動・変形格子を扱えるよう拡張する．

#### 代表的計算情報

並列度：8

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：20,000 秒

利用システム：M, V

ケース数：8

### ● 今年度の研究成果の概要

高高度気球を利用した小型試験飛行機体では，低レイノルズ数流れの機体空力特性が重要となる．まずは，亜音速流れで詳細な実験データと他研究グループによる計算が数多く行われている，SD7003翼まわりの遷移流れの解析を行い，開発中の高次精度手法のJAXAスーパーコンピュータでの動作確認，および精度の検証を行った．結果の一部を図1に示す．二種類の格子解像度（Grid1, 2）それぞれに対して，空間三次精度と四次精度のQ-等値面より，格子解像度と精度の向上により，渦構造が詳細に捉えられている．また壁面平均圧力と摩擦係数より，Grid1・三次精度を除き，過去の研究例と良好な一致を示している．これらの他に，格子の移動・変形を伴う問題への拡張を進めており，これまでに，二次元翼の亜音速空力弾性問題の解析と検証を実施した．

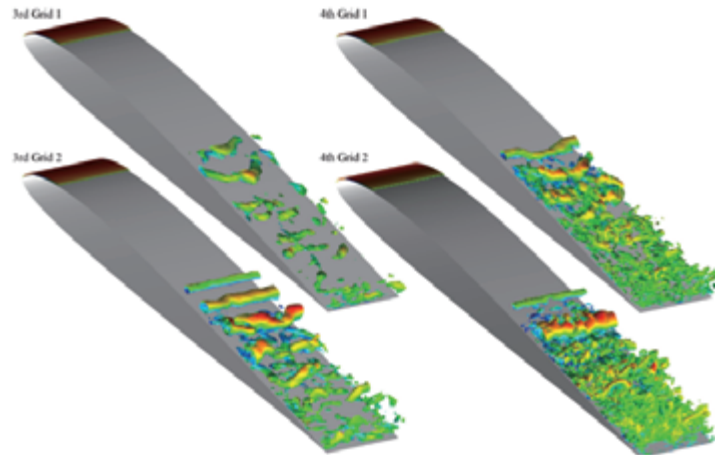


図1 翼まわり低レイノルズ数遷移流れ予測に及ぼす計算格子と計算精度の影響

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) C. Liang, K. Miyaji and B. Zhang, “An Efficient Correction Procedure via Reconstruction for Simulation of Viscous Flow on Moving and Deforming Domains,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 256, 55-68, 2014.

### 査読なし論文

- 2) V. Skarolek and K. Miyaji, “Transitional Flow over a SD7003 Wing Using Flux Reconstruction Scheme,” *AIAA paper 2014-0250*.

### 口頭発表

- 3) 長澤, 宮路「高次精度流束再構築法を用いた二次元高揚力装置のRANS解析」第27回数値流体力学シンポジウム

## 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 materials studied by multi-scale simulation

### ● 研究グループ

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

研究分担者：山口大学大学院 理工学研究科 M1，今橋信行(s005vj@yamaguchi-u.ac.jp)

### ● 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用いられている。高分子ポリマーの機械的性質や熱力学性質に関する知見を得るために、原子レベルの高分子ポリマーの計算機シミュレーションを行った。格子点上でのランダムウォークにより疎視化高分子をこれまでよりも効率的に生成することを試みた。また我々が独自に開発したマルチスケールモデルを用いて、材料表面の原子像観測で用いられる原子間力顕微鏡の仕組みを解明するところを試みた。

### ● 研究の概要

これまで我々は、独自に開発した高分子のマルチスケールモデルを用いて高分子液体がすばやく平衡状態に達することを示してきた。この手法では計算負荷の大きい分子動力学法を用いているため、数百個のモノマーからなる重合度の高分子を扱うのが限界であった。より大きな高分子を扱うシミュレーションを目指して、今年度は格子点上にランダムウォーク（酔歩）により高分子を生成する手法を試みた。疎視化した高分子モデルの自由度をさらに減らして、高速に重合度の大きな高分子モデルを作成できることを示し、このモデルが現実的な高分子の統計的性質を再現できるのか検証した。また、マルチスケールモデルを用いた原子間力顕微鏡（AFM）のシミュレーションを実行し、AFMの原子像が得られる仕組みと、これまで解明されていないAFMのエネルギー散逸の原因を調べた。

#### 代表的計算情報

並列度：4

並列化手法：VISIMPACT, FLAT, MPI

計算時間：約1時間～2時間

利用システム：M

ケース数：約100ケース

### ● 今年度の研究成果の概要

格子点上でモノマー同士の重なりを許さない「体積排除鎖」を計算機の擬似乱数を用いて立方格子上に生成した。さらにボンド間角度が一定（立方格子の場合90度）の条件で同様に生成した高分子と比較した（図1）。このように生成した高分子から、理想鎖との隔たりをあらゆる量である特性比等を算出し、現実のエチレン等の高分子の特性比と比較した。その結果、本手法を用いて現実的な高分子を模倣するためには、立方格子から炭素原子間のボンド角に近い3次元格子、等の格子モデルの改良が必要であることがわかった。一方で、この手法では重合度の大きな高分子であっても従来の分子動力学法による計算より格段に効率よく高分子の統計的性質を得ることができた。これらの研究成果は平成25年度山口大学工学部特別研究としてまとめられた。

また、我々が開発したマルチスケール手法を用いて原子間力顕微鏡（AFM）のマルチスケールモデル（図2）を作成した。このマルチスケールAFMモデルを用いて、これまでその原因が不明であったAFMプローブの減衰の仕組みを原子レベルから明らかにすることに成功した。これらの成果を学会等で報告するとともに、学会紀要集（査読あり）に掲載されることになった。

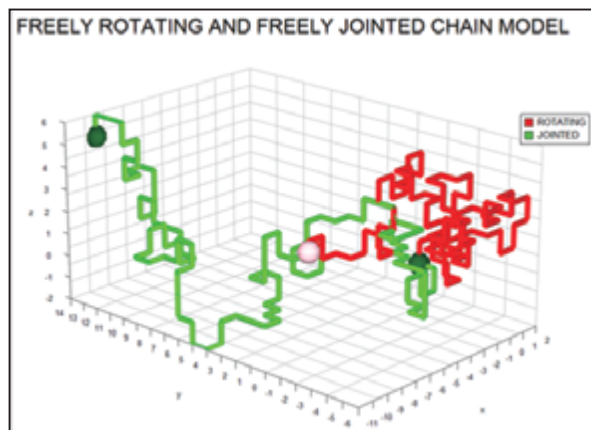


図1 格子点上のランダムウォークによって生成した高分子. 格子点でモノマーが重ならないように生成した. モノマー間のボンド角に条件を課さずに自由に生成したときの高分子 (緑) とボンド角が直角になるように条件を課して生成した高分子 (赤)

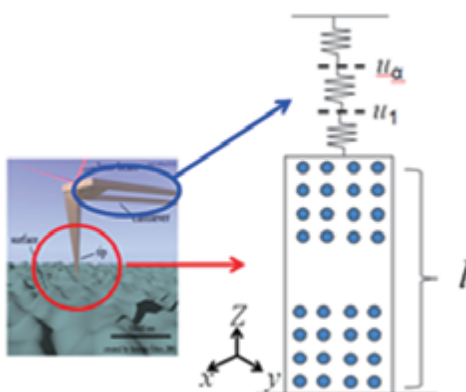


図2 原子間力顕微鏡のマルチスケールモデルの概略図：プローブと試料表面間の原子間相互作用を分子動力学法で計算し、マクロスケールなプローブ振動をバネで表現する。この2つをマルチスケール法で接続する。

## ● 研究成果の公表状況

### 査読付論文

- 1) [Yasuhiro Senda](#), Nobuyuki Imahashi, [Shuji Shimamura](#), Janne Blomqvist, and Risto M Nieminen, Atomic Force Microscopy Simulation by MD/continuum Coupling Method, Integrated Ferroelectrics, in press.
- 2) [Yasuhiro Senda](#), Nobuyuki Imahashi, [Shuji Shimamura](#), Janne Blomqvist, and Risto M Nieminen, Computational model for atomic force microscopy using the MD/continuum coupling method, e-Journal of Surface Science and Nanotechnology, submitted

### 査読なし論文

- 3) RIDHWAN BIN ROSLI, "Lattice random-walk model for ideal polymer" 平成25年度山口大学工学部電気電子工学科特別研究

## 口頭発表

- 4) Y. Senda, N. Imahashi, S. Shimamura, J. Blomqvist, and R. M Nieminen, “Atomic Force Microscopy Simulation by MD/continuum Coupling Method”, The 7th Conference of the Asian Consortium on Computational Materials Science (ACCMS-7) July 23-28, 2013, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, Thailand
- 5) 仙田康浩, 今橋信行, 嶋村修二, Janne Blomqvist, Risto M Nieminen 「シミュレーションによる原子間力顕微鏡のエネルギー減衰の研究」日本物理学会2013秋期大会, 2013年9月26日, 愛媛大学
- 6) Y. Senda, N. Imahashi, S. Shimamura, J. Blomqvist, and R. M Nieminen, “The Mechanism of the Energy Dissipation of AFM Studied by MD/continuum Coupling Model”, 12th International Conference on Atomically Controlled Surfaces, Interfaces and Nanostructures in conjunction with 21st International Colloquium on Scanning Probe Microscopy, Nov. 8, 2013, Tsukuba, Japan

# 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 25 年度は本運用 5 年目を迎えた. ここでは, 平成 25 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で接続される.

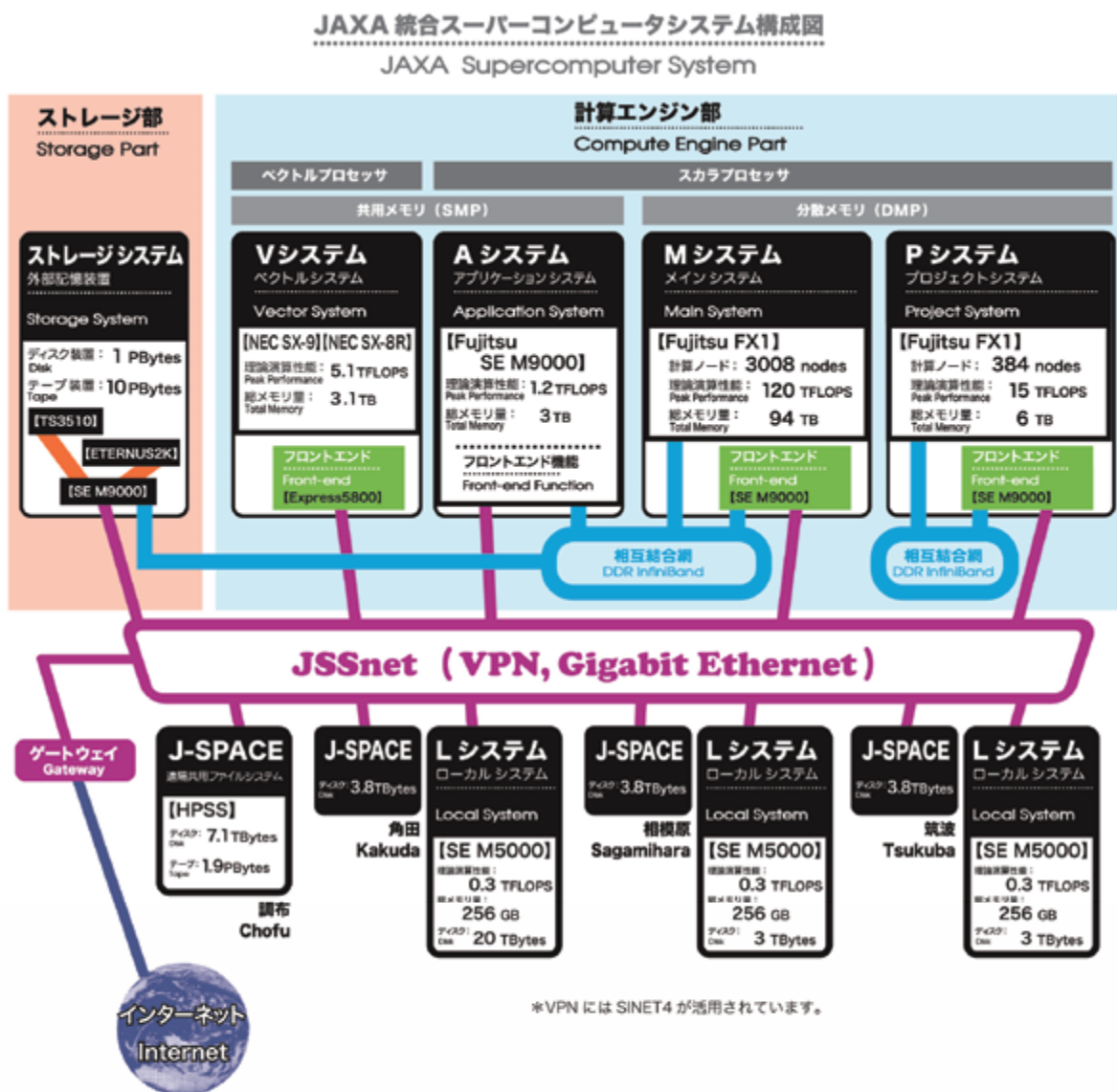


図 1-1 JSS の構成図



JSS の主要システムの諸元を表 1-1 に示す。

M システムは、富士通 FX1 が 3008 ノードで構成されるスカラ型分散メモリ計算機である。ピーク性能は 120TFLOPS、94TB のメモリを有する。加えて、同じく FX1 が 384 ノードから構成される P システムは、M システムとは独立しており、プロジェクトからの緊急要請やセキュリティの高い計算など、他とは独立させて行うためのものである。A システムは、富士通 SEM9000 で構成される 1TB のメモリを有する共有メモリ計算機である。V システムは NEC SX-9 が 3 ノード、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、平成 23 年度は 6 件、平成 24 年度は 4 件、平成 25 年度は 2 件と、全体としては安定して稼働していると言える。

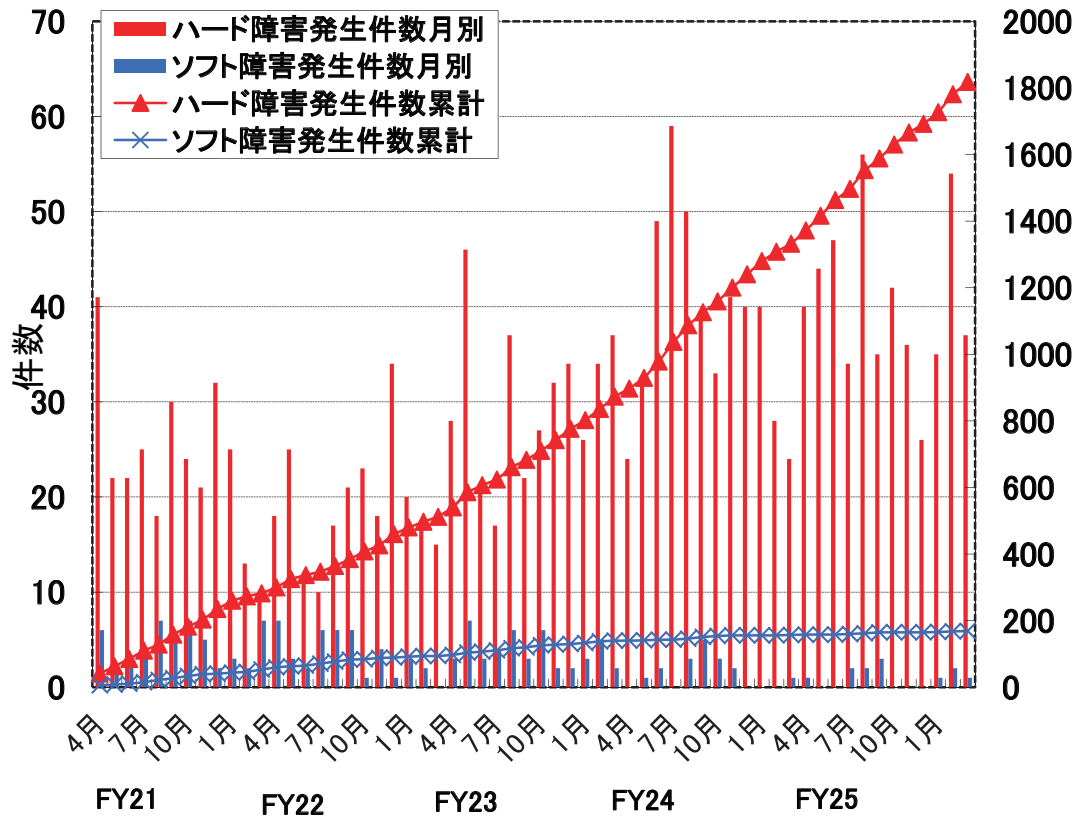


図 2-1 JSS-M システム障害件数

## 3. 運用概要

平成 21 年度から平成 25 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 83.6% 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%，平成 24 年度の平均は 93.4%，平成 25 年度の平均は 94.5% 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

表 3-1 JSS-M システム稼働状況(続き)

(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			
2012(H24)04	7,718,164	91.9%	8,401,100	117	8,400,983	5.6	21.8	0.0	27.4	8,662,998	89.09%	29
2012(H24)05	8,106,281	90.6%	8,951,691	34	8,951,657	0.0	0.0	0.0	0.0	8,951,797	90.55%	31
2012(H24)06	7,656,855	93.9%	8,153,279	434	8,152,845	0.0	32.9	9.5	42.4	8,331,522	91.90%	29
2012(H24)07	8,447,225	94.5%	8,936,898	74	8,936,824	0.0	0.0	0.0	0.0	8,938,808	94.50%	31
2012(H24)08	6,437,701	88.0%	7,321,809	2,400	7,319,409	33.2	98.5	28.0	159.7	7,469,568	86.19%	25
2012(H24)09	7,971,034	92.0%	8,674,854	11,973	8,662,881	0.0	0.0	0.0	0.0	8,662,042	92.02%	30
2012(H24)10	7,984,859	94.8%	8,434,358	8,589	8,425,769	0.0	36.2	7.5	43.7	8,545,252	93.44%	31
2012(H24)11	8,145,672	94.0%	8,671,202	8,162	8,663,040	0.0	0.0	0.0	0.0	8,622,888	94.03%	30
2012(H24)12	7,745,812	94.7%	8,177,797	609	8,177,188	0.0	64.4	0.0	64.4	8,272,502	93.63%	29
2013(H25)01	7,404,183	96.0%	7,719,278	4,917	7,714,361	0.0	91.7	11.0	102.7	7,782,428	95.01%	28
2013(H25)02	7,422,608	95.5%	7,769,068	246	7,768,822	0.0	15.3	11.0	26.3	7,812,162	95.01%	28
2013(H25)03	7,692,393	95.1%	8,088,995	440	8,088,555	0.0	30.9	0.0	30.9	8,314,734	92.52%	30
FY2012Total	92,732,787	93.4%	99,300,329	37,995	99,262,334	38.8	391.6	67.0	497.4	100,406,700	92.36%	351
2013(H25)04	8,204,755	94.7%	8,662,381	515	8,661,866	0.0	0.0	0.0	0.0	8,663,018	94.71%	30
2013(H25)05	8,314,916	93.1%	8,934,238	619	8,933,619	0.0	0.0	0.0	0.0	8,934,565	93.06%	31
2013(H25)06	7,777,163	94.8%	8,202,059	181	8,201,878	0.0	26.2	9.5	35.7	8,226,812	94.53%	29
2013(H25)07	8,383,426	93.9%	8,932,774	954	8,931,820	0.0	0.0	0.0	0.0	8,933,973	93.84%	31
2013(H25)08	6,710,805	91.9%	7,807,147	669	7,806,478	0.0	72.4	0.0	72.4	8,035,335	89.24%	28
2013(H25)09	7,588,742	90.2%	8,417,795	619	8,417,176	4.4	0.0	0.0	4.4	8,472,273	89.57%	30
2013(H25)10	8,590,103	96.0%	8,952,870	1,629	8,951,241	5.5	0.0	0.0	5.5	8,951,729	95.96%	31
2013(H25)11	8,588,137	99.2%	8,663,603	2,201	8,661,402	0.0	0.0	0.0	0.0	8,622,538	99.14%	30
2013(H25)12	7,730,016	92.9%	8,325,636	8,275	8,317,361	0.0	42.7	10.0	52.7	8,011,447	96.49%	29
2014(H26)01	7,089,593	94.3%	7,517,563	1,413	7,516,150	0.0	115.3	4.0	119.3	7,557,719	93.81%	27
2014(H26)02	7,305,443	95.6%	7,641,685	1,216	7,640,469	0.0	29.6	4.0	33.6	7,745,640	94.32%	27
2014(H26)03	8,420,074	97.0%	8,678,233	299	8,677,934	0.0	15.0	0.0	15.0	8,653,587	97.30%	31
FY2013Total	95,163,174	94.5%	100,735,982	37,995	100,717,392	9.9	301.3	27.5	338.7	100,848,636	94.36%	354

図 3-1 に平成 21 年度(2009 年度)から平成 25 年度(2013 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。

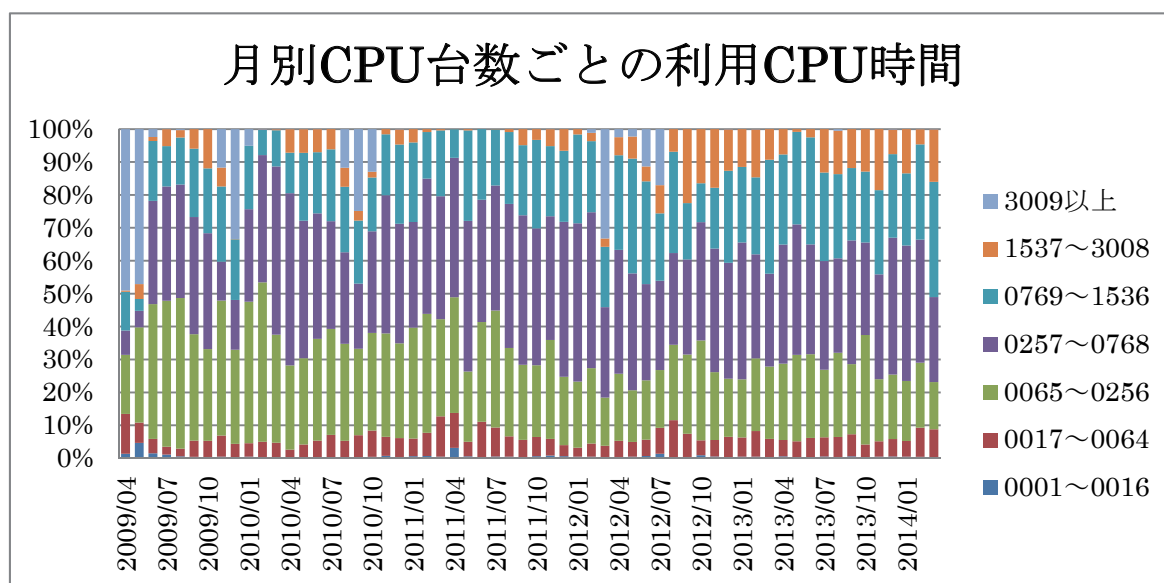


図 3-1 CPU 規模 (コア数) 別ジョブの実行状況

#### 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

分類	登録人数 (人)
内部利用	458
共同研究	45
大学共同利用	72
設備貸付	5
研修生・学生	114
合計	694

## 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 割弱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。

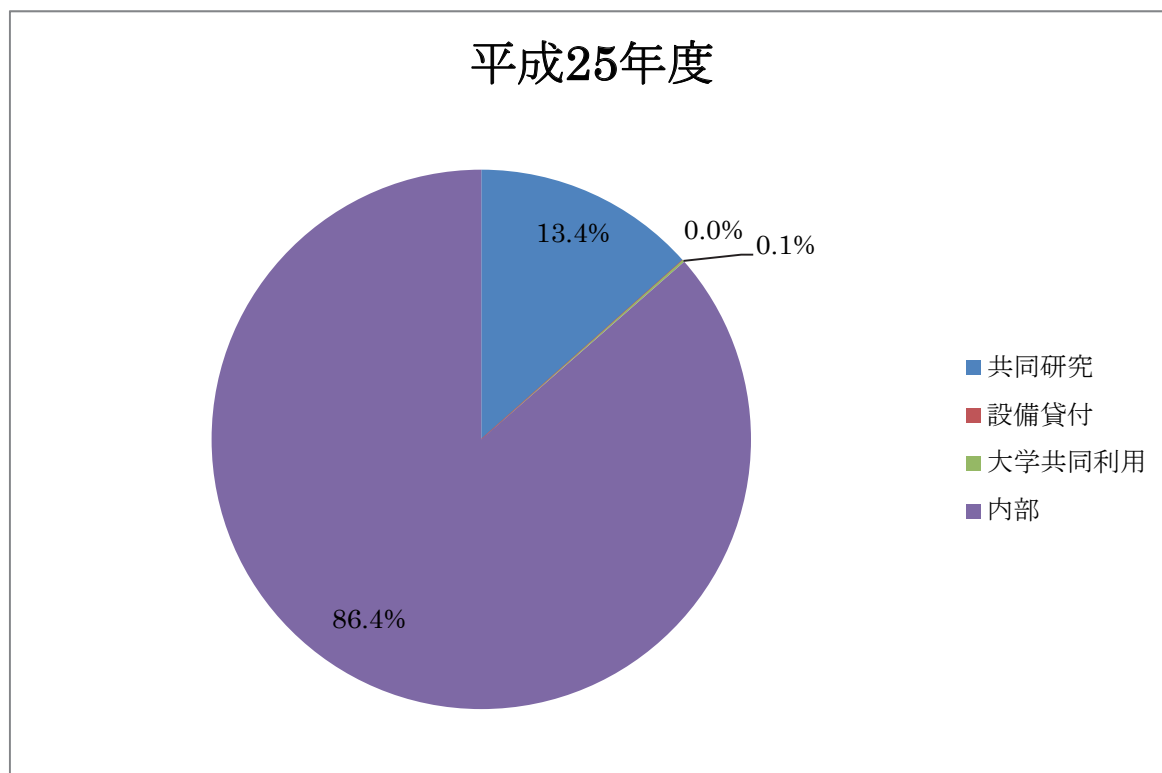


図 5-1 ユーザ区分別利用割合

## 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、これ以降平成 24 年度までは宇宙分野の割合が増加していることがわかる。平成 25 年度については、航空分野が約 5 割の利用になっている。

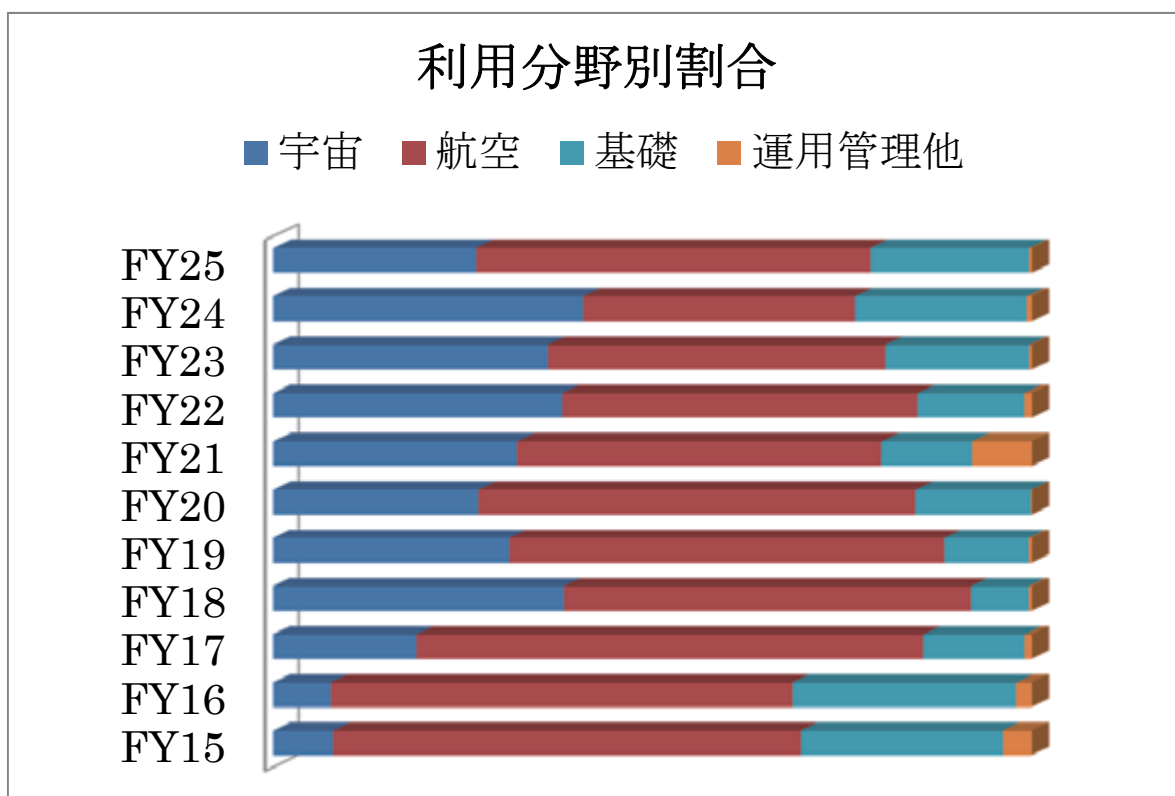


図 6-1 分野別利用割合

## 7. CPU 割り当て状況

平成 25 年度からスパコン利用の透明化として、所属別と ID 別の時間について、四半期毎及び平成 25 年度全体の CPU 割り当て時間の集計を行った。

集計結果は、JSS ポータル (URL: <https://www.jss.jaxa.jp/cgi-bin/jssportal/index.cgi>) の My ポータルメニュー「CPU 割り当て状況」から閲覧できるようにした。

