

平成24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 2012



情報・計算工学センター
宇宙航空研究開発機構

平成25年9月

平成 24 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 2012

目 次

【成果概要】

航空技術

リブレット航空機適用に向けた全機解析	3
超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果	5
エロージョンにかかわるシミュレーション	7
亜音速ジェット騒音の LES 数値予測の研究	9
静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析	11
予混合 2 段燃焼シングルセクタ燃焼器内流れの数値解析	13
高精度解析法に関する先進的研究	15
流体・熱伝導連成数値解析における非定常流れの影響の反映手法の研究	17
ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション	19
D-SEND#2 のフラッタ解析	22
小型航空機エンジン用燃焼器内部流の解析	23
ファン非定常流れ解析	25
ナセル形状最適化	27
高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発	28
非構造 Navier-Stokes ソルバによる航空機の動安定解析	30
Kriging 法を用いた Multi-fidelity 最適設計法の検討と小型超音速機設計への適用	32
FaSTAR を用いた D-SEND#1 形状に対する近傍場圧力波形推算	34
RQL ガスタービン燃焼器における希釈空気流れの最適化のための非燃焼場 CFD 解析	36
航空機の空力・騒音に関する研究	37
CFD の小型旅客機設計適用に関する研究	41
将来型航空輸送機の空力形状設計	42
単段ファンの非定常流れ解析	45
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究	47
六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発	49
超音速機用排気ノズルの研究	51
デジタルアナログ・ハイブリッド風洞システム開発 (その 4)	53
D-SEND#1 形状に対する機体近傍場圧力波形推算手法検証	55
低ソニックブーム設計概念実証機 (D-SEND#2) の高精度近傍場圧力波形推算	58
ファンダクト内非定常流れ解析	60
航空エンジンの複数要素流れ解析	62
燃焼器内部流れ解析	63

宇宙開発

Large-eddy simulation の非平衡壁面モデルに関する研究	65
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	67
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	71

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における燃焼振動指標の数値的研究	77
衛星からの海面高度計測における波浪の影響のシミュレーション	79
人工衛星大型展開パラボラアンテナの有限要素解析の開発	81
亜音速領域における再突入カプセルの非定常流解析	84
ロケット用ターボポンプ内タービンの全周全段解析	86
超音速再突入における DSMC 粒子計算	87
先端的宇宙機推進機のプラズマ流れの数値解析	89
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	92
固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発	94
ハイブリッドロケットの着火条件数値解析	96
ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの研究	97

基礎研究

液体燃料噴霧の初期混合反応過程の詳細数値解析	99
高エンタルピ流の数値解析	101
リブレット面を有するチャネル乱流の直接数値シミュレーション	103
空力弾性翼に関する研究	105
宇宙飛行系に関わる高速流体力学の研究	107
エクサフロップス級計算機に向けた流体解析プログラミングモデルに関する研究	113
剥離を伴う乱流境界層の DNS とモデリング	115
学際シミュレーションによる高精度なパラシュートの設計開発	117
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	119
航空機の摩擦抵抗の定量評価に関する研究	121
太陽フレアの 3 次元数値シミュレーションモデリング	122
超音速エジェクタにおいて噴射ガスが吸込み性能に与える効果の解析	124
三次元壁面噴流のための非等方乱流モデルの構築	125
自動格子生成ソフトと流体解析コードを組み込んだ CFD ポータルシステムの構築	128
二段式スペースプレーンの空力設計技術の研究	131
多孔壁モデルを用いた風洞壁干渉の数値解析	133
燃焼流現象理解とモデリング	135
超臨界圧力における LOx/GH ₂ 同軸噴流火炎の数値シミュレーション	137
超臨界状態におけるハイブリッドロケット液化燃料の液膜の不安定性解析	140
超音速流れ場における半球殻物体周囲流れの数値解析	142

その他

スーパーコンピュータの利用効率向上のためのジョブスケジューラのパラメータ最適化	144
衛星データ処理のスパコン利用検討・実証	146
高速流体ソルバーによる風車後流特性に関する研究	147

大学共同利用(宇宙工学)

3 次元ハイブリッド粒子モデルを用いた磁気プラズマセイルの推力評価	149
宇宙輸送に係る乱流流れの数値解析	151
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	153

ソーラーセイル膜面に及ぼす宇宙機帯電による静電力の影響評価	156
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	158
極低レイノルズ数二次元翼における CFD 解析と曳航流体試験の特性比較	161
火星探査航空機用最適翼型の多目的数値探査	163
多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション	165

大学共同利用(宇宙理学)

発達した乱流の大規模数値シミュレーション研究	167
R3MHD コードを用いた相対論的磁気リコネクション研究	169
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	171
惑星大気の対流構造の比較数値モデリング	173
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	175
無衝突衝撃波におけるピックアップイオンの役割：パラメータ調査	177
ガンマ線バーストジェットの放射機構に関する数値流体力学的研究	180
無衝突磁気リコネクションの運動論的研究	183
ブラックホール候補天体の Bright hard state に関する磁気流体数値実験	185
磁気星間雲中での回転円盤の形成	187
高解像度輻射磁気流体計算による原始星形成過程の研究	189
宇宙初期における天体の形成過程	191
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	193

大学共同利用(航空技術)

飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	195
バリスティックレンジを用いた D-SEND#2 近傍場圧力波形取得実験模型の設計	197

大学共同利用(基礎研究)

高解像度全球非静力学モデルによる火星大気研究	199
水星の材料物質の起源，熱史，および磁場生成	201

代表者別

青塚瑞穂 (賀澤順一, 野崎 理, 山本一臣, 山脇るり子, 他)	47
赤塚純一	51
足立将基 (嶋田 徹)	140
跡部 隆 (高橋直也)	121
阿部浩幸	115
荒川忠一 (小幡鷹政, 飯田 誠, 橋本 敦, 松尾裕一, 他)	147
石向桂一 (瀧井健太郎, 橋本 敦, 青山剛史)	84
石向桂一 (橋本 敦, 松尾裕一, 吉澤 徹, 頓所和之, 飯村拓哉)	125
石田 崇 (橋本 敦, 石向桂一, 村上桂一, 青山剛史, 他)	49
伊藤利佳	144
植松明久 (中島康裕, 矢島由貴江, 中村良子, 林 昌奎, 吉田毅郎)	79
榎本俊治	9
岡林希依 (末永宇識)	3
岡林希依 (野呂秀太, 山田祐樹)	103

小澤宇志	87
郭 東潤 (大平啓介)	5
賀澤順一 (堀口泰生)	25
賀澤順一 (加藤 進, 田口 寛)	27
賀澤順一 (石山 毅, 石山忠治)	86
梶村好宏	149
金崎雅博 (高木秀寛, 牧野好和)	32
金森正史 (橋本 敦, 村上桂一)	34
河合宗司	65
倉本 圭 (木村 淳, 佐々木 洋平)	201
黒滝卓司 (住 隆博, 桧山 淳)	15
小郷原一智	199
小寺正敏	97
後藤 晋	167
齋藤 務 (畠中和明, 橋本 敦)	142
佐宗章弘 (豊田 篤, 今泉貴博)	197
佐藤 茂 (高橋正晴, 渡邊孝宏, 宗像利彦, 福井正明)	71
篠原主勲 (高木亮治)	81
嶋田 徹 (本江幹朗)	92
嶋田 徹 (高田智弘)	94
嶋田 徹 (山中翔太)	96
新城淳史 (梅村 章)	99
鈴木正也	7
仙田康浩 (Janne Blomqvist)	153
銭谷誠司 (篠原 育, 長井嗣信)	183
高木亮治 (葛生和人, 芳賀臣紀, 青野淳也, 嶋 英志)	74
高木亮治 (清水太郎, 森井雄飛, 堀 暖)	77
高木亮治 (堤 誠司)	113
高戸谷 健	22
高橋政浩 (佐藤和雄)	101
高橋博之	169
高橋芳幸 (石渡正樹, 納多哲史, はしもとじょーじ)	171
竹島敏明 (藤澤達也, 齋藤紀男, 齋藤 進)	146
田辺安忠 (小曳 昇, 杉浦正彦, 菅原瑛明, 佐々木直人, 他)	19
玉山雅人 (磯貝紘二)	105
坪井伸幸 (森井雄飛, 川上祐司, 武藤大貴, 琴浦哲史, 他)	158
寺本 進	151
富阪幸治 (富田賢吾, 西合一矢, 相川祐理, 古家健次, 片岡章雅)	189
中島健介 (小高正嗣, 杉山耕一朗, 川畑拓也)	173
西塚直人 (西田圭佑)	122
西澤敏雄 (菊地一雄, 吉倉弘高, 山下健志)	45
野口正史	191
野崎 理 (山根 敬, 石山 毅, 大庭芳則, 楠田真也)	60
野崎 理 (飯野 淳)	62
野崎 理 (リーヒェルマン ディアク, 堀 高太郎, 張 会来)	63
野中 聡 (新井紀夫, 高橋 俊)	117

野中 聡 (西田浩之, 佐藤雅幸)	119
橋本 敦 (石向桂一, 石田 崇, 金森正史, 村上桂一, 他)	28
橋本 敦 (成田康浩, 金崎雅博, 青山剛史)	30
橋本 敦 (南部太介, 佐藤哲也)	133
長谷川進	124
林 光一 (山田英助, 朝原 誠, ジェミンスカ・エディータ, 青木達也, 他)	165
藤井孝藏 (大山 聖, 野々村拓, 安養寺正之, 青野 光, 他)	107
船木一幸 (佐藤博紀, 川崎 央, 奥野喜裕, 窪田健一, 山村治人)	89
町田正博 (松本倫明)	187
町田真美	185
松井宏晃	175
松清修一	177
牧田光正 (中村直紀)	23
牧野好和 (石川敬掲, 笥由里子, 牧本卓也)	55
牧野好和 (石川敬掲, 笥由里子)	58
松山新吾	137
丸 祐介 (軽部智光)	131
水田 晃	180
溝渕泰寛 (金田 誠)	135
宮路幸二	195
村中崇信 (篠原 育, 高木亮治)	156
村上桂一 (窪田健一, 高橋 孝, 国枝 明, 金田英和, 他)	128
山田秀志 (首藤智太郎, 飯野 淳)	36
山根 敬	17
山本一臣 (村山光宏, 伊藤 靖, 今村太郎, 田中健太郎, 平井 亨)	37
山本一臣 (畑中圭太)	41
山本一臣 (金崎雅博, 埴田 亮, 中山裕貴, 遠藤暢頭, 他)	42
山本 武 (中村直紀)	13
山西伸宏 (根岸秀世, 谷 直樹, 西元美希, 河津 要, 他)	67
米本浩一 (齋藤秀全, 水本友樹)	161
米本浩一 (佐々木 岳)	163
渡辺重哉 (口石 茂, 山下達也, 保江かな子, 今川健太郎, 他)	53
渡辺 安 (上野篤史, 三木 肇, 服部 翔, 土本雄大)	11
鷲見治一 (田中高史)	193

【利用概要】

1. システム概要	205
2. 障害発生状況	207
3. 運用概要	207
4. ユーザ登録状況	210
5. ユーザ区分別利用状況	210
6. 分野別利用割合	211

成果概要

リブレット航空機適用に向けた全機解析

Full-aircraft Computation for Effectiveness Evaluation of Riblet Applied to Aircraft

● 研究グループ

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

研究分担者：首都大学東京，末永宇識(matsue-takanori@sd.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(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，リブレットの配向や，気流条件や機体表面上の場所によって異なるリブレットのスケール分布，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必要がある。このような全機規模のリブレット上流れの解析ツールを構築することが本計算の目的である。

● 研究の概要

運航条件および機体壁面上の場所ごとに異なる摩擦速度を算出し，リブレット間隔や高さ，配向を決定するための流線を計算するための計算コードを検証する。また一例として，巡航状態に近いいくつかの気流条件について，機体の最適リブレット間隔の有次元長さ分布を算出し，最適間隔に対する気流条件の影響を把握するとともに，リブレットが有効になる適用条件について考察する。

計算情報

並列度：100

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：44 時間

利用システム：M, A

ケース数：8

● 今年度の研究成果の概要

検証した計算コードを用いて，巡航状態に近いいくつかの気流条件を例にとり，機体の最適リブレット間隔の有次元長さ分布を算出した。本計算の解析対象では，リブレット溝間隔の最適スケールを巡航レイノルズ数付近でチューニングすれば，その範囲内でレイノルズ数変動しても，抵抗低減効果は確保できることがわかった。したがって，巡航状態を長く保って飛行する場合には，飛行経路全体を通してリブレットの抵抗低減効果が期待できる。

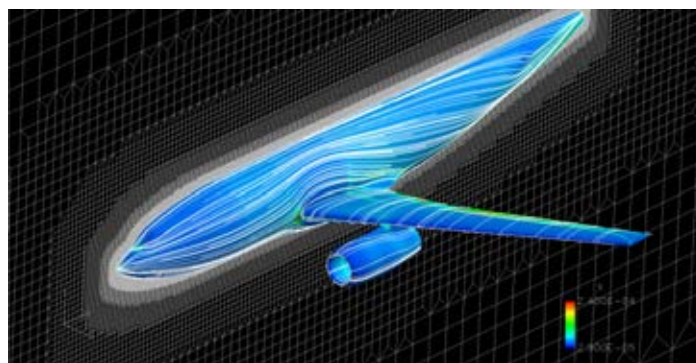


図1 有次元最適リブレット間隔分布 (カラーコンター) と壁面流線 (白線)

● **研究成果の公表状況**

□ **口頭発表**

- 1) 日本航空宇宙学会第44期年会講演会（申込済）

超音速機形態の低速高迎角飛行時のレイノルズ数効果

Reynolds number Effects for High Alpha Aerodynamics on SST Configuration

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

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

- 単純形態（翼洞形態）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，昨年度取得した実機形態(JAXA-QSST1 次形態)の高揚力装置最適舵角形状の風洞実験及び CFD 解析を実施，レイノルズ数効果の検証を行った。

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, Menter SST k-omega, Hellsten EARSM(EARSMko2005)等

並列度：56

並列化手法：VISIMPACT, MPI

計算時間：48hour

利用システム：M, A

ケース数：9 (3 Reynolds number x 3 angles of attack)

● 今年度の研究成果の概要

単純形態の高迎角流れにおける，渦粘性モデルの標準バージョン，流れの回転，流線曲率効果修正バージョン及び，陽的代数応力モデル等の特性を明らかにした。さらにこれらと風洞試験結果との比較・検証から，剥離渦流れの高精度推算手法確立に向け，知見を深めることができた。また，実機形態の風洞試験結果と風洞模型の通風時変形を考慮した CFD 手法を構築し，実験結果との比較を実施。レイノルズ数効果推算のための CFD サイドの検証を進めている。

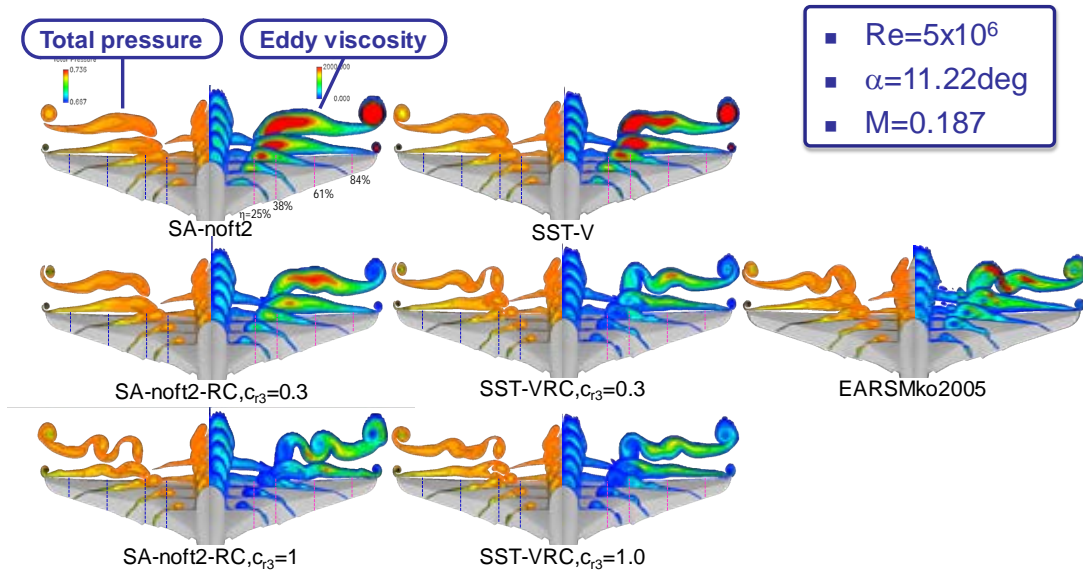


図1 単純形態(DLR-LOSLARW)の乱流モデル特性比較(左:総圧分布,右:渦粘性分布)

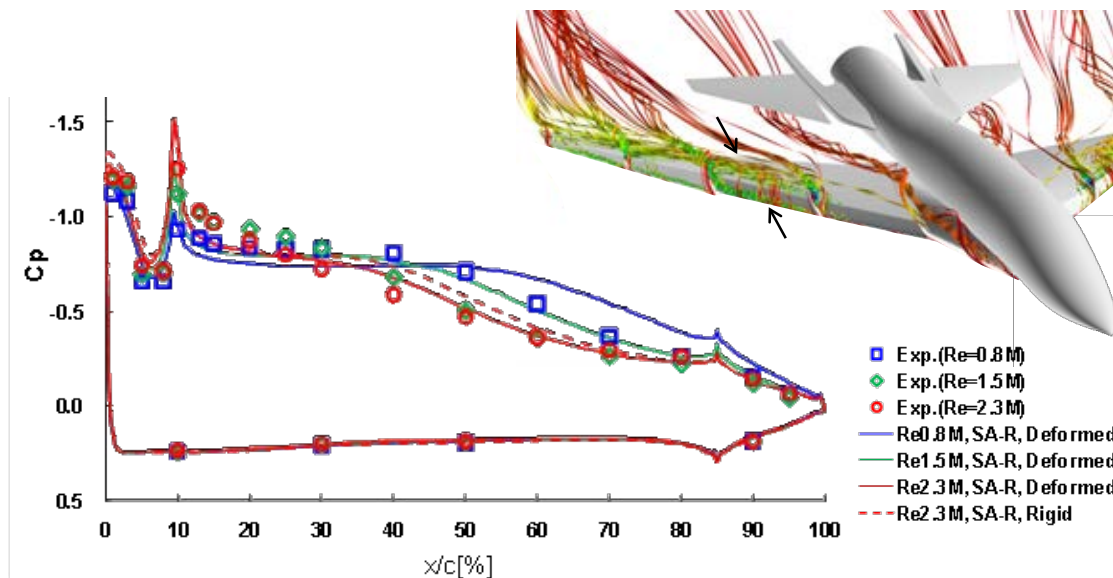


図2 実機形態(JAXA-QSST)のCFD結果と実験結果の翼断面Cp分布比較 (y/s=51%, $\alpha=11.32\text{deg}$)

● 研究成果の公表状況

□ 頭発表

- 1) 大平(菱友システムズ), 郭 東潤(JAXA), J. Brezillon(DLR), M. Gaffuri(DLR); 渦粘性乱流モデルによる超音速機形態の低速渦支配流れに対する空力予測, 第44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2012, 富山, 2012.7.
- 2) D. Kwak(JAXA), M. Gaffuri(DLR), K. Ohira(Ryoyu Systems), J.Brezillon(DLR) : Numerical Study of the Reynolds Number Effect on Low Aspect Ratio Wings at Low Speed, 28th ICAS Congress, ICAS2012-2.10.2, Brisbane, Australia, 23-28, Sep. 2012.
- 3) K. Ohira (Ryoyu Systems), M. Gaffuri(DLR), D. Kwak(JAXA), J.Brezillon(DLR); Investigation of Eddy Viscosity Turbulence Models on the Vortical Flow over the Highly Swept and Low Aspect Ratio Wing, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Dallas, Texas, 7-10 Jan. 2013

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：航空プログラムグループ 環境適合エンジン技術チーム，
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構築した。特に、本計算では気液系のエロージョン（液滴衝撃エロージョン）を対象とし、平板とタービン翼列を対象とした計算を行った。

計算情報

並列度：4

計算時間：10分

ケース数：15 ケース

並列化手法：OpenMP

利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

本研究で構築された液滴衝撃エロージョン予測コードを用いて、平板の損傷量を予測し、実験との妥当な一致を得た。あわせてタービン翼列のエロージョンを定性的に予測することができた。

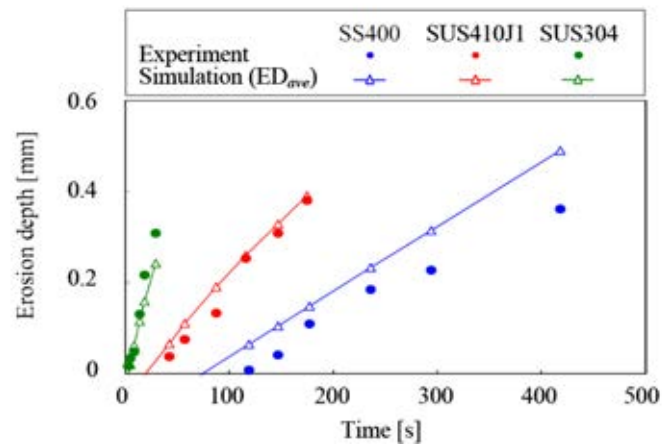


図1 時間経過と損傷深さの比較

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Fujita, K., Suzuki, M. and Yamamoto, M.: Multi Physics Simulation of Liquid Droplet Impingement Erosion, Proceedings of the 10th World Congress on Computational Mechanics, WCCM2012-19114, (2012-7), pp. 1-10

口頭発表

- 2) 藤田恵亮, 鈴木正也, 山本 誠: 液滴衝撃エロージョンのマルチフィジックシミュレーション, 計算工学講演会論文集, 第17巻第G1-4号, (2012-5), pp. 1-4.

亜音速ジェット騒音の LES 数値予測の研究

Large-Eddy Simulation of Subsonic Jet Noise

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，榎本俊治(enomoto.shunji@jaxa.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：91

並列化手法：MPI + OpenMP

計算時間：110 時間

利用システム：M

ケース数：8 ケース

● 今年度の研究成果の概要

航空プログラムグループ環境適応エンジンチームが開発している低騒音デバイス(ネイルミキサー)の LES 解析を行い，流れ場の詳細を明らかにするとともに低騒音デバイスの改良に向けて方向性を提案した。また昨年までと比べて LES 解析精度を向上させ，それを用いて日仏 SST 共同研究の一項目として実施しているマイクロジェットによる低騒音排気ジェットの実験に合わせた LES 解析を行った。

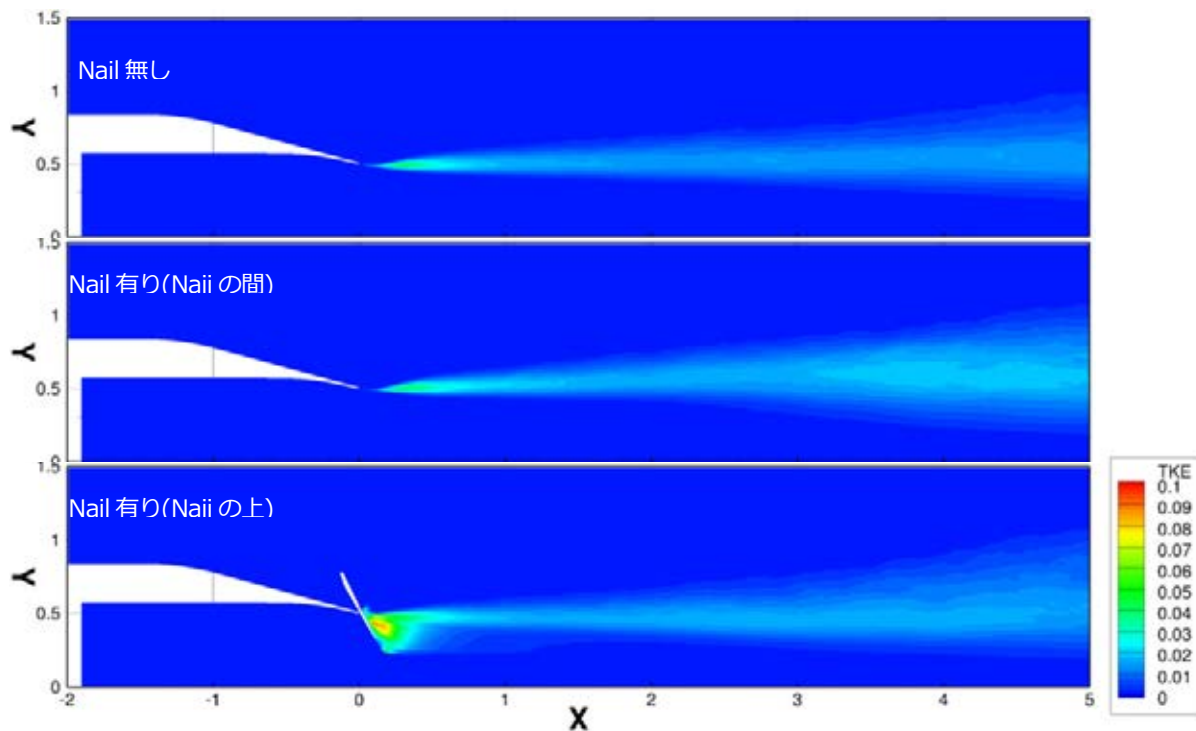


図1 ネイルデバイスを装着したジェット流れの乱流エネルギー

● 研究成果の公表状況

□ 頭発表

- 1) 榎本俊治 他, 「騒音低減デバイスを装着したジェット流れのLES数値予測」 第44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2012
- 2) Nozomi TANAKA et al. “Jet Noise Reduction Using Microjet Configurations Experimental Characterization In CEPRA19 Anechoic Wind Tunnel”, 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference), AIAA 2012-2300

静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析

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

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，渡辺 安(wata@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，上野篤史(aueno@chofu.jaxa.jp)
 東京農工大学 技術研修生，三木 肇(50010643509@st.tuat.ac.jp)
 東京農工大学 技術研修生，服部 翔(50011643052@st.tuat.ac.jp)
 東京農工大学 技術研修生，土本雄大(50009255078@st.tuat.ac.jp)

● 計算の目的

JAXA の進める静粛超音速機技術研究開発において機体／推進統合設計を行っている．本年度は推進系の機体への統合方式（ナセルレイアウト）について，次世代超音速機実現のために必要な静粛性（ソニックブーム強度の低減）と経済性（機体揚抗比の向上）の観点からトレードスタディを実施し，ナセルレイアウトに対する設定指針を提案することを目的とした．

● 研究の概要

超音速機のナセルレイアウトについて，ソニックブーム強度を低減するにはナセルで発生する衝撃波が地面にとどかないように胴体の上や翼の上にナセルを配置することが必要である．一方で，機体揚抗比を大きくするためにはナセルを翼の下に配置し，ナセルの衝撃波で揚力を大きくすることが必要である．つまり，ソニックブーム強度低減と機体揚抗比向上はナセルレイアウトにとって相反する目標であり，適切なトレードオフが求められる．世界的にみてもナセルレイアウトに対する明確な設定指針が示されておらず，これを提案することが本研究の目的である．本年度はその第一歩として代表的な 3 つのレイアウト（①翼上配置，②翼下配置，③側胴配置）について，ソニックブーム強度と機体揚抗比を評価し，望ましいレイアウトを検討した．

計算情報

1 ケース当たり：	ケース数：約 20
約 24 時間（ブーム解析）	並列化手法：FLAT（24Process, 6Process Node）
約 12 時間（揚抗比解析）	利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

機体揚抗比向上の観点からすると性能の良い順番に翼下配置，側胴配置，翼上配置となることがわかった．これは翼下配置の場合，ナセルによる圧縮揚力が得られるために巡航迎角が低下し，これにより機体の抵抗が低減されるためである．翼上配置はこれとは逆にナセルが負揚力を発生して巡航迎角を大きくするため，揚抗比が低下する結果となる．しかし，翼下配置はナセル（特にカウル）で発生する衝撃波が地面に伝播するためソニックブーム強度を低減することが困難となる．このため，ソニックブーム強度低減と機体揚抗比向上を両立するには側胴配置が好ましいことがわかった．また，側胴配置に対しては特に主翼との相対距離が重要であることがわかった．具体的には，ナセルで発生する衝撃波を主翼上面で遮蔽しつつ，これが主翼揚力低下に及ぼす影響を低減するため，ナセルは側胴のうち，①機体周方向については主翼の上側で極力主翼から距離をとること，②機体前後方向については主翼後縁近傍にインテークが位置する配置とすること，が求められる．以上が本年度得られたナセルレイアウトの設定指針である．

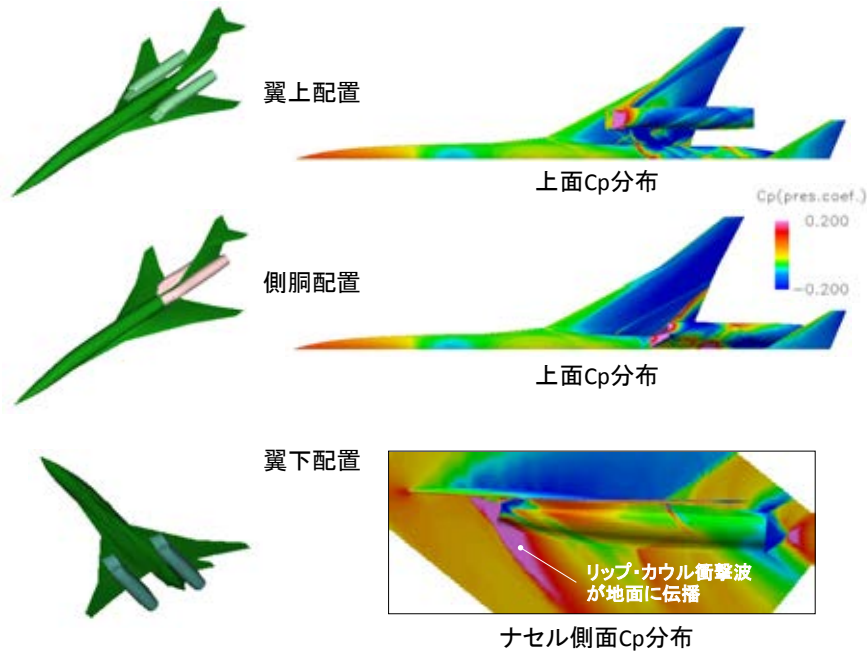


図1 CFD解析結果

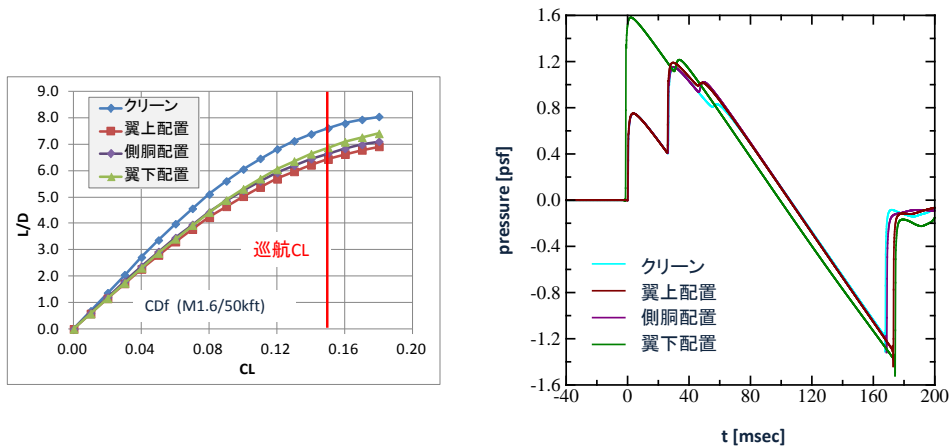


図2 揚抗比, ソニックブーム強度解析結果

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 上野篤史, 渡辺 安, 浅子知昭, “静粛超音速旅客機の機体推進統合を考慮した概念設計”, 第50回飛行機シンポジウム

予混合 2 段燃焼シングルセクタ燃焼器内流れの数値解析

Numerical Simulation of Lean Axially Staged Single-Sector Combustor

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適合エンジン技術チーム，
山本 武(yamamoto.takeshi@jaxa.jp)
研究分担者：株式会社 エイ・エス・アイ総研， 中村直紀(nakam@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

「クリーンエンジン技術の研究開発」において開発を行っている小型航空機エンジン用予混合 2 段燃焼器の着陸進入条件における主燃料ノズルのパイロット火炎と副燃料ノズル（ECF）の予混合気の干渉を CFD により解明し，燃焼器の性能向上に役立てる。

● 研究の概要

光学計測を実施している予混合 2 段燃焼シングルセクタ燃焼器内の流れを汎用燃焼解析コードにより求め，計測結果との比較を行うことで双方の信頼性を高めるとともに，燃焼器の性能向上のためのデータを取得する。

計算情報

並列度：128 プロセス
計算時間：300 時間
ケース数：2 ケース

並列化手法：VISIMPACT, MPI
利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

燃焼器内非定常流れ場の解析を実施し，主燃料ノズルと副燃料ノズルから流入する空気の干渉について知見を得た。また，副燃料ノズルの位置の違いによる流れ場への影響についても調査を行った。

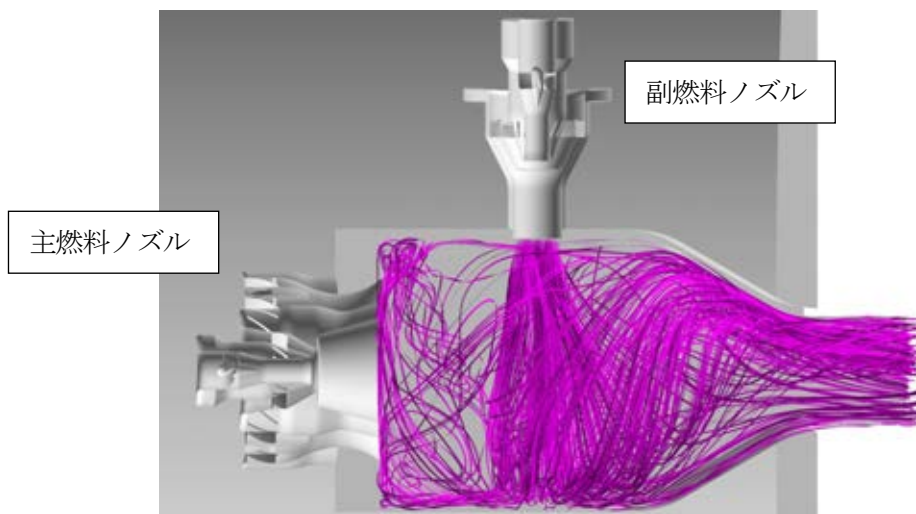


図1 予混合2段シングルセクタ燃焼器内の非燃焼流れ場

● 研究成果の公表状況**査読付論文**

- 1) Yamamoto, T., Shimodaira, K., Yoshida, S, Kurosawa, Y.,: Emission Reduction of Fuel-Staged Aircraft Engine Combustor Using an Additional Premixed Fuel Nozzle, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Volume 135, Issue 3, 031502, 2013.3.
- 2) Yamamoto, T., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., Yoshida, S.: Evaluation of Lean Axially Staged Combustion by Multi-Sector Combustor Tests under LTO Cycle Conditions of a Small Aircraft Engine, Proceedings of ASME Turbo Expo 2013, GT2013-95496.

査読なし論文

- 3) 山本 武：航空機用ジェットエンジンの排気－国際排出基準と燃焼器技術の動向－，日本マリンエンジニアリング学会誌，第47巻第6号，2010

口頭発表

- 4) 吉浦安太郎（法政大学院），松浦一哲，黒澤要治，山田秀志，下平一雄，山本 武（JAXA），林 茂（法政大学）：低NO_x予混合二段燃焼器の高温高圧場におけるPIV計測，第40回日本ガスタービン学会定期講演会（釧路）講演論文集，2012.10.

展示

- 5) 航空機用エンジンが排出するNO_x（窒素酸化物）の低減，国際航空宇宙展，2012.10.
- 6) クリーンなジェットエンジンを目指して～NO_x低減技術の研究開発～，JAXA宇宙航空技術研究発表会，2012.12.

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

● 計算の目的

航空宇宙分野における，定亜音速から極超音速流に至る複雑形状周りの高精度解析を可能とするための諸技術の研究を行う。

● 研究の概要

亜音速領域に関しては，航空機等に代表されるより複雑な形状へ適用するために，通常のコmpactスキームをベースとし，独自に提案している一般化特性インターフェイス理論を応用した新しいコンセプトによるマルチブロック解析コードを開発し，実用形状での性能検証を目指す。さらに，衝撃波等を含む高速流に適用するため WCS 法を導入し，高速流に対応した計算手法の開発を行う。また，今後これらの研究を進展させ，圧縮性混層流への応用も目指す。

計算情報

並列度：一	並列化手法：OpenMP
計算時間：約 30 分	利用システム：M
ケース数：約 10 ケース（検証用課題）	

● 今年度の研究成果の概要

- 昨年度までの研究において，単点結合で，ブロック境界でのキックを許容するという特徴を持つ，一般化特性インターフェイス理論を応用したマルチブロックLES解析コードを開発し，スラット翼を含む形状に適用し，Multiple Tonal Peak（スラット騒音試験で現れる中周波数領域での複数ピーク音）の捕獲にほぼ成功した。今年度は，特に高速流解法に着目し，WCS(Weighted Compact Scheme)法のロバスト化，高解像度化について向上が得られた。

● 主な手法の特徴

亜音速流解析

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

高速流解析（検証用コード）：

- (1) 対象方程式：2次元圧縮性オイラー方程式
- (2) 空間離散化法：5次精度WCS法
- (3) 時間積分法：3次精度ルンゲクッタスキーム
- (4) 並列化手法：OpenMP

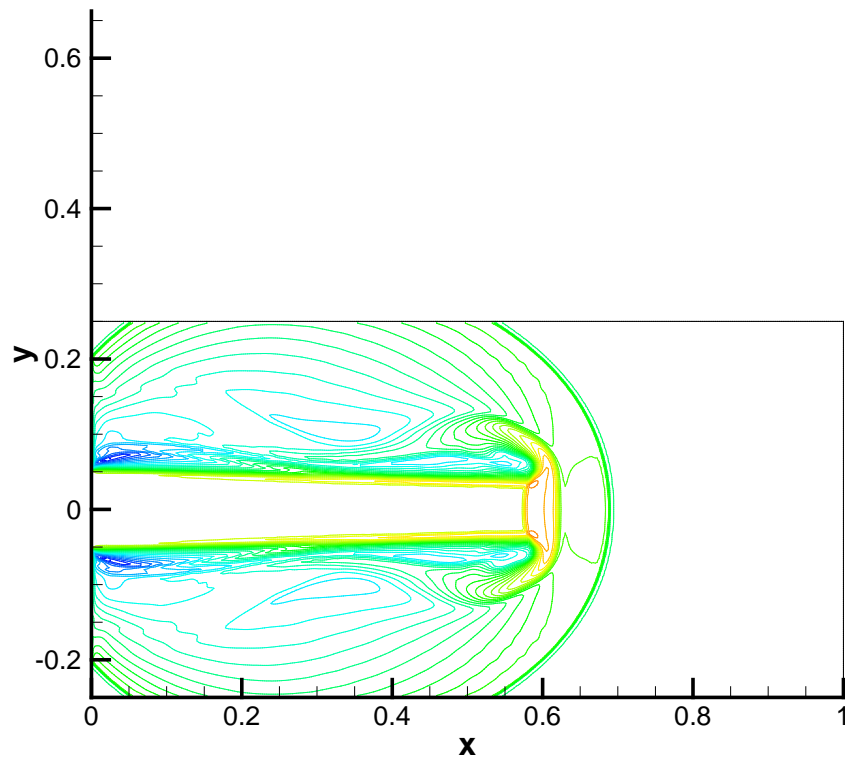


図1 2次元プラスト流シミュレーション結果（出口マッハ数=2000）

流体・熱伝導連成数値解析における非定常流れの影響の反映手法の研究

Flow Unsteadiness Treatment in Conjugate Heat Transfer Simulation

● 研究グループ

研究代表者: 航空プログラムグループ 環境適合エンジン技術チーム, 山根 敬(yamane.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

流体・熱伝導連成数値解析は流体部分と固体熱伝導の時間進行の違いから, 局所時間刻みを用いる定常解析しか行えなかったが, 非定常性の強い流れ場には適用できない。そこで流体側の時間平均値と固体側熱伝導をカップリングする手法を研究している。

計算情報

並列度:	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

周期性が明らかな非定常流れの場合は, 1周期分の計算ステップすべてのデータを保持して1ステップごとに更新することで平均化が可能であるが膨大なメモリを要する。そこで時間スムージング手法を検討し, 効果を検証した。図1は円管周りの二次元解析で, カルマン渦によって強い非定常流れが見られる。円管の内部を熱伝達率一定の冷却条件とし, 図2に円管外側の温度分布を, 定常解析(Steady)と非定常解析(Unsteady)それぞれについて, 瞬時値(-inst)と時間スムージング値(-av)の合計4ケースをプロットした。グラフの両端が円管後縁位置で, 定常解析ではこの部分の温度が落ち込んでいるが非定常では高くなり, 過去の多くの実験と整合する。しかし非定常瞬時値(Unsteady-inst)では当然ながら非対称になっており, 時間スムージング(Unsteady-av)により対称性が改善されることが確認できた。

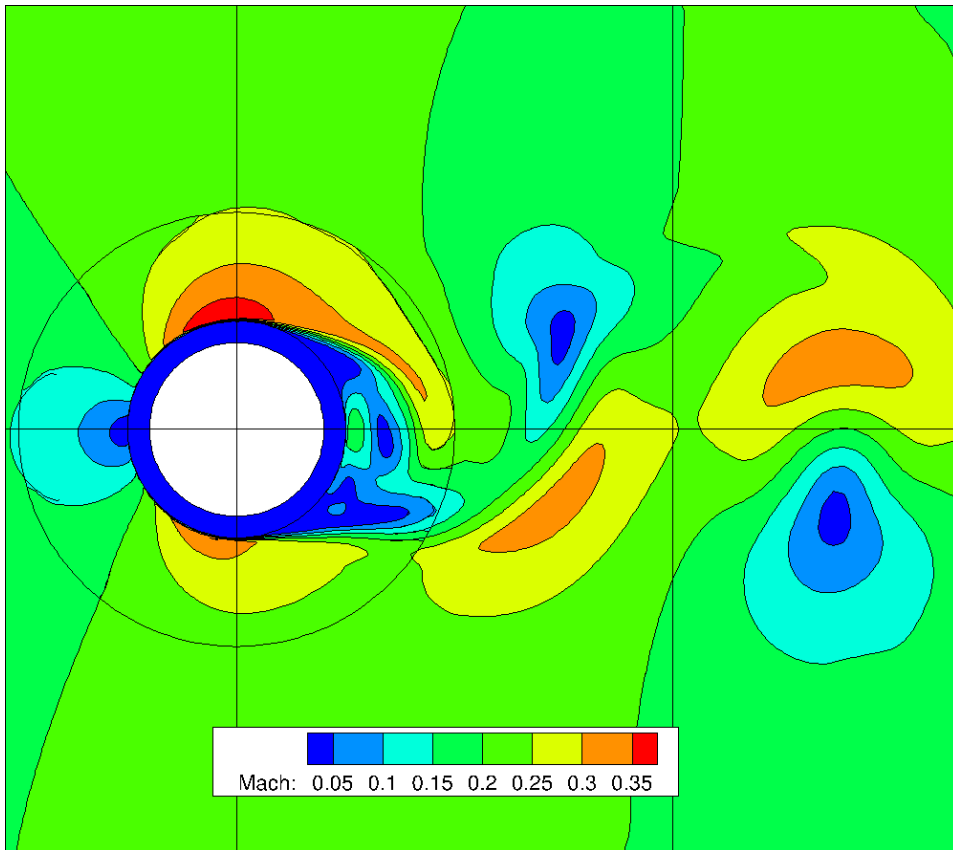


図1 円管周り流れの非定常マッハ数分布

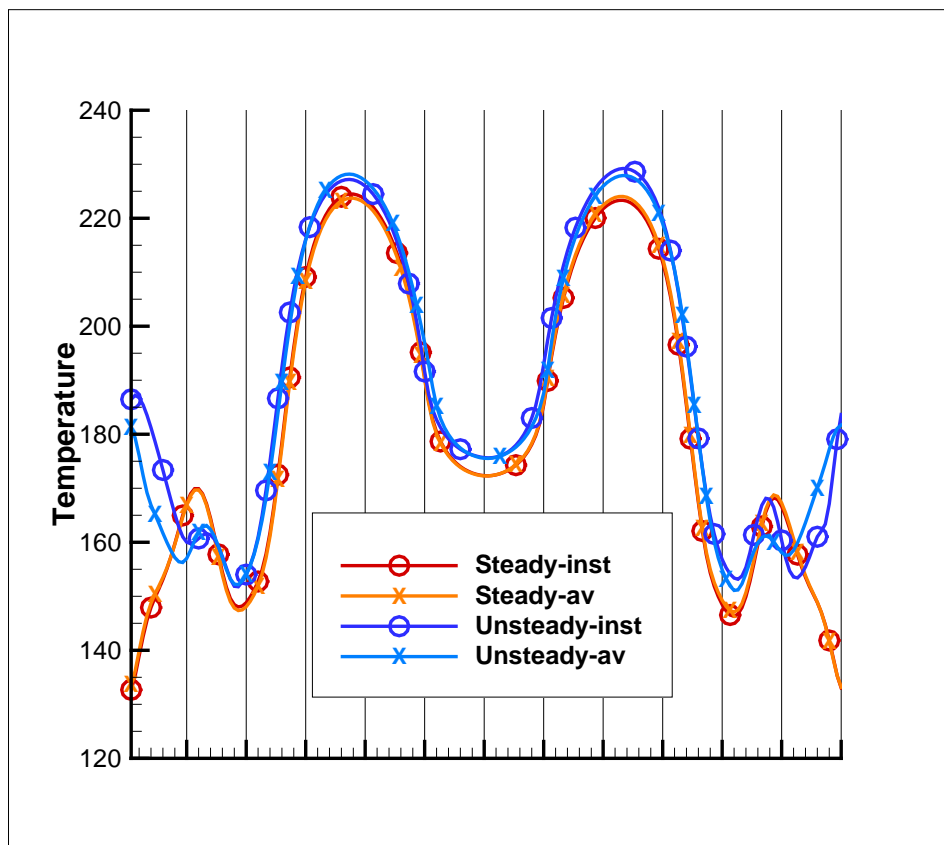


図2 円管表面温度分布

ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション

Numerical Simulations of Helicopter Noise Reduction Technologies

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
田辺安忠(tan@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
小曳 昇(kobiki@chofu.jaxa.jp)
航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
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)
日本大学，佐々木直人(sasa1192@chofu.jaxa.jp)
首都東京大学，大塩慧太郎(tmuhelix@chofu.jaxa.jp)
首都東京大学，武田 茂(takedacj@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：8

並列化手法：MPI+OpenM

計算時間：240 時間

利用システム：

ケース数：144

● 今年度の研究成果の概要

- 1) CFD/CSD/Trim/Noiseの多分野統合解析ツールを構築し、種々のアクティブ制御方式に対応し、ブレードの構造設計から、空力荷重、空力騒音まで統合的な設計解析ツールとして完成した。
- 2) HART-IIのHHC制御ロータ風洞試験との検証により、BVI騒音の低減量の予測精度が2dB未満であることが確認できた。
- 3) 数値シミュレーションにより、アクティブ・フラップ作動±3度のとき、最大約6dBのBVI騒音低減量が確認できた。
- 4) 回転翼統合解析ツールを用いて、アクティブ・タブによるBVI騒音低減のシミュレーションを行い、最大低減量約6dBを確認した。

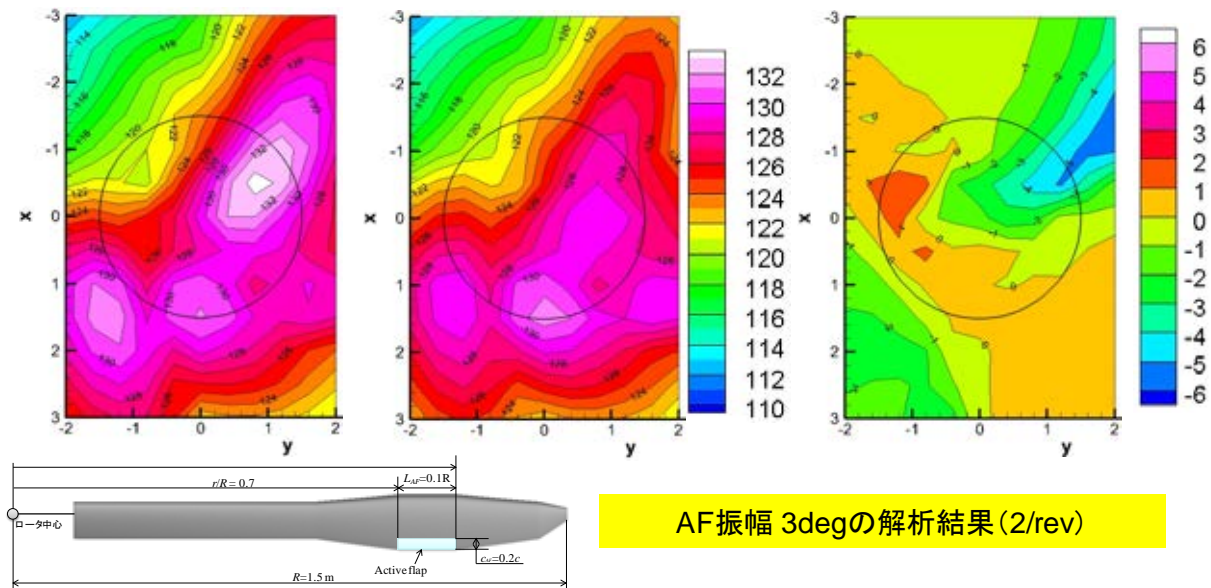


図1 アクティブ・フラップの作動による回転翼の騒音低減解析

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 田辺安忠：回転翼機の空力騒音予測ツールの構築について，第44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2012，富山，2012年7月5日～6日．JAXA-SP掲載予定．
- 2) 杉浦正彦，田辺安忠，齊藤 茂，菅原瑛明，大塩慧太郎，金崎雅博：ヘリコプタのBVI騒音予測のための規定後流モデルとCFDのハイブリッド手法，第44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2012，富山，2012年7月5日～6日．JAXA-SP掲載予定．
- 3) 菅原瑛明，田辺安忠，齊藤 茂：ロータ試験データベースとの検証計算におけるモデル忠実度の影響，第44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2012，富山，2012年7月5日～6日．JAXA-SP掲載予定．
- 4) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito and Hideaki Sugawara, "Construction and Validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction," 38th European Rotorcraft Forum, September 4-6, 2012, Amsterdam, NL.
- 5) Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Hideaki Sugawara, Keitaro Ohshio and Masahiro Kanazaki, "Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Rotorcraft Aeroacoustics and Aerodynamics Prediction," 38th European Rotorcraft Forum, September 4-6, 2012, Amsterdam, NL.
- 6) 田辺安忠：回転翼の空力弾性計算手法の考察，第50回飛行機シンポジウム，新潟，2012年11月5-7日．

- 7) 菅原瑛明, 田辺安忠: アクティブ・フラップによるロータ騒音低減効果の予測, 第50回飛行機シンポジウム, 新潟, 2012年11月5-7日.
- 8) 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明: ヘリコプタのBVI騒音予測に向けた規定後流モデルとCFDのハイブリッド手法の構築, 第50回飛行機シンポジウム, 新潟, 2012年11月5-7日.
- 9) 大塩慧太郎, 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明, 金崎雅博: ブレードと渦の干渉による渦の減衰モデルの構築について, 第50回飛行機シンポジウム, 新潟, 2012年11月5-7日.
- 10) Keitaro Ohsiho, Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe, Hideaki Sugawara and Masahiro Kanazaki, "Vortex Dissipation Due to Airfoil-Vortex Interaction," APISAT2012, Jeju, Korea, Nov.14, 2012.

口頭発表

- 11) Yasutada Tanabe and Shigeru Saito, "What We Learned from the International HART II Workshop," Presented at the 12th International HART-II Workshop, Fort Worth, TX, May 4, 2012

D-SEND#2 のフラッタ解析

Flutter Analysis of D-SEND#2

● 研究グループ

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

● 計算の目的

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

● 研究の概要

航空プログラムグループ D-SEND チームの併任業務として，フラッタ解析を実施した。

計算情報

並列度：1

計算時間：10sec

ケース数：40

並列化手法：XPF, VISIMPACT, MPI など

利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

航空プログラムグループD-SENDチームのD-SENDプロジェクトの併任業務としてD-SEND#2の試験に先立ち，フラッタ解析を実施し，マージンが十分にあることを確認した。

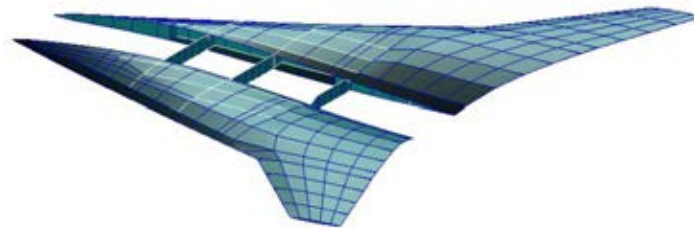


図1 D-SEND#2のフラッタ解析モデル (構造)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 高戸谷，平野他，低ソニックブーム設計概念実証D-SEND#2試験機の詳細設計結果（構造設計），第50回飛行機シンポジウム

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：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，牧田光正(makida@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：株式会社エイ・エス・アイ総研，中村直紀(nakam@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空機エンジン用燃焼器内の流れ場を高精度で予測できる燃焼解析コードの開発。

● 研究の概要

小型航空機エンジン用燃焼器においては、上流の過濃燃焼と下流の希薄燃焼を組み合わせたリッチリーン型燃焼方式が用いられることが多く、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。ここでは、燃焼器の 1/16 セクタ部分を抜き出した計算モデルに対して、実機燃焼器の形状を出来るだけ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。

計算情報

並列度：64PE

並列化手法：VISIMPACT, MPI

計算時間：200 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

今年度は、これまで行ってきたライナ及びケーシングを含めた燃焼器全体解析に加えて、図1のように燃焼器ライナ上のエフュージョン冷却孔を重合格子法で再現した計算格子を作成し、ライナ空気孔の開口面積や空気量配分を把握するための計算を行った。これにより、図2に示したライナ近傍の全圧分布や各空気孔からの流量配分を正確に把握して各孔の流量係数を算出し、燃焼器を効率的に設計することが可能となった。

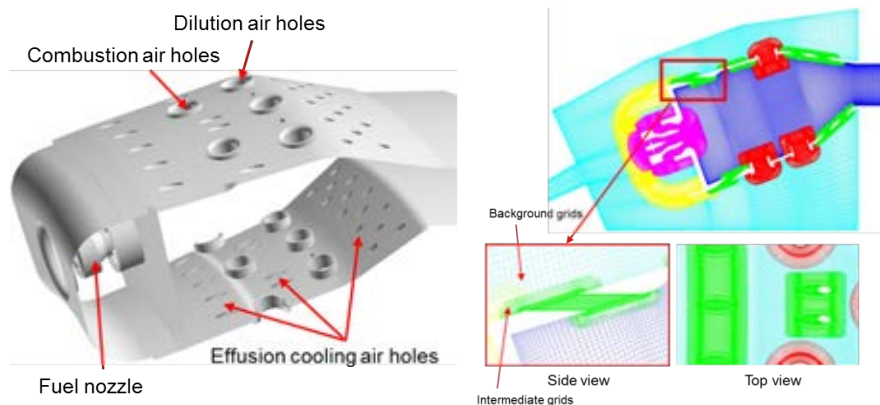


図1 冷却孔付きの燃焼器用計算格子（左：ライナ形状，右：重合格子配置）

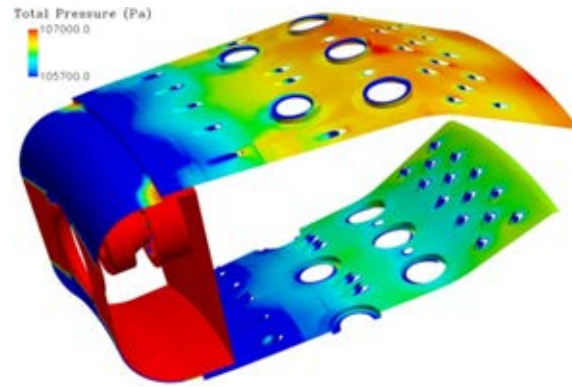


図2 燃焼器ライナ近傍の全圧分布

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) M. Makida, H. Yamada, K. Shimodaira, “Detailed research on Rich-Lean type single sector combustor for small aircraft engine tested under practical conditions up to 3MPa”, ASME-GT 2012.

ファン非定常流れ解析

Numerical Analysis of Unsteady Flow around Fans

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，賀澤順一(kazawa.junichi@jaxa.jp)
研究分担者：ASI 総研，堀口泰生

● 計算の目的

非定常レイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式 (URANS) を用いて，ジェットエンジン内ファン動静翼の干渉によって生じる騒音の数値解析を行う。ベースとなる静翼と，騒音低減を目的とした静翼形状 (リーン静翼) について計算を行い，リーン静翼によるファン騒音低減量を見積もることを目的とする。

● 研究の概要

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

※本研究は株式会社 IHI との共同研究にて実施しました。

計算情報

並列度：152

並列化手法：VISIMPACT

計算時間：720 時間程度

利用システム：M

ケース数：2

● 今年度の研究成果の概要

数値解析によってベース静翼とリーン静翼とで有意な騒音低減量を算出できるかを確認し，流れ場および音場を詳細に調べることによって，ファン騒音低減法に関する知見を得た。

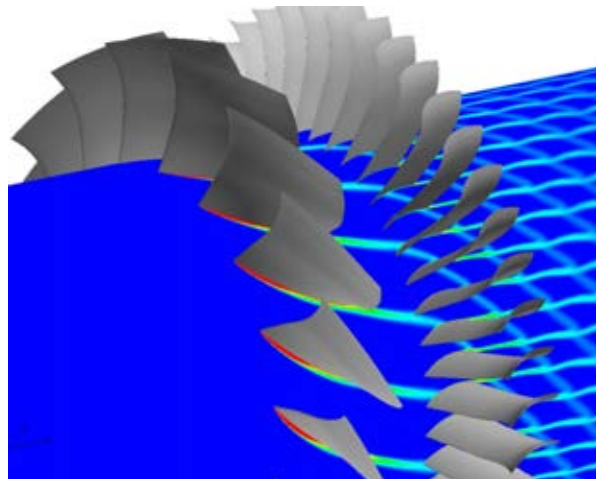


図1 エントロピ分布

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 賀澤, 他 「リーン静翼によるファン騒音低減に関する数値解析」 第32回流力騒音シンポジウム

ナセル形状最適化

Optimization of nacelle shape

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，賀澤順一(kazawa.junichi@jaxa.jp)

研究分担者：ヴァイナス 加藤 進

ヴァイナス 田口 寛

● 計算の目的

ジェットエンジンにおいて、ナセルはファン・コアエンジンへ流入する流れ場の状態を決めるだけでなく、それ単体で空力抵抗を生む。このため、ナセル形状を適切に設定するのは非常に重要である。本計算では、ナセルでの空力抵抗低減およびエンジン入口において一様な流れ場となるように最適化することを目的として解析を行った。

● 研究の概要

ベースとなるナセル形状を作成し、最適化エンジン・格子モーフィングツール・流体解析ソルバーを組み合わせ、ナセル抵抗およびエンジン入口での流れ場の一様性を評価関数として計算を行う。

計算情報

並列度：6

並列化手法：VISIMPACT

計算時間：1 時間

利用システム：M

ケース数：約 400

● 今年度の研究成果の概要

遺伝的アルゴリズムを用いた2目的最適化を実施し、パレート解を得た。

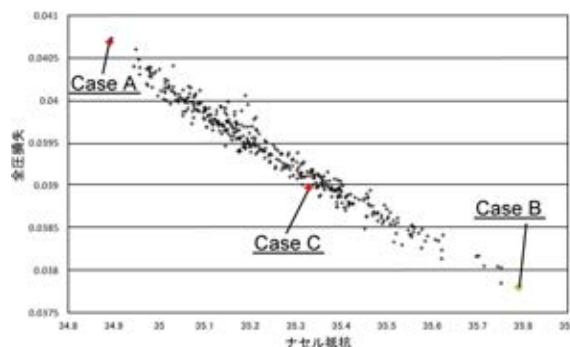


図1 2目的最適化解析結果

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 水野，賀澤，田頭，正木，「JAXAにおける小型エンジンを用いた研究」第40回日本ガスタービン学会定期講演会

高速流体解析ソルバ FaSTAR の開発

Development of Fast Flow Solver “FaSTAR”

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ, 橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ, 石向桂一(ishiko.keiichi@jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ, 石田 崇(ishida.takashi@jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ, 金森正史(kanamori.masashi@jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ, 村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ, 青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
 (株)菱友システムズ, 菱田 学(MANABU_HISHIDA@mail.ryoyu.co.jp)
 (株)菱友システムズ, 林 謙司(khayashi@chofu.jaxa.jp)
 (株)菱友システムズ, 頓所和之(ktonsyo@chofu.jaxa.jp)
 (株)菱友システムズ, 飯村拓哉(tiimura@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：—	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

本年度の主な成果は以下の通りである。

- ・自然遷移予測機能 (γ - $Re_{\theta t}$ モデル) の追加
- ・乱流モデル (DES, DDES, IDDES) の追加
- ・内部流用境界条件の追加
- ・低速検証解析 (naca0012, Trap Wing, Ahmed body, DrivAer Modelなど)
- ・遷音速検証解析 (DLR-F6, NASA-CRM, HTV-Rなど)
- ・GUI, マニュアル等の整備
- ・エラー処理

図1に γ - $Re_{\theta t}$ モデルを用いた自然遷移を考慮した解析例を示す。計算対象はDLR-F6であり、自然遷移を考慮した計算はラフネス無しの実験結果と良く一致している。ここでは示さないが、 C_L だけでなく C_D や C_m も良い一致を示している。また、図2に高揚力装置(Trap Wing)の計算結果を示す。 $CFL3D$ や実験結果と良く合う結果が得られている。

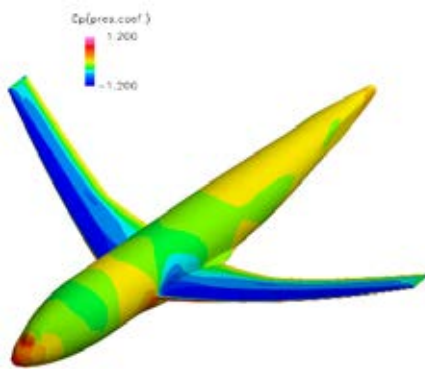
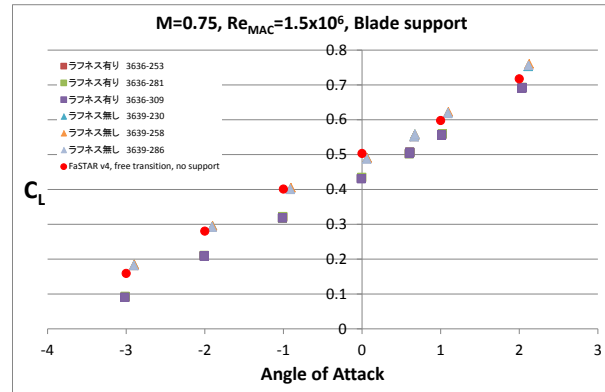
(a) DLR-F6の C_p 分布(b) C_L - α

図1 DLR-F6の自然遷移を考慮した解析

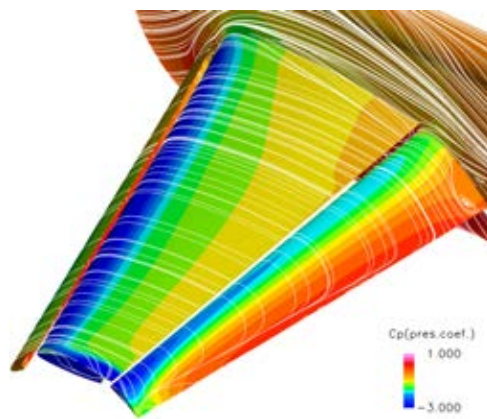
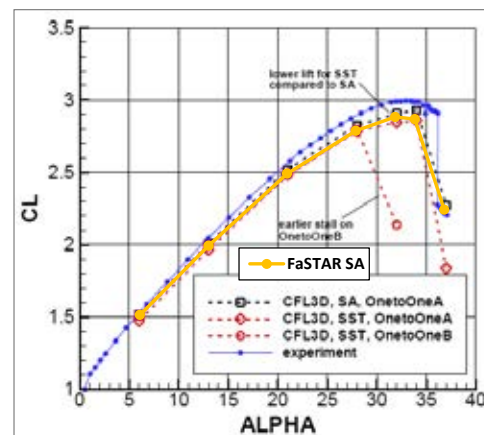
(a) 迎角 13° のときの C_p 分布(b) C_L - α

図2 Trap Wingの解析

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) Mitsuhiro Murayama, Kazuomi Yamamoto, Atsushi Hashimoto, Takashi Ishida, Makoto Ueno, Kentaro Tanaka, Yasushi Ito, Summary of JAXA Studies for the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop Using UPACS and FaSTAR, AIAA paper 2013-49
- 2) A. Hashimoto, K. Murakami, T. Aoyama, et al, DEVELOPMENT OF FAST UNSTRUCTURED CFD CODE "FASTAR", ICAS 2012

口頭発表(抜粋)

- 3) 橋本 敦, 石向桂一, 石田 崇, 村上桂一, 菱田 学, 林 謙司, 高速流体解析ソルバFaSTARの高機能化, 第50回飛行機シンポジウム, 2012
- 4) 村上桂一, 橋本 敦, 菱田 学, ラフルパウラス, 国枝 明, 渡辺重哉, JAXA ハイブリッド風洞サブシステムとしてのデジタル風洞, 第44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2012

非構造 Navier-Stokes ソルバによる航空機の動安定解析

Numerical Simulation: Dynamic Stability Analysis of Aircraft Using Unstructured Based Navier-Stokes Solver

● 研究グループ

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

研究分担者：首都大学東京大学院，成田康浩(ynarita@chofu.jaxa.jp)

首都大学東京，金崎雅博(kana@sd.tmu.ac.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

航空輸送機の運動特性も含めたより詳細な最適設計が可能になる事を目指して，CFD による動安定解析技術の取得を目的とする。

● 研究の概要

本研究では，国内では未検証であった超音速域に注目した．動的標準機体模型 Standard Dynamics Model (SDM) を用い，計算手法の検証を行い，ピッチ，ロール，ヨーの三軸運動計算における特性を明らかにした後，より超音速旅客機形状に近く低ソニックブーム実証試験 (D-SEND #2) で使用する Silent Super Sonic Concept Model (S3CM) を対象に空力微係数の評価，流れ場の検証を行った。

計算情報

並列度：64Core

並列化手法：MPI

計算時間：約 1 日

利用システム：M

ケース数：12 ケース

● 今年度の研究成果の概要

JAXAで開発された，六面体ベースの自動格子生成ソフトHexaGridと非構造高速流体解析ソルバ FaSTARを用いて解析を行った．支配方程式は，圧縮性Navier-Stokes方程式である．機体の回転運動の模擬には移動格子法を用いた．動的解析には，URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes equation) を用いて解析を行い，時間積分は疑似時間を用いたdual time stepping法を使用した．これらのツールは，超音速域での検証はされていない．よって，計算手法の検証ではこれらのツールを使用し，超音速流を条件としてSDMを対象機体とした．実験値と比較するためにマッハ1.05，迎角0.0°，2.5°，5.0°を選択し，解析を行った．図1に迎角5°でピッチング運動しているときの，SDM表面圧力を示す．空力係数の結果は実験値と良好な一致をした．非定常振動解析時に適切な内部反復による時間ステップ毎の収束が重要であることが分かり，内部反復回数がピッチングに関する微係数の値に影響を及ぼすことを明らかにした．それと対称に，ローリングやヨーイングの運動では，ピッチング運動ほどの流れ場の時間的変動が見られず，本計算条件内では定常計算でも動微係数の予測が可能であることを示した．その後，D-SEND#2で使用するS3CMを対象機体とし空力微係数の評価，流れ場の検証を行った．M=1.2の圧力分布を図2に示す．S3CMでの計算は，迎角を設計迎角4°で固定し，飛行速度依存性（遷音速～超音速）に着目して動安定の計算を行った．静的特性に関しては，JAXAで行われた実験値との比較も行った．

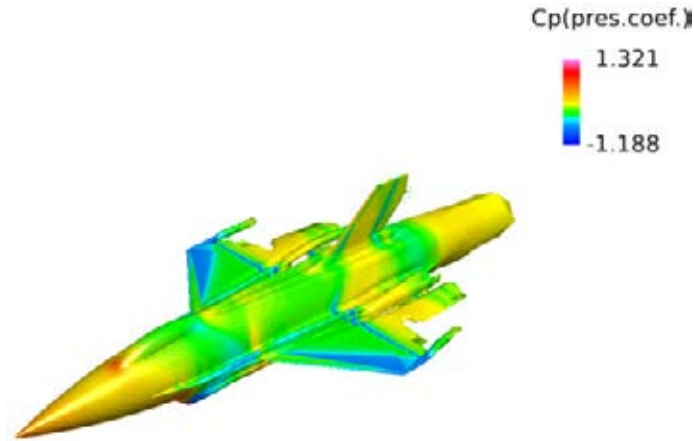


図1 SDMの動安定解析

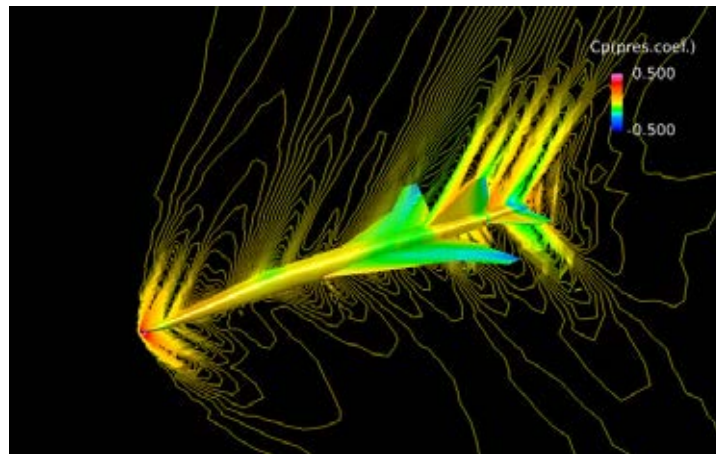


図2 S3CM (D-SEND#2) の動安定解析

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) Hashimoto, Hashizume, Sunada, Ueno, Murakami, Unsteady Analysis of Aerodynamic Derivatives on Standard Dynamics Model, AIAA 2013-343

口頭発表

- 2) 成田, 非構造Navier-Stokesソルバによる航空機の動安定解析, 第50回飛行機シンポジウム, 2012
- 3) Narita, Hashimoto, Kanazaki, Numerical Simulation: Flight Dynamic Stability Analysis Using Unstructured Based Navier-Stokes Solver, 26th APISAT, 2012.
- 4) 成田, 金崎, 橋本, 青山, 牧野: 非構造Navier-Stokesソルバを用いた低ソニックブーム実証試験機 D-SEND#2の動安定解析, 第26回数値流体力学シンポジウム, 2012
- 5) 橋本, 橋爪, 砂田, 村上, 上野, Standard Dynamics Model における空力微係数の定常・非定常解析, 第44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2012

Kriging 法を用いた Multi-fidelity 最適設計法の検討と小型超音速機設計への適用

Study of Kriging-based Multi-fidelity Optimization and Application to Small Supersonic Transport Design

● 研究グループ

研究代表者：首都大学東京，金崎雅博(kana@sd.tmu.ac.jp)

研究分担者：首都大学東京，高木秀寛

航空プログラムグループ 超音速機チーム，牧野好和(makino.yoshikazu@jaxa.jp)

● 計算の目的

効率的な Multi-fidelity 設計探索法の有効性を示すことを目的として，低ブーム超音速旅客機設計探索を行う。

● 研究の概要

CFD を活用した航空機の最適形状設計においては，設計コスト低減のために Low-fidelity モデルと High-fidelity モデルの差分評価を基に Low-fidelity モデルを再学習させる Multi-fidelity 手法の提案が行われているが，当研究グループでは Low-fidelity 解析による大域的傾向をベースとし，High-fidelity 解析との相補的利用によって設計空間内の探索を行うことによる High-fidelity 解析の効率化を目標とした手法の提案を行っている。本研究では，実用問題における本提案手法の有効性を示すことを目的として，線形パネル法解析を用いた多量サンプルによる Kriging モデルを補助モデルとして利用しながら，少量サンプルを初期のサンプルデータとした High-fidelity CFD 解析の設計探索の Kriging モデルとの差分評価を行うことにより，低ブーム超音速輸送機設計における効率的な設計探索を行った。

計算情報

並列度：1

並列化手法：—

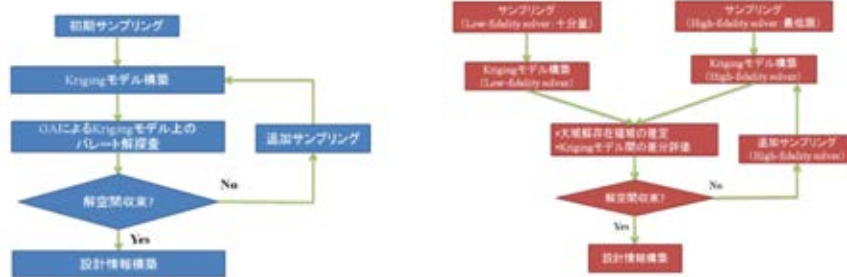
計算時間：5H/ケース

利用システム：M

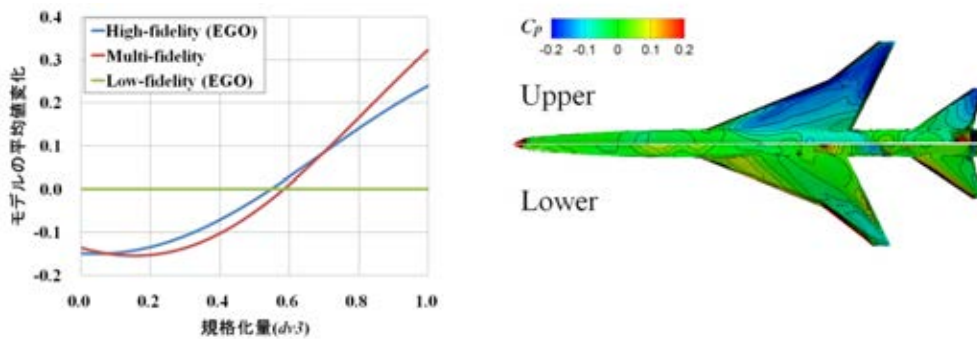
ケース数：35 ケース

● 今年度の研究成果の概要

Low-fidelity 解析と High-fidelity 解析の相補的利用によって効率的に設計空間内の探索を行う Multi-fidelity 設計探索法を提案し，超音速機の低ブーム設計探索に適用した。Kriging モデルを用いた従来の EGO による設計法との比較から，Multi-fidelity 設計探索法では評価個体数及び計算コストを低減させつつ，同程度の Kriging モデル精度が得られることが分かった。



(a) 通常High-fidelity最適化手法 (b) 提案しているMulti-fidelity最適化手法
 図2 最適設計フローチャート



(a) 設計変数に対するKrigingモデルの分散量 (b) 最適形状例
 図1 最適設計探索結果

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 高木秀寛, 牧野好和, 金崎雅博, 「Kriging法を用いたMulti-Fidelity空力最適設計法の検討と超音速機主翼設計への適用」, JAXA Special publication, (印刷中).

口頭発表

- 2) 高木秀寛, 他, 「Kriging法を用いたMulti-fidelity最適設計法の検討と小型超音速機設計への適用」, 日本航空宇宙学会北部支部講演会, 2012.
- 3) 高木秀寛, 牧野好和, 金崎雅博, 「Kriging法を用いたMulti-Fidelity空力最適設計法の検討と超音速機主翼設計への適用」, 第44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2012, 富山市, 2012年7月.

FaSTARを用いた D-SEND#1 形状に対する近傍場圧力波形推算

Estimation of near-field wave form for D-SEND#1 test model using FaSTAR

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ, 金森正史(kanamori.masashi@jaxa.jp)
 研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ, 橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ, 村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)

● 計算の目的

超音速旅客機実現に向けて、それから発生するソニックブームを低減することが最重要課題と言っても過言ではない。本研究では、D-SEND#1 供試体に対して当グループで開発中である非構造格子ベースの高速流体解析ソルバーFaSTARを用いて、高速に且つ精度良く近傍場波形を取得する方法を適用した。

● 研究の概要

直交格子ベースの格子生成ソフト HexaGrid によって D-SEND#1 供試体周りに解析格子を生成し、前述のソルバーである FaSTAR によって解析を行い、近傍場波形を取得した。

計算情報

並列度：64

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：2 時間程度

利用システム：M

ケース数：一

● 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あるため、その方向に対する衝撃波の解像度が適切に確保されている。本稿で述べた解析結果と他の手法のものとの比較を図2に示す。図2において、Axisym. Euler 2Dは構造格子において軸対称で解析を行ったものであり、その形状を回転させて3次元化し、HexaGridとFaSTARの組合せによって3次元解析した結果がAxisym. Euler3Dである。更に、フィン等の非軸対称形状を再現して上記の方法で解析したものがHexa+FaSTARである。図1を見ると、Axisym. Euler 2DとAxisym. Euler 3Dは良く一致している。実際、これらはいずれも同じ形状を解析したことで等価であり、これらの結果が一致したことから、本稿で述べた解析手法が適切に近傍場を予測することができることを示している。次に、Hexa+FaSTARの結果を見ると、中腹から後端のピークにかけて、フィンの影響と考えられる圧力変動が見られる。本稿で述べた手法は、格子生成から後処理まで数時間で完了することから、当初の目的である、高速且つ高精度での近傍場波形予測は達成されたと言える。

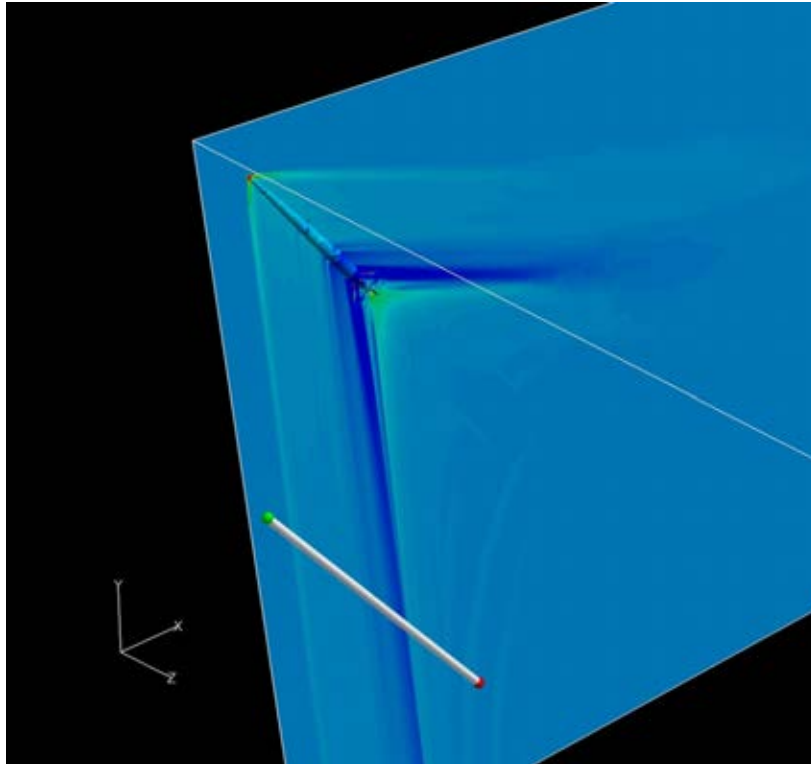


図1 圧力等高線

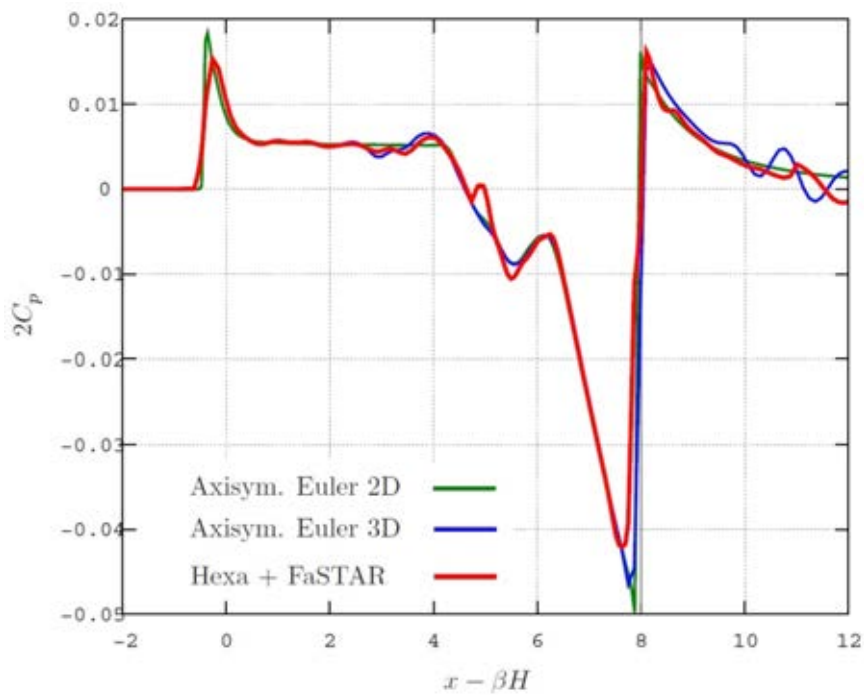


図2 構造格子による計算結果との比較

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 牧野好和, 野口正芳, 村上桂一, 橋本 敦, 金森正史, 石川敬揚, 牧本卓也, 内田貴也, 大林 茂, 今泉貴博, 鈴木角栄, 豊田 篤, 佐宗章弘, “D-SEND#1形状に対する機体近傍場圧力波形推算手法検証”, JAXA-SP 掲載予定

RQL ガスタービン燃焼器における希釈空気流れの最適化のための非燃焼場 CFD 解析

CFD for optimizing dilution air flows in an RQL combustor

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適合エンジン技術チーム，
山田秀志(yamasyu@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：法政大学理工学部 機械工学科，首藤智太郎(09x0047@stu.hosei.ac.jp)
株式会社エイ・エス・アイ総研，飯野 淳(jiino@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

RQLガスタービン燃焼器において，希釈空気孔の配置形態がRQL燃焼に及ぼす影響を非燃焼場CFD解析を用いて実験との比較検討を行いつつ希釈空気孔配置形態の最適化を目指した。

● 研究の概要

RQL燃焼器の希釈空気孔の配置形態を変化させながら，リッチ領域へ逆流する希釈空気量とリーン領域での希釈空気と不完全燃焼ガスの混合具合の二点に注目し，最適な希釈空気孔配置形態を求めた。

計算情報

並列度：10	並列化手法：VISIMPACT
計算時間：100,000s	利用システム：M
ケース数：30	

● 今年度の研究成果の概要

従来の千鳥配置のものを改良し，小さい希釈空気孔を追加した大小の穴の対向配置とすることでリーン領域での希釈空気と不完全燃焼ガスの混合具合を変えることなく，リッチ領域へ逆流する希釈空気量を減らすことができた。

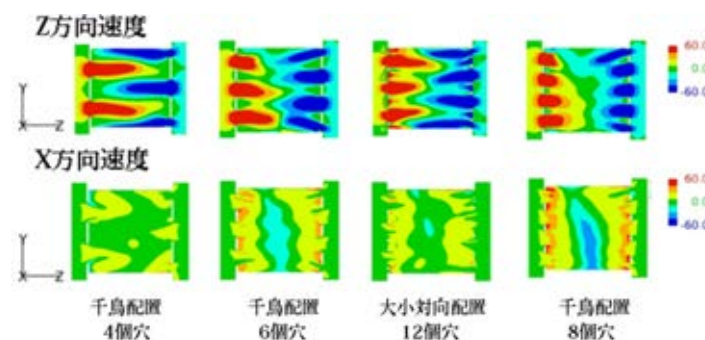


図1 流入する希釈空気の噴流

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 法政大学卒業論文発表会

航空機の空力・騒音に関する研究

Study on Aerodynamics and Aeroacoustics for Civil Aircraft

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適合機体技術チーム，
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) 航空機高揚力装置騒音計測のための低速風洞試験事前検討・設計解析
- (2) 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
- (3) 広い飛行領域におけるCFD信頼性向上

● 研究の概要

- (1) 航空機高揚力装置騒音計測のための低速風洞試験事前検討・設計解析

航空機高揚力装置騒音計測のための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。

- (2) 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。そのため，風洞試験及び数値解析によるVGに関する設計知見抽出及び評価・設計手法を確立し，ボルテックスジェネレータ設計手法の高度化を行う。

- (3) 広い飛行領域におけるCFD信頼性向上

AIAA CFD Drag Prediction Workshop (アメリカ航空宇宙学会 CFD 抵抗予測ワークショップ)の課題で用いられている航空機翼胴形態 NASA Common Research Model の解析を通じて，巡航時抵抗予測と衝撃波失速特性予測における乱流モデルや格子生成法の評価と改善を行う。

計算情報(図 1)

並列度：32

計算時間：72H

ケース数：10

並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

利用システム：M

計算情報(図 2)

並列度：19～256

計算時間：7～12H

ケース数：36

並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

利用システム：M

計算情報(図3)

並列度：4~134

計算時間：7~12H

ケース数：36

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

(1) 航空機高揚力装置騒音計測のための低速風洞試験事前検討・設計解析

模型やデバイスの設計と特性推算，支持方法による流れへの影響調査を行い，風洞模型を設計・製作した．昨年度の試験において発生したスラット翼胴接合支持部での異音を減らす事ができた．

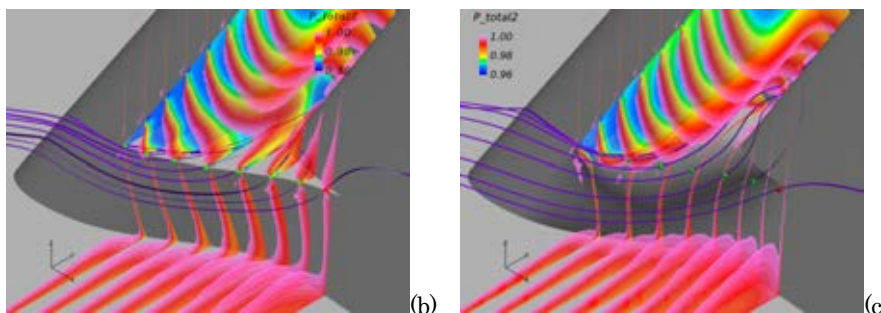
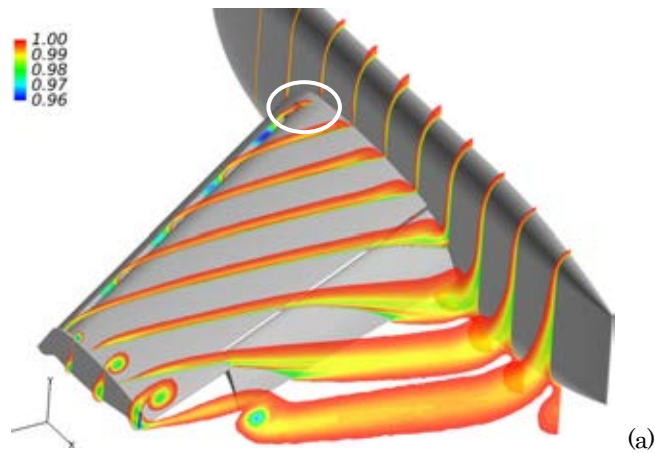
(2) 航空機高速オフデザイン特性改善デバイスの設計手法高度化

風洞試験との比較を通じてボルテックスジェネレータの渦流れによる効果を，格子生成が容易で設計に利用しやすい非構造格子法で精度良く評価するために，非常に小さなVG周囲に歪みが少ない六面体要素を十分に配置する非構造格子生成法を構築した．

(3) 広い飛行領域におけるCFD信頼性向上

衝撃波失速特性予測に大きく影響する翼胴接合部の剥離に関して，乱流の非等方性を考慮していない一般的な乱流モデルを用いた解析では格子を詳細に細分化していくと過大評価される傾向が見られたが，乱流の非等方性を考慮した2次構成関係(QCR)モデルを導入する事により改善される事を示し，10年来のAIAA抵抗予測WSの「ばらつき」の主原因を解明した．

また，アスペクト比の大きな六面体要素を利用可能な非構造ハイブリッド格子生成法を開発し，非構造格子法の計算精度向上と計算効率改善を可能にした．



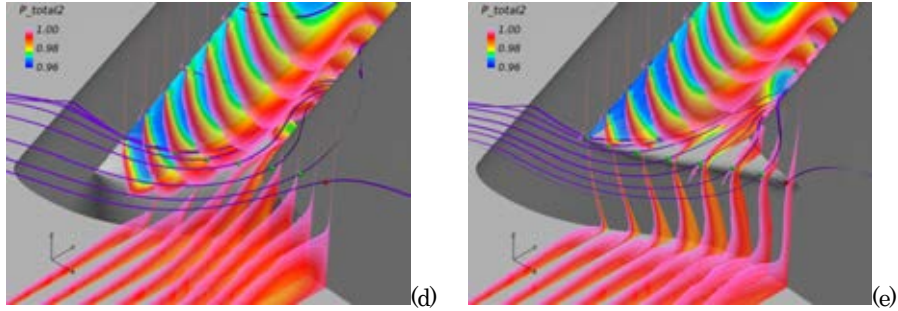
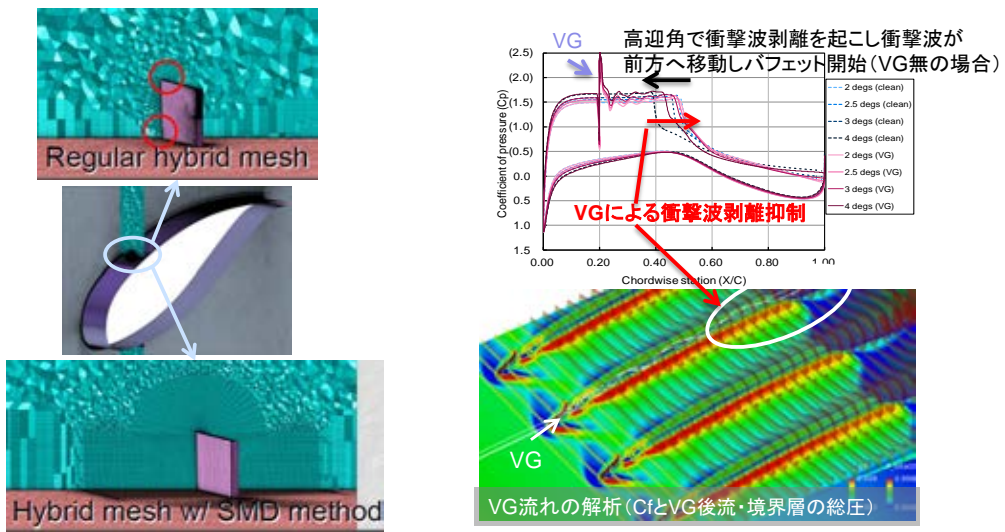


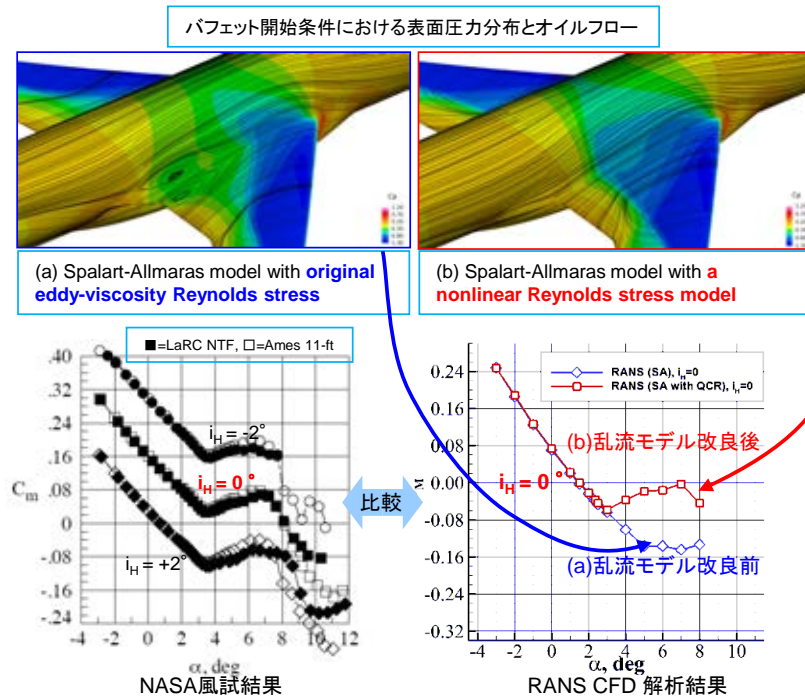
図1 高揚力装置騒音研究用風洞模型OTOMO2のスラット翼胴接合部形状 (図a白丸部分) による流れ場への影響評価例: 空間総圧分布と流線



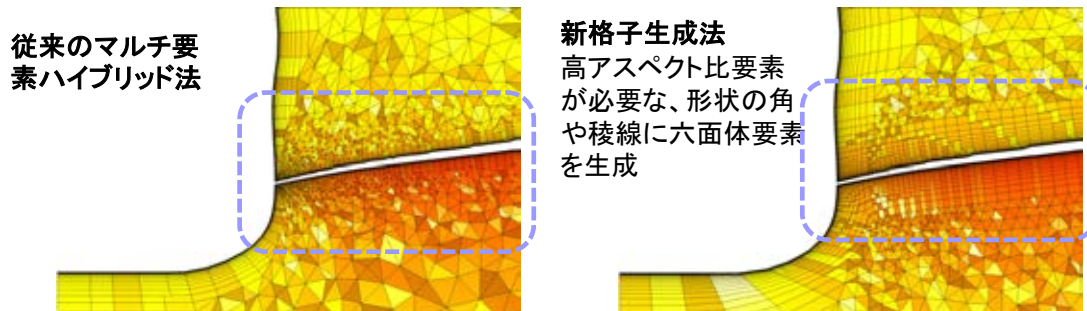
(a) 非構造格子生成法改良前後の格子比較

(b) ボルテックスジェネレータ評価解析例
上: 表面圧力係数分布 下: 表面摩擦係数/空間全圧分布

図2 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に関する研究例



(a) 乱流モデル改良による衝撃波失速予測改善



(b) 新格子生成法による翼胴結合部における格子品質の改善

図3 広い飛行領域におけるCFD信頼性向上に関する研究例

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M. and Soni, B. K. "Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method," AIAA Journal, DOI: 10.2514/1.J052125.
- 2) Ito, Y., "Challenges in Unstructured Mesh Generation for Practical and Efficient Computational Fluid Dynamics Simulations," Computers & Fluids, DOI: 10.1016/j.compfluid.2012.09.031, in print.

査読なし論文

- 3) Ito, Y., Murayama, M. and Yamamoto, K., "High-Quality Unstructured Hybrid Mesh Generation for Capturing Effects of Vortex Generators," AIAA Paper 2013-0554, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, January 2013.
- 4) Murayama, M., Yamamoto, K., Hashimoto, A., Ishida, T., Ueno, M., Tanaka, K. and Ito, Y., "Summary of JAXA Studies for the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop Using UPACS and FaSTAR," AIAA Paper 2013-0049, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, January 2013 (Invited).
- 5) Levy, D., Laflin, K., Vassberg, J., Tinoco, E., Mani, M., Rider, B., Brodersen, O., Crippa, S., Rumsey, C., Wahls, R., Morrison, J., Mavriplis, D., and Murayama, M., "Summary of Data from the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2013-0046, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, January 2013 (Invited).
- 6) Yamamoto, K., Tanaka, K. and Murayama, M., "Effect of a Nonlinear Constitutive Relation for Turbulence Modeling on Predicting Flow Separation at Wing-Body Junction of Transonic Commercial Aircraft," AIAA Paper 2012-2895, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, LA, June 2012
- 7) Murayama, M., Ito, Y., Tanaka, K. and Yamamoto, K., "Computational Studies of the NASA High-Lift Trap Wing Using Structured and Unstructured Grid Solvers," AIAA Paper 2012-2844, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, LA, June 2012.
- 8) Ito, Y., "Challenges in Unstructured Mesh Generation for Practical and Efficient Computational Fluid Dynamics Simulations," Proceedings of the International Workshop on Future of CFD and Aerospace Sciences, Kobe, Japan, April 2012 (CD-ROM).

CFD の小型旅客機設計適用に関する研究

Application of CFD to Small Civil Aircraft Design

● 研究グループ

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

● 計算の目的

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 の開発及び設計に必要な知見を獲得する。

計算情報

並列度：100CPU 400Core 使用 並列化手法：VISIMPACT
計算時間：5 時間/ケース 利用システム：M システム
ケース数：210 ケース

● 今年度の研究成果の概要

今年度はVortex Generatorの各形状パラメータを様々に変更した形状に対して準二次元翼型を用いたCFD解析を実施し、各形状パラメータが空力特性改善効果に与える感度情報の取得を実施した。また、従来CFD解析技術を準二次元翼型に適用する為、周期境界条件の適用が可能な解析ツールを開発し、大幅な解析時間短縮を実現した。

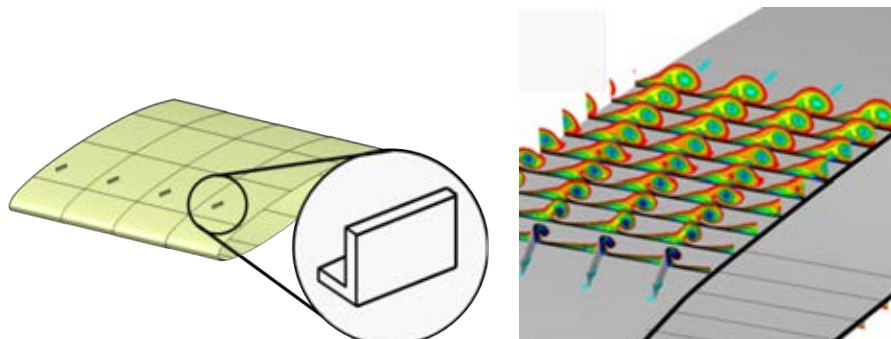


図1 Vortex Generator形状と準二次元主翼上面に生成された渦のCFD解析結果

将来型航空輸送機の空力形状設計

Aerodynamic Design of Next Generation Civil Transports

● 研究グループ

研究代表者：JAXA 航空プログラムグループ 環境適合機体技術チーム，

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， 埴田 亮

首都大学東京大学院 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域， 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 航空プログラムグループ環境適合機体技術チーム，

村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)

● 計算の目的

将来型航空輸送機の空力形状設計に関する研究として以下の事を実施する。

- (1) 翼胴融合NWB (Novel Wing Body) 機の機体設計と設計指針抽出
- (2) 抵抗低減翼端デバイス設計
- (3) 低騒音化スラット設計

● 研究の概要

(1) 翼胴融合NWB (Novel Wing Body) 機の機体設計と設計指針抽出

空力抵抗や騒音低減などが期待できる翼胴融合機に関して、これまで内外で行われた検討よりも小型となる150席クラスにおいて成立する次世代型翼胴融合旅客機の機体形状を大域的設計探査法により検討し、設計指針を抽出する。今年度は、特に翼胴融合形態を検討する上で課題となるトリムを考慮した設計探査法や機体/エンジン統合設計評価法に関する研究を行う。

(2) 抵抗低減翼端デバイス設計

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巡航条件のみならず他条件にて調べて、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) 低騒音化スラット設計

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。今年度は特に最適設計のための形状定義法と基本的な流れ場特性把握に関する研究を行う。

計算情報(図1)

並列度：90

並列化手法：MPI, OpenMP

計算時間：約 20 時間

利用システム：M

ケース数：50 程度

計算情報(図2)

並列度：90

計算時間：6時間

ケース数：80程度

並列化手法：MPI, OpenMP

利用システム：M

計算情報(図3)

並列度：10

計算時間：30分

ケース数：300程度

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

(1) 翼胴融合NWB(Novel Wing Body)機の機体設計と設計指針抽出

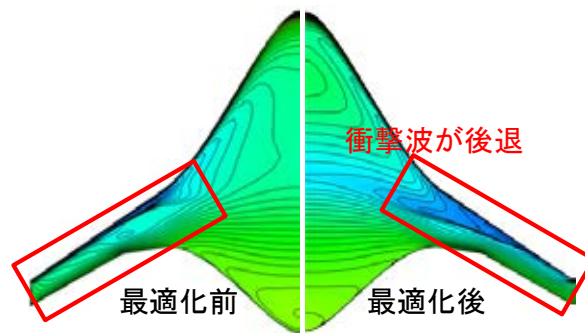
- ・外翼と胴体機軸断面形状最適設計により、翼胴融合形態で問題となるトリムを考慮した上で空力性能を向上する設計パラメータと寄与率を特定し、初期設計時と比較してL/Dを約30%向上させる最適形状が得られる事を示した。
- ・また、翼胴融合機に対する機体/エンジン統合設計のために、エンジン配置とエンジン吸排気の影響を評価するツールを整備した。

(2) 抵抗低減翼端デバイス設計

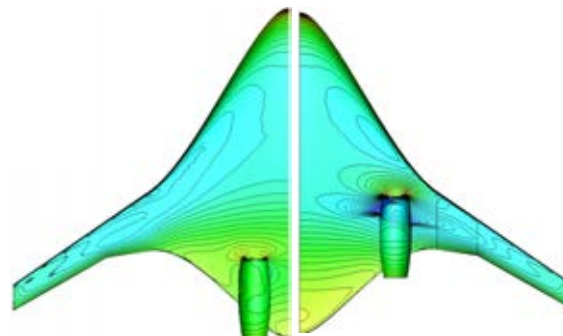
- ・幅広い設計範囲の翼端デバイス形状を取り扱うための形状定義法を整備し、様々なデバイスコンセプトの基本的な流れ場特性を把握した。

(3) 低騒音化スラット設計

- ・低騒音スラット2次元形状・配置最適化のための形状定義法を整備し、基本的な流れ場特性を把握した。



(a) 翼胴融合NWB機の機体設計



(b) エンジン配置の影響評価例

図1 翼胴融合NWB機の機体設計と設計指針抽出の研究成果例

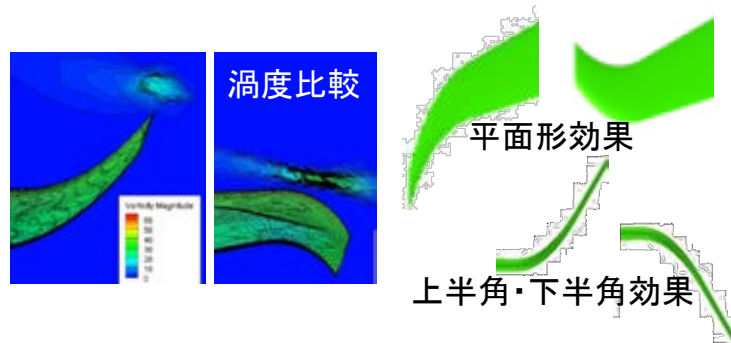


図2 抵抗低減翼端デバイス設計研究成果例

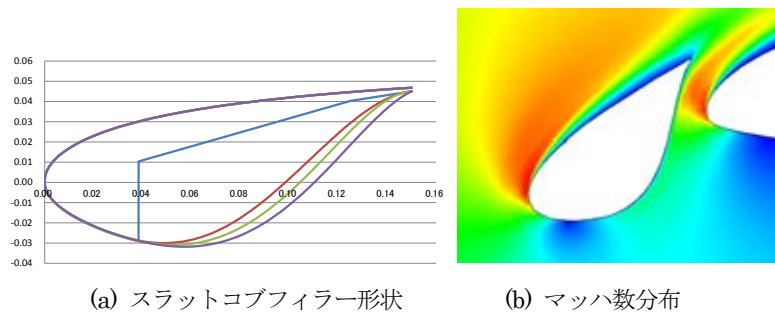


図3 低騒音化スラット設計研究成果例 (スラットコブフィラー形状の最適化)

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Masahiro Kanazaki, Ryo Hanida, Takuya Nara, Makoto Shibata, Toshiyuki Nomura, Mitsuhiro Murayama, Kazuomi Yamamoto, "Challenge of design exploration for small blended wing body using unstructured flow solver," Computers & Fluids, EL SEVIER, Sept. 2012.

査読なし論文

- 2) 埴田 亮, 野村聡幸, 村山光宏, 山本一臣, 金崎雅博「トリムを考慮した小型翼洞融合型旅客機の翼型空力設計」航空宇宙学会北部支部2013年講演会, 東北大学, 2013年3月
- 3) 埴田 亮, 野村聡幸, 村山光宏, 山本一臣, 金崎雅博「翼洞融合型旅客機の翼型空力設計及び性能検証」第44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2012, 2A07 (JSASS-2012-2070), 富山国際会議場, 2012年7月

単段ファンの非定常流れ解析

An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，西澤敏雄(nishizawa.toshio@jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，菊地一雄(kikuchi@chofu.jaxa.jp)

株式会社エイ・エス・アイ総研，吉倉弘高

株式会社エイ・エス・アイ総研，山下健志

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：165

並列化手法：VISIMPACT

計算時間：約 720 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

ファンフラッタの計算と合わせて，ファンリグでの流れ場の把握を行った。具体的には，ファン動静翼非定常段解析を行い，試験条件での流れ場がどのようになっているかを把握するとともに，非定常流れ場の計算精度を調査した。

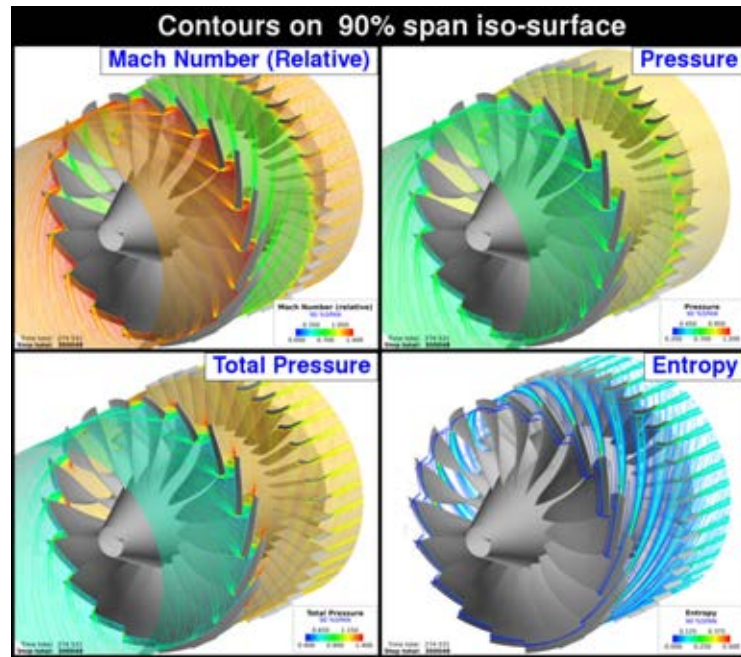


図1 ファンリグ非定常流れ場の例

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 賀澤，西澤，正木， NUMERICAL INVESTIGATIONS OF ROTOR BLADE FLUTTER CHARACTERISTICS IN JAXA'S FAN TEST RIG, ISUAAAT13, 9月

UPACSを用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究

Study of Unsteady Aerodynamic Characteristics of Vibrating Blade Row Using UPACS

● 研究グループ

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

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

野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)

山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)

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

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

株式会社 IHI, 見上千尋(chihiro_mikami@ihi.co.jp)

株式会社 IHI, 楠田真也(shinya_kusuda@ihi.co.jp)

● 計算の目的

ターボ機械の振動翼列非定常空力解析用に拡張された upacsVibrate を用いて、ジェットエンジンファンの非定常空力特性の解析を行い、その不安定性が生じるメカニズムを調査する。

● 研究の概要

ターボ機械・振動翼列解析用に拡張された upacsVibrate を用いて、ジェットエンジンファンフラッタの解析を行う。試験結果との比較を行い、解析の妥当性を検証し、得られた解析結果からフラッタ発生メカニズムを調査する。

昨年度に引き続き、入口・出口境界における無反射境界条件の実装を行った。

計算情報

並列度：4

並列化手法：MPI

計算時間：30 分

利用システム：

ケース数：10

● 今年度の研究成果の概要

定常計算用の無反射境界条件に流量指定条件を付加することにより圧縮機絞り側の不安定な領域においても安定して収束解が得られるようにした。

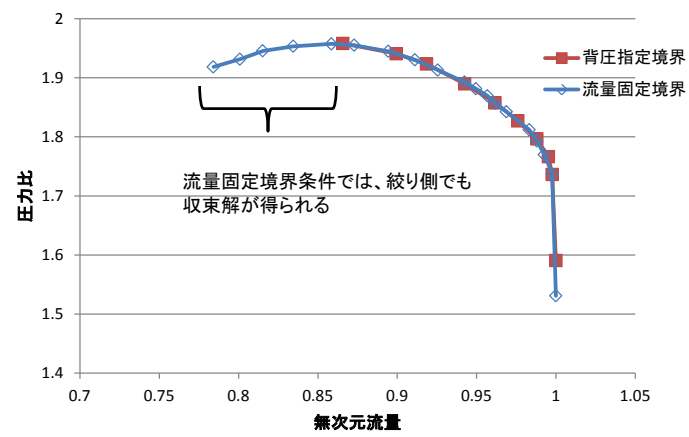


図1 圧縮機PQ計算例

研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 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(投稿中)

六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発

Development of Hexahedra Automatic Grid Generator “HexaGrid”

● 研究グループ

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

● 計算の目的

従来の格子生成には節点分布や形状修正などの手作業が介入するため，多大な時間が必要となることが問題であった．本グループでは，格子生成のコストを削減するために，直交格子を利用した高速な自動格子生成ソフト：HexaGrid の開発を行う．HexaGrid を用いて格子生成にかかるコストを削減し，航空機の揚力や抵抗などの空気力の解析サイクルを高効率化することが目的である．

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：1	並列化手法：なし
計算時間：1 時間	利用システム：M
ケース数：10	

● 今年度の研究成果の概要

品質の悪いSTLデータや従来まで特徴線捕獲が困難であった形状に対して，特徴線を認識するための新しいアルゴリズム（図1）を考案し，その検証を行った．図2に風洞全体形状に対して格子生成した結果を示す．このアルゴリズムを用いることにより，風洞全体形状のような複雑形状であっても，精度良く特徴線を捕獲することが可能となった．

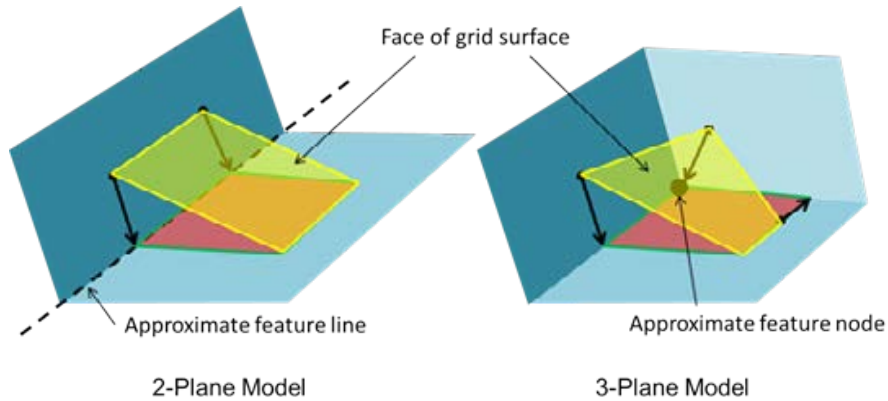
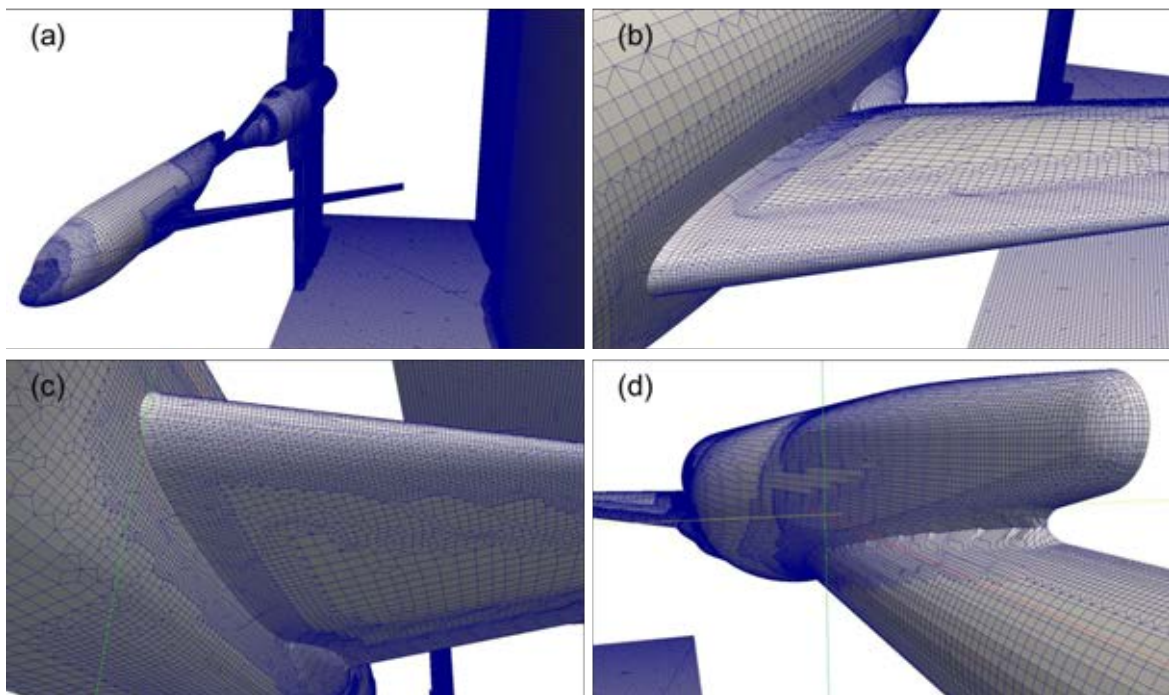


図1 特徴線捕獲アルゴリズム

図2 風洞全体形状に対する格子生成 (AIAA paper 2013-0555)
(a):全体図 (b):主翼上面 (c):主翼下面 (d):支持結合部

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) P. Lahur, T. Ishida, A. Hashimoto, K. Murakami: AUTOMATIC HANDLING OF DEFECTIVE SURFACE GEOMETRY WITHIN GRID GENERATION FOR NAVIER-STOKES COMPUTATION, ICAS, 2012
- 2) Paulus Lahur, Takashi Ishida, Atsushi Hashimoto and Keiichi Murakami: Automatic Grid Generation of Complete Aircraft Model in Wind Tunnel Test for Navier-Stokes Simulation, AIAA paper 2013-0555, 2013

超音速機用排気ノズルの研究

Study on Exhaust Nozzle Performance for Supersonic Aircraft

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，赤塚純一(akatsuka@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

超音速機用可変低騒音ノズルの研究として，数値計算によって流れ場の観察，推力係数，流量係数の推定を行い，低騒音コンセプトの比較に資するデータを算出する．また実験条件の選定を数値解析を用いることで効率的に行う．

● 研究の概要

超音速機の研究開発に資する低騒音ノズルの研究を行う．特に，重量の増加や制御の複雑化に配慮し，可変ノズルの断面積変化機構と騒音低減デバイスを一体化したコンセプトの立案を行う．

計算情報

並列度：4

計算時間：100 時間

ケース数：6

並列化手法：VISIMPACT

利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

可変溝による騒音低減コンセプトを提案し，数値解析から推力特性，縮尺模型試験から基本的な音響特性を調査した．また排気の熱気流を模擬する実験装置の解析を行い試験法を確立した．

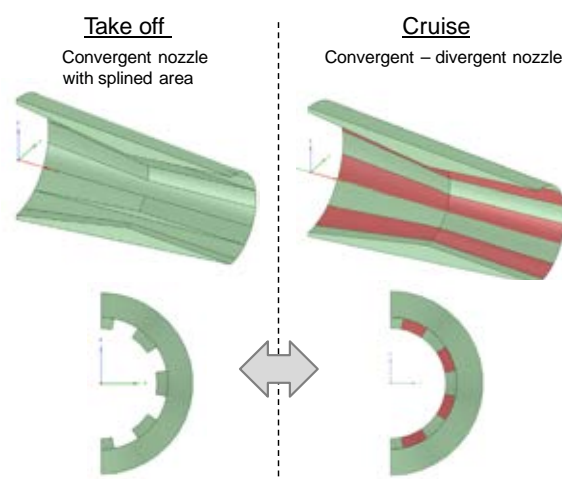


図1 可変溝による断面積変化機構を持つノズル (S-Nozzle) の概念図

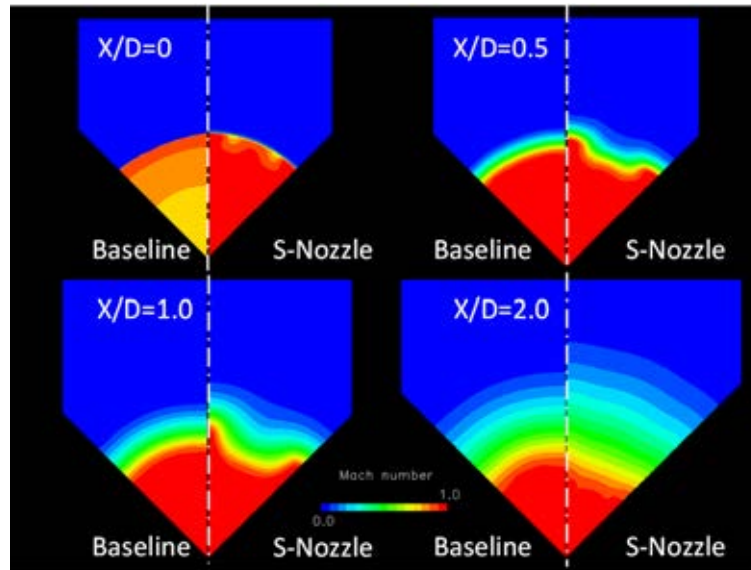


図2 コニカルノズルとの比較 (マッハ数分布 : ノズル圧力比1.85, 温度比1.0, 1/8要素)

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) 赤塚純一, 渡辺 安, 中川宗敬, 藤井啓介: 衝撃波管を利用した排気ノズルの音響試験, 日本航空宇宙学会オンラインジャーナル航空宇宙技術Vo.12(2013), pp.9-15.

口頭発表

- 2) 赤塚純一, 渡辺 安, 中川宗敬, 藤井啓介: 衝撃波管を利用した排気ノズルの音響試験, 第44 回流体力学講演会/ANSS2012
- 3) 赤塚純一, 渡辺 安, 本阿弥真治: 可変機構を利用した排気ノズルの低騒音化について, 第50 回飛行機シンポジウム

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発(その4)

System Development of Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel (Part 4)

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 風洞技術開発センター，渡辺重哉(shigeyaw@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：研究開発本部 流体グループ，口石 茂(shigeruk@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 流体グループ，山下達也(tatsuy@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 流体グループ，保江かな子(yasue@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 流体グループ，今川健太郎(imagawa@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 風洞技術開発センター，加藤裕之(hirok@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 風洞技術開発センター，廣谷智成(hirotani@chofu.jaxa.jp)
 菱友システムズ株式会社，荻野 純(jyun_ogino@mail.ryoyu.co.jp)
 菱友システムズ株式会社，齋木英次(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
 菱友システムズ株式会社，中根宏子(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)
 株式会社キャトルアイ・サイエンス，上島 豊(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

● 計算の目的

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞のサブシステムであるデジタル風洞について，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諸機能が正常に機能することを，2m×2m 遷音速風洞におけるシステム試運用等を通じて確認する。

● 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 融合システムとして，JAXA 2m×2m 遷音速風洞を対象とした「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」の構築を行う。

計算情報

並列度：64

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：40 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

1. コアシステム設計/製作

- 試行システムを 2m×2m 遷音速風洞試験に適用することにより，システム試運用・評価を実施
- FY23 に抽出されたシステムの課題・問題点，およびシステム試運用により新たに抽出された課題・問題点について，システム改修・機能拡張を実施
- システム高度化として，風洞壁・支持干渉同時補正（風洞丸ごと解析），CFD 不確かさ解析，流れ場特徴点表示，データ融合流れ場再構築等の諸機能を追加
- システム総合検証試験を通じてサブシステムを統合し，システムを完成

2. サブシステム設計／製作（デジタル風洞，アナログ風洞流体画像計測システム）

- 格子生成ロバスト化，CFD ソルバ機能拡張・高速化，ユーザフレンドリー性向上（デジタル風洞）
- 模型変形計測ソフト機能拡張，信頼性向上（アナログ風洞流体画像計測システム）

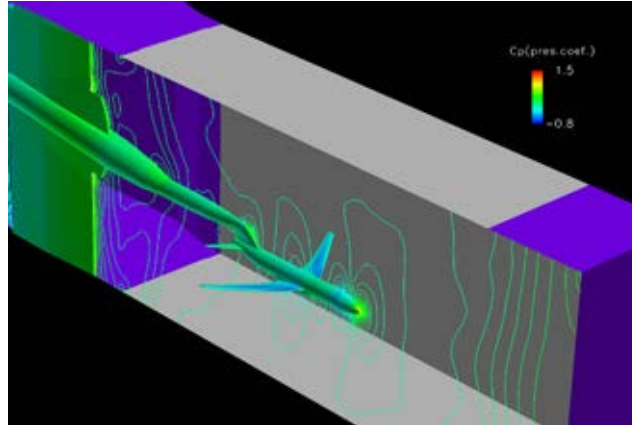


図1 風洞丸ごと解析

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 口石 茂，山下達也，保江かな子，今川健太郎，村上桂一，橋本 敦，加藤裕之，中北和之，渡辺重哉，齋木英次，荻野 純，“JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み ～デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞（第4報）～，” 第44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2012，JSASS-2012-2075-F/A，July 2012.
- 2) 村上桂一，橋本 敦，菱田 学，ラフルパウラス，国枝 明，渡辺重哉，“JAXA ハイブリッド風洞サブシステムとしてのデジタル風洞，” 第44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2012，JSASS-2012-2076-F/A，July 2012.
- 3) Watanabe, S., Kuchi-ishi, S., Murakami, K., Hashimoto, A., Kato, H., Yamashita, T., Yasue, K., and Imagawa, K., “DAHWIN - Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel,” 5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics (Integration 2012), Oct. 2012 (to be presented).
- 4) Murakami, K., Hashimoto, A., Hishida, M., Lahur, P. R., Kunieda, A., and Watanabe, S., “Development of Digital Wind Tunnel as a Subsystem of JAXA Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel,” 5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics (Integration 2012), Oct. 2012 (to be presented).
- 5) 橋本 敦，石向桂一，石田 崇，村上桂一，菱田 学，林 謙司，“高速流体解析ソルバFaSTARの高機能化，” 第50回飛行機シンポジウム，JSASS-2012-5187，Nov. 2012.

口頭発表

- 6) 口石 茂，渡辺重哉，村上桂一，橋本 敦，加藤裕之，山下達也，保江かな子，今川健太郎，中北和之，“デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞の開発状況について，” 第88回風洞研究会議，May 2012.
- 7) 口石 茂，村上桂一，渡辺重哉，“風洞試験/CFD融合システム『デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞（DAHWIN）』～システム開発とJAXAプロジェクトへの適用～，” 平成24年度JAXA宇宙航空技術研究発表会，Dec. 2012.

D-SEND#1 形状に対する機体近傍場圧力波形推算手法検証

Validation of Near-field Pressure Signature Prediction Methods Using D-SEND#1 Models

● 研究グループ

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

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

三向ソフトウェア開発株式会社，笥由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ，牧本卓也(makitaku@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ソニックブーム推算のための近傍場圧力波形推算手法の検証を目的として，D-SEND#1 供試体形状に対して構造／非構造重合格子法を用いた近傍場圧力波形推算を行い，風洞試験データとの比較を実施する。

● 研究の概要

2011年5月に実施したD-SEND#1落下試験では，一般的なN型波形のソニックブームを発生する軸対称形状（NWM）と，同じ最大断面積で低ソニックブーム設計された断面積分布を有する低ブーム軸対称形状（LBM）の2種類の供試体から発生するソニックブームを空中において計測し，両者の計測ソニックブーム波形の比較によりLBMの低ソニックブーム設計効果を確認した。軸対称物体による低ソニックブーム設計概念実証は世界初であり，推進系も有さないシンプルな形状であることから，D-SEND#1の試験データはソニックブーム推算手法の検証データとして貴重である。そこで本研究では，ソニックブーム推算のための近傍場圧力波形推算手法の検証を目的として，D-SEND#1 供試体形状に対して構造／非構造重合格子法を適用し，風洞試験データとの比較を実施した。

計算情報

並列度：非構造格子=22，構造格子=15

並列化手法：FLAT，MPI

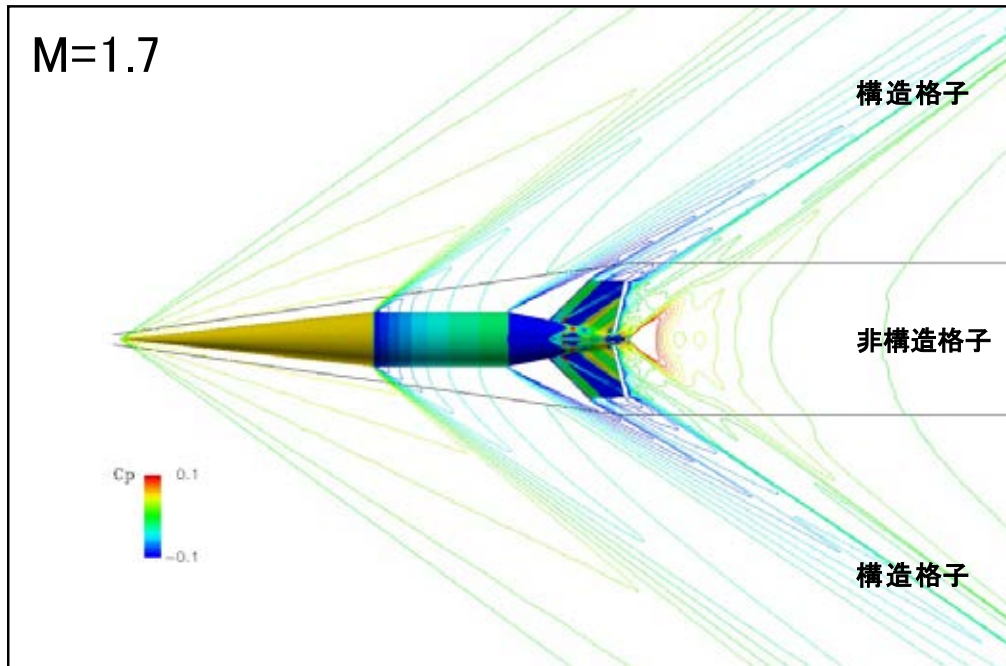
計算時間：非構造格子=8H，構造格子=7.5H

利用システム：Mシステム

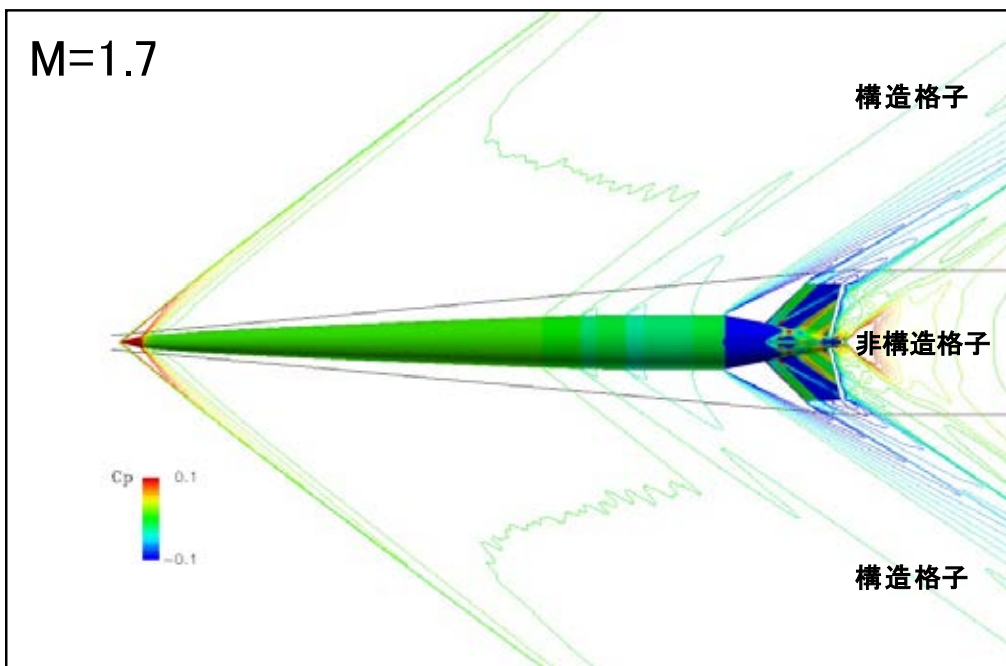
ケース数：20 ケース

● 今年度の研究成果の概要

構造／非構造重合格子法を用いたEuler CFD解析結果（図1）を超音速風洞試験データと比較（図2）したところ，解析手法は実験データと定性的に良い一致が得られた。ただし，波形後部において，フィン形状やオリエンテーションの違いに起因すると思われる差異が確認された。

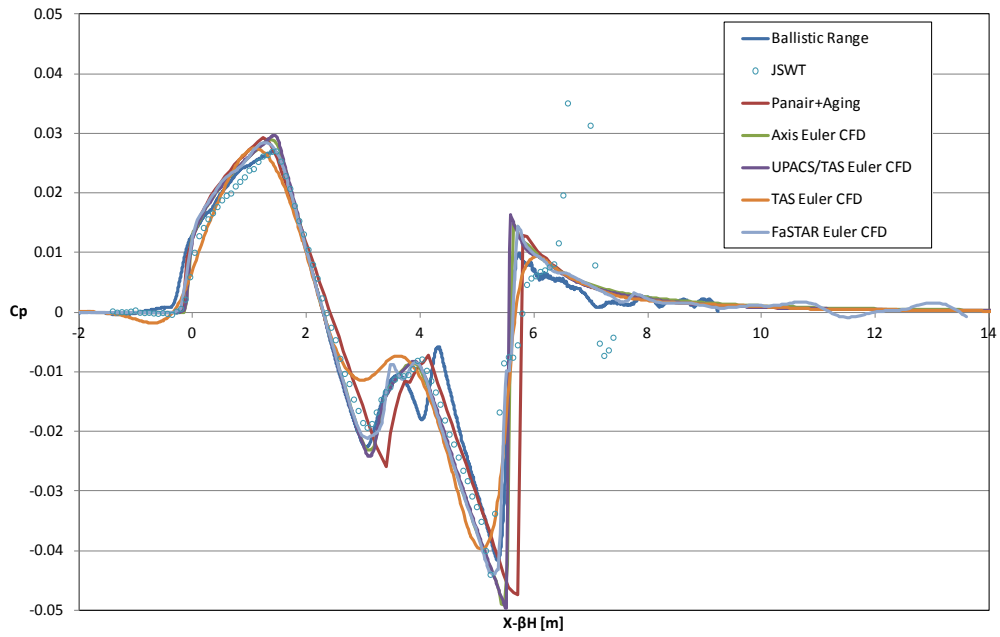


(a) NWM

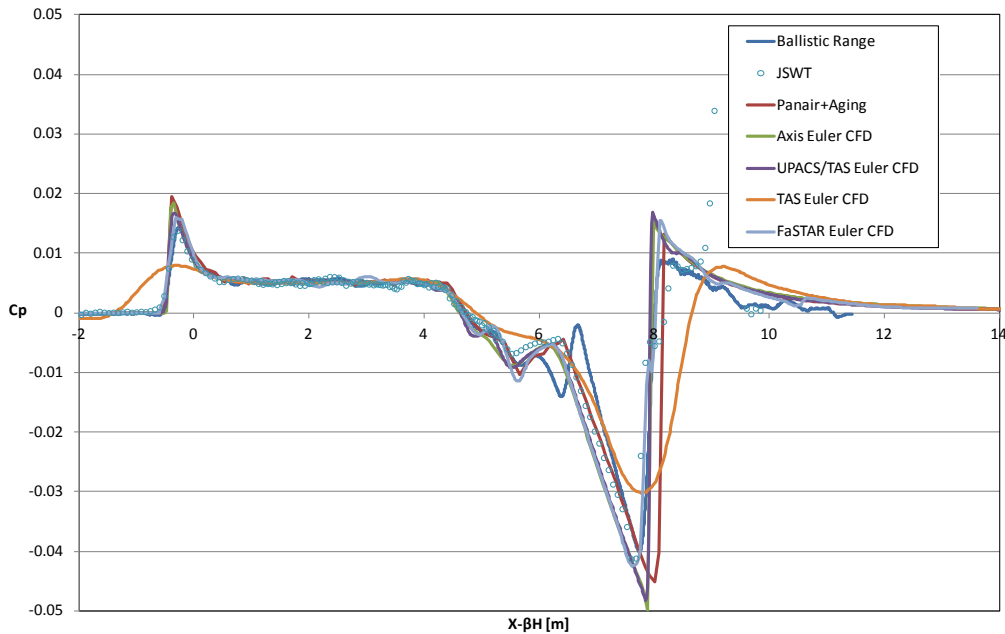


(b) LBM

図1 D-SEND#1供試体の圧力分布 (構造/非構造重合格子法)



(a) NWM



(b) LBM

図2 実験データとの比較

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 牧野好和, 他, 「D-SEND#1形状に対する機体近傍場圧力波形推算手法検証」, 第44回流体力学講演会 / ANSS2012, 2012.

低ソニックブーム設計概念実証機(D-SEND#2)の高精度近傍場圧力波形推算

Accurate Near-field Pressure Signature Prediction of the D-SEND#2 Airplane

● 研究グループ

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

● 計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている低ソニックブーム設計概念実証 (D-SEND) プロジェクトにおける，D-SEND#2 供試体 (S3CM : S-cube Concept Model) のソニックブーム特性を高精度かつ高効率に推算し，低ソニックブーム設計概念の実証可能性を確認することを目的とする。

● 研究の概要

D-SEND#2 試験は，3次元機体形状供試体を成層圏気球で高度約 30km から落下させ，自律制御飛行により計測地点上空まで誘導した上で，供試体が発生するソニックブームを空中ソニックブーム計測システムで観測してその低ソニックブーム設計コンセプトを確認する試験である。本研究ではそのソニックブーム特性を高精度近傍場圧力波形推算ツールを用いて推算し，低ブームコンセプトの実証可能性を確認する。本研究で用いた高精度近傍場圧力波形推算ツールは当チームで開発された非構造/構造重合格子法であり，機体のごく近傍を複雑形状でも容易に CFD 解析を行うことが可能な非構造格子 CFD 解析ソルバで解き，機体から離れた流れ場をソニックブームの伝搬を精度良く捉えることが可能な構造格子 CFD 解析で解くという手法である。今年度はこの構造格子 CFD 解析に解適合格子法を適用することでさらに高精度な近傍場圧力分布の取得を図った。

計算情報

並列度：非構造格子=22，構造格子=15	並列化手法：FLAT，MPI
計算時間：非構造格子=8H，構造格子=7.5H	利用システム：M システム
ケース数：20 ケース	

● 今年度の研究成果の概要

ソニックブームの推算精度は機体近傍の圧力変動をいかに精度良くとらえるかに強く依存している。研究の概要でも述べたように，当チームではこの近傍場圧力波形を高精度かつ高効率にとらえる手法として非構造/構造重合格子法を開発して適用してきた。この手法は従来の非構造格子CFD解析のみ，または構造格子CFD解析のみを用いる手法に比べて高精度かつ高効率に近傍場圧力波形の取得を可能としている。非構造格子では複雑な機体近傍の流れ場を計算し (図1)，機体から離れた流れ場は衝撃波などの圧力変動の傾きに沿うように予め決められた構造格子で計算している。この構造格子の傾きはマッハ数と迎角で決定されるが，格子作成の効率を上げるためにその傾き角を全領域 (全周方向) で同一としてきた。しかしながら，今年度の研究で衝撃波などの圧力変動の傾きは場所によって異なり，その傾きに近い構造格子で流れ場解析をするほうが同じ計算コストの結果ではより精度がよく，より鋭角な圧力変動をとらえることがわかった。そこで，本研究では構造格子での計算から得られた衝撃波の傾きを用いて，構造格子の傾きを変更するという“解適合格子法”を適用した。本手法を適用した結果を図2に示

す。従来の方法(non-Adaptive)に比べて、解適合格子法を適用した結果(Adaptive)のほうがより鋭角に超音速機の近傍場圧力波形を取得していることがわかる。また、本手法を風洞試験模型の解析へ適用した場合にも同様の結果が得られており、従来の手法に比べて風洞試験結果によく一致していることが確認された。

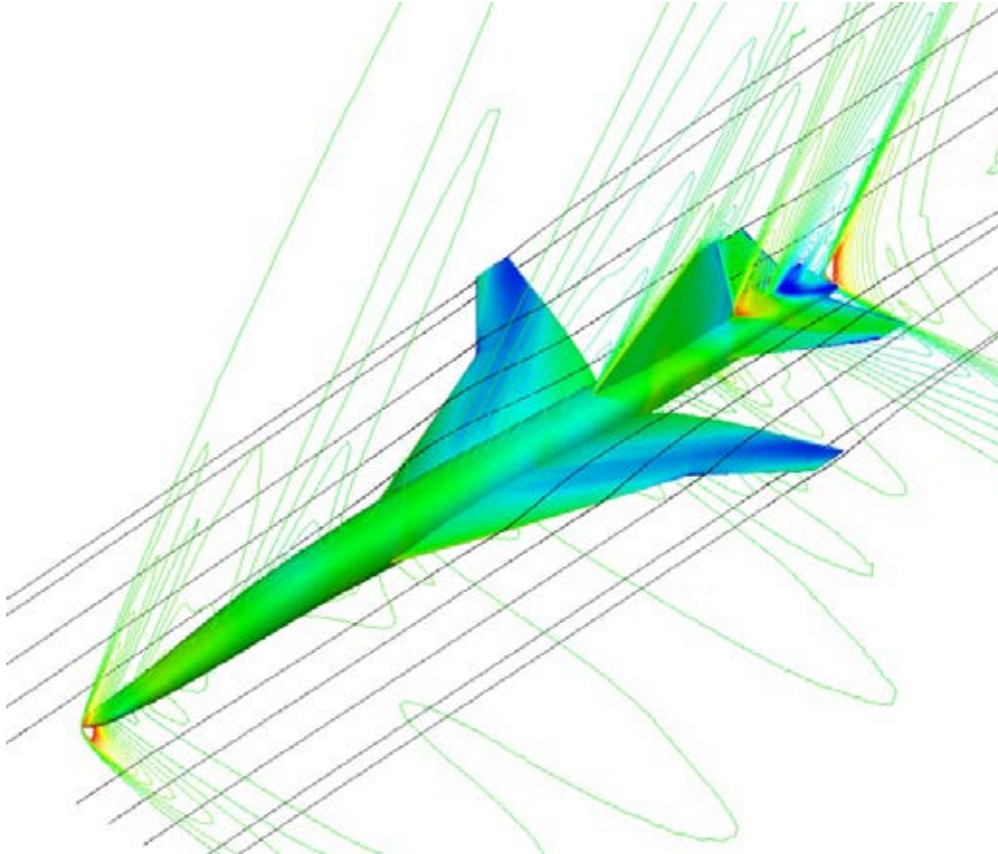


図1 D-SEND#2の圧力分布および流線(M=1.3, $\alpha=3.45\text{deg}$)

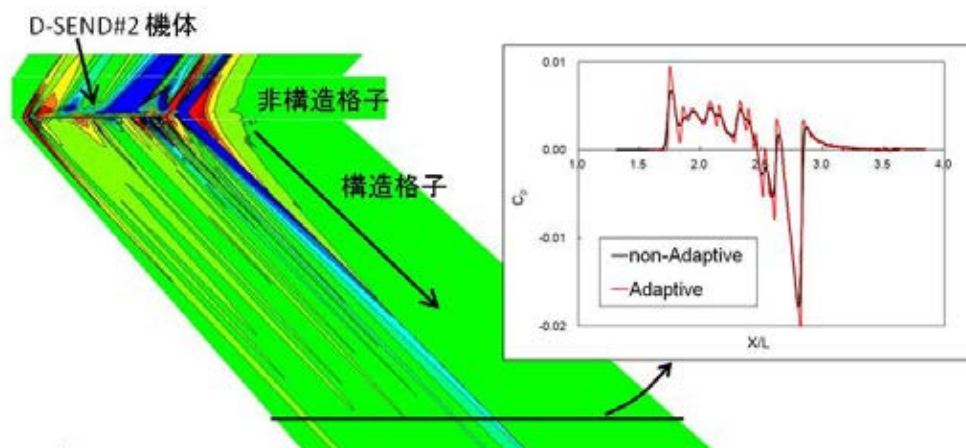


図2 解適合格子法による近傍場圧力波形(H/L=2.0)

ファンダクト内非定常流れ解析

Unsteady Flow Simulation in Fan Duct

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：航空プログラムグループ，山根 敬(yamane@chofu.jaxa.jp)
 株式会社エイ・エス・アイ総研，石山 毅(ishitake@chofu.jaxa.jp)
 株式会社 IHI，大庭芳則(yoshinori_ooba@ihi.co.jp)
 株式会社 IHI，楠田真也(shinya_kusuda@ihi.co.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：72PE

並列化手法：VISIMPACT, MPI

計算時間：720 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

ファン動翼，静翼，ストラットに加えて，パイロンを含むファンダクト内流れを，ファン入口からダクト出口まで実施した。静翼のクロッキング（パイロンとの相対位置を調整），スタガリング（取付角度を周方向に変化させる）等を組み合わせ，いくつかのケースについて全周非定常流れ解析を実施し，ダクト出口の全圧損失が最小となる最適形状を求めた。

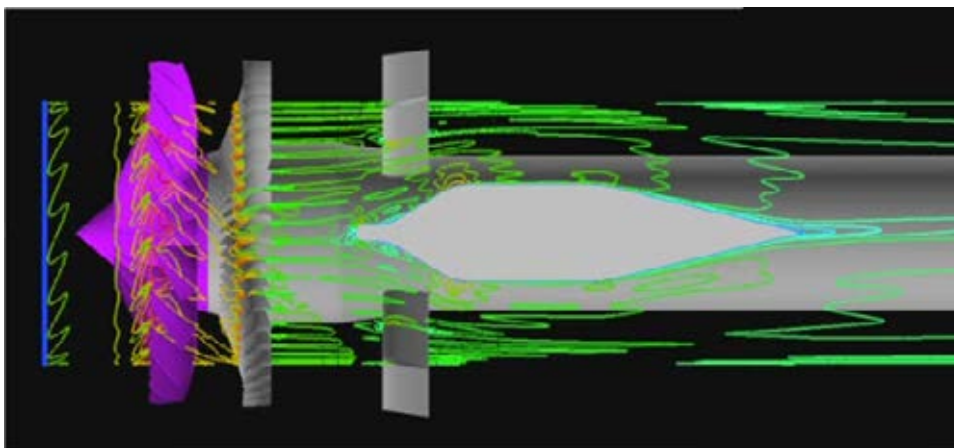


図1 パイロン周辺の流れ場（マッハ数分布）

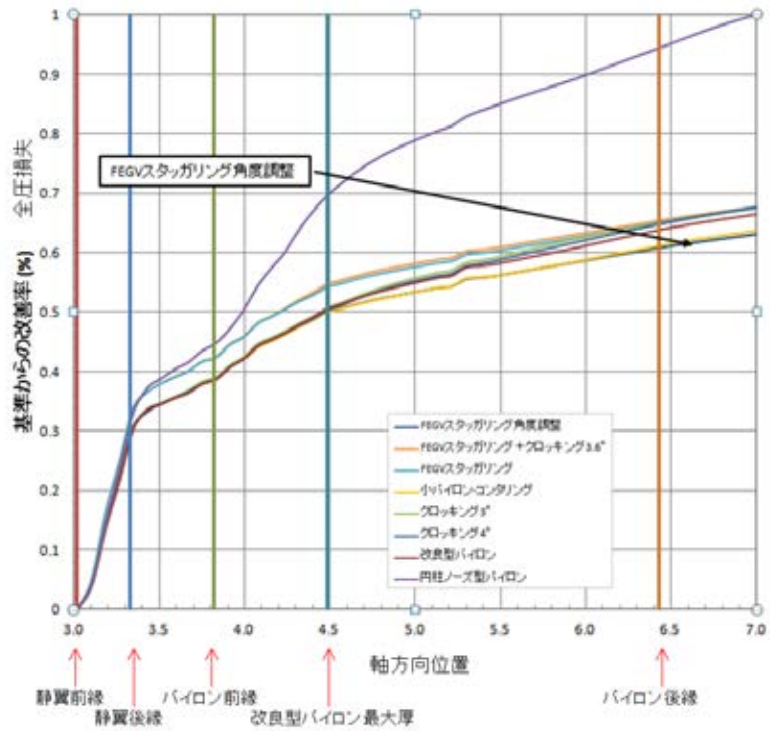


図2 全圧損失の比較

航空エンジンの複数要素流れ解析

Flow Analysis of Neighboring Components in Aero Engines

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
研究分担者：株式会社エイ・エス・アイ総研，飯野 淳(iino@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：64(圧縮機，タービン)	128(燃焼器)	並列化手法：VISIMPACT(圧縮機，タービン)
計算時間：500 時間		MPI+VISIMPACT(燃焼器)
ケース数：3		利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

圧縮機，タービンの流れはUPACSを，燃焼器の流れはFrontFlowRedを用いて解析し，要素間では周方向平均した物理量を交換することにより，接続した計算を行った。

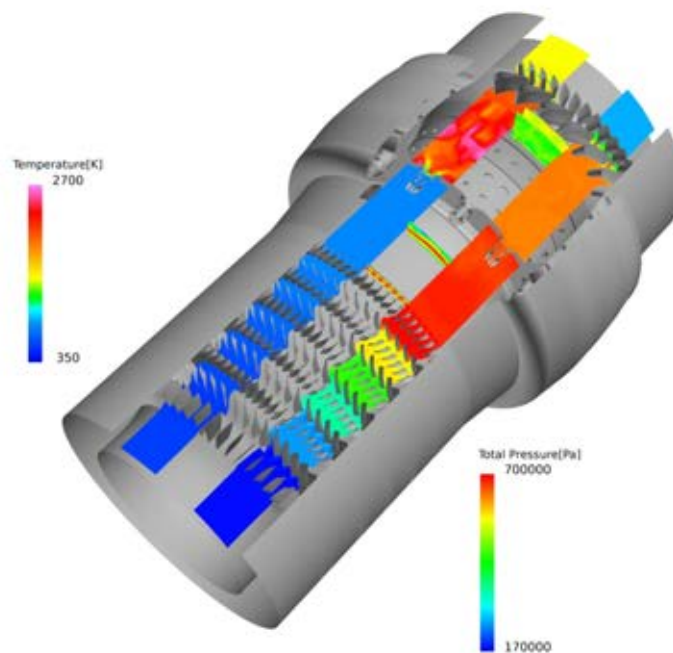


図1 圧縮機と燃焼器，タービンを接続した解析例(全圧及び、温度分布)

燃焼器内部流れ解析

Numerical simulation of the flow in a combustor

● 研究グループ

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

研究分担者：株式会社 IHI 基盤技術研究所 熱・流体研究部，
リーヘルマン ディアク(dirk_riechemann@ihi.co.jp)
株式会社 数値フローデザイン，堀 高太郎(hori@nufd.jp)
株式会社 数値フローデザイン，張 会来(zhang@nufd.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

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

計算情報

並列度：320node*4PE=1280PE	並列化手法：VISIMPACT+MPI
計算時間：約 30 日	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

昨年度と同燃焼器（図1）を対象に、燃料供給に問題生じた場合に燃焼状態の変化を解析した（図2）。燃料が著しく減るバーナ①の瞬時的な酸素濃度分布を図3、また、瞬時的なガス温度分布を図4に示す。燃料流量を切り替える直前（図3a）までは噴射弁と第1列目の希釈空気との間の空間において、酸素濃度が低い。噴射弁から放出させる燃料の量が減るに連れて酸素濃度が上昇し、安定状態（図3c）では、約15%まで上昇した。燃料変化を伴う温度分布の変化を捉えられた（図4~6）。

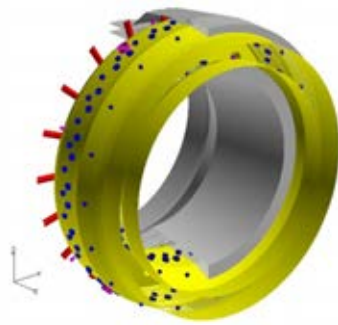


図1 航空エンジン用燃焼器の概念

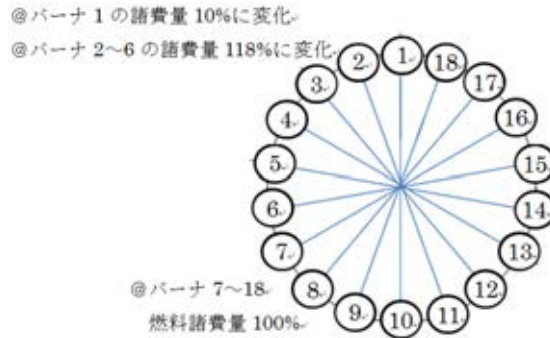


図2 解析した燃料供給配分

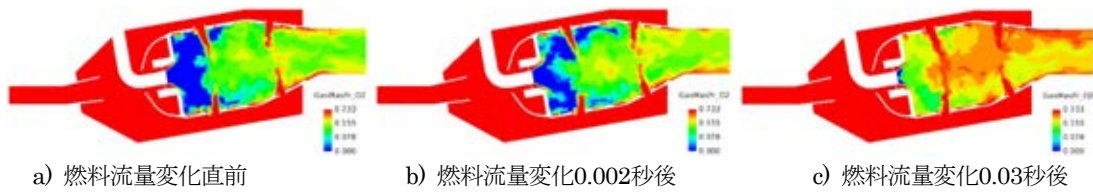


図3 バーナ①における燃料流量変化による酸素濃度の変化 [g/g]

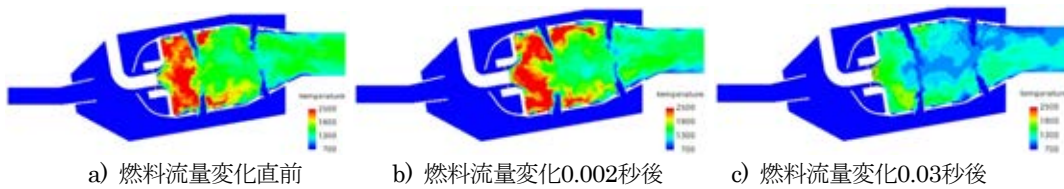


図4 バーナ①における燃料流量変化によるガス温度の変化 [K]

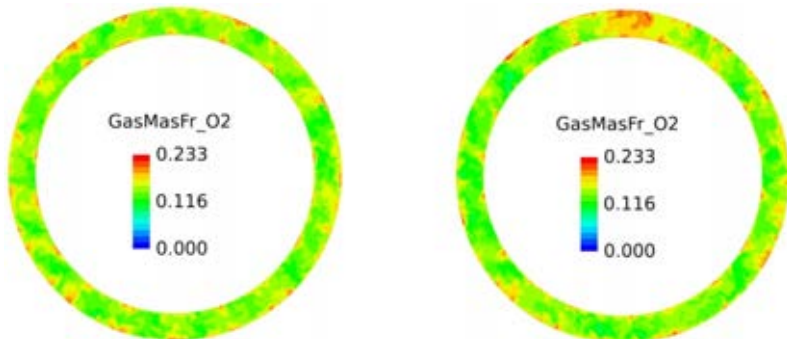


図5 出口における酸素濃度 [g/g]

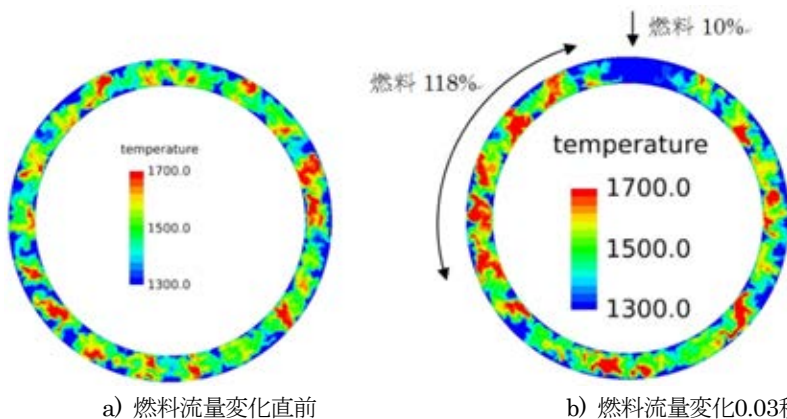


図6 出口におけるガス温度 [K]

Large-eddy simulation の非平衡壁面モデルに関する研究

Non-equilibrium wall-modeling in large-eddy simulation

● 研究グループ

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

● 計算の目的

宇宙機の空力や空力加熱に多大な影響を与える，衝撃波干渉剥離流れや層流剥離・乱流遷移・再付着をともなう実機レベルの高レイノルズ数流れ解析を可能とする large-eddy simulation(LES)のダイナミック非平衡壁面モデルを開発する。

● 研究の概要

高レイノルズ数剥離流れ及び乱流遷移を正確に予測する，シンプルかつ効果的な LES におけるダイナミック壁面応力モデルを提案する。提案する壁面モデルは，壁面のせん断応力を直にモデル化する方法であり，DES や LES/RANS ハイブリッド手法とは異なるアプローチである。剥離流れにも対応するため，提案するモデルは平衡境界層仮定を用いない非平衡モデルであり，**log-layer** における乱流の長さスケールがどう変化するかに基づいて構築している。解析やアプローチ構築は圧縮性流体をベースとして議論しているが，非圧縮性流体への展開も同様の議論が適用可能である。

計算情報

並列度：16cpu

並列化手法：自動並列

計算時間：50 時間程度/1 ケース

利用システム：V システム

ケース数：2 ケース(異なる壁面モデル)

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，昨年度に提案したフレームワーク [Kawai & Larsson, Phys. Fluids, 24 (1), 015105 (2012)] をベースとし，壁面摩擦を直接モデル化する手法を用いて，高レイノルズ数乱流境界層を正確に予測するシンプルかつ物理ベースな考察に基づくダイナミック非平衡壁面モデルを提案した。本非平衡壁面モデルのキーとなるアイデアは，壁面モデル内において格子で解像している乱流スケールと解像できていないスケールが壁面垂直方向に変化しおり，**log-layer**における乱流の長さスケールがどう変化するかに基づき，その影響を近似的にモデルに取り込んだところである。本非平衡壁面モデルは，対流項や圧力項の効果を考慮するRANS方程式を壁面モデル内で解くモデルとして，経験的なパラメータの導入やチューニング，複雑な制御理論を用いること無しに，高レイノルズ数乱流境界層を正確に予測した初めての成果である。

本研究ではまず，高レイノルズ数付着(平衡)乱流境界層のレイノルズ数の異なる2ケース（境界層厚さベースのレイノルズ数 $Re=50,000$ 及び $5,000$ ）に対して数値実験を行い，理論や実験データとの比較を行う事で，本ダイナミック壁面モデルの妥当性を検証した。その後，本モデルを詳細な速度場や乱流等計量データの計測が行われたSouverein等による非平衡剥離流れ(衝撃波一乱流境界層干渉流れ)に適用し，本モデルの非平衡剥離境界層に対する有効性について議論した。更に本研究では，本壁面モデルに乱流遷移の効果をモデル化し導入することで，高レイノルズ数翼型周りの層流剥離・乱流遷移・乱流再付着というより複雑な流れに対する有効性を確認した(Fig.1)。

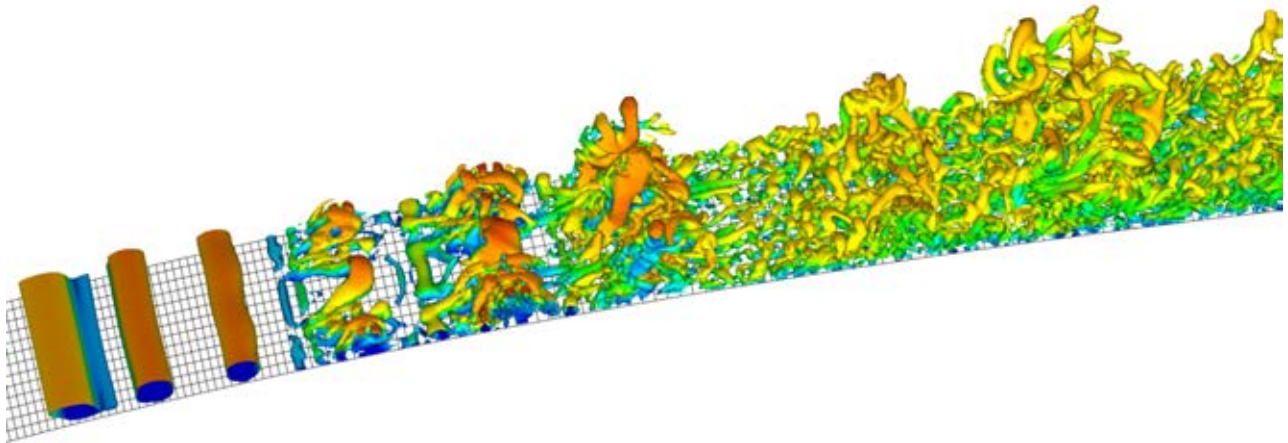


Fig.1 : Wall-modeled LES of transitional and separated flow over an airfoil

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) S. Kawai and J. Larsson, "Dynamic non-equilibrium wall-modeling for large eddy simulation at high Reynolds numbers," *Physics of Fluids*, 25 (1), 015105 (2013).
- 2) S. Kawai and K. Asada, "Wall-modeled large-eddy simulation of high Reynolds number flow around an airfoil near stall condition," *Computers & Fluids*, accepted (to appear), 2013.

査読なし論文

- 3) S. Kawai, K. Asada, K. Fujii, "A non-equilibrium dynamic wall-model for LES of high Reynolds number airfoil flow near stall," AIAA Paper 2013-0683, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA, Grapevine, TX, January 2013.
- 4) S. Kawai, J. Larsson, "Dynamic wall-modeling for LES of shock/boundary-layer interacting separated flow at high Reynolds number," D22.00007, 65th APS Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics, APS, San Diego, CA, November 2012.
- 5) S. Kawai, "A non-equilibrium wall-model for LES of shock/boundary layer interaction at high Reynolds number," AIAA Paper 2012-2976, 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA, New Orleans, LA, June 2012.

液体ロケットエンジン設計解析技術の高度化に関する研究

Development of Simulation Tools for Liquid Rocket Engine Design Analysis

● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，谷 直樹(tani.naoki@jaxa.jp)

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

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

情報・計算工学センター，大門 優(daimon.yu@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，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)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

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

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

計算情報

並列度：1000 コア(250 ノード)

計算時間：200 時間

ケース数：10 ケース

並列化手法：FLAT, OpenMP

利用システム：M, P

● 今年度の研究成果の概要

第4項で挙げた各研究テーマについてはFY24研究計画を予定通り完了した。これらの研究テーマで開発されている幾つかのツールは、実際に宇宙輸送ミッション本部からの要請に応じて実施された支援解析で活用されている。さらにJAXA開発ツールをエンジン設計現場への適用を実施し、LE-Xエンジンの設計形状評価解析を実施した。具体的には下記4テーマを抽出し、個々の具体的成果を示す。

(1) LE-X燃焼室再生冷却解析

LE-Xエンジン研究開発における再生冷却性能予測技術の研究開発の一環として、フルスケール燃焼器に関する再生冷却性能の事前予測を実施した。事前予測に際しては、フルスケール燃焼器が有する数百本の噴射器エレメントと再生冷却流路の簡略化手法を考案し適用することで、現実的な計算コストで解析を実現した。事前予測結果はFY25上半期に予定されている燃焼器単体試験のリスク低減に活用される。

(2) LE-X極低温インデューサ解析

実際の作動状況である極低温流体中のインデューサ性能を適切に予測するため、極低温流体に関するキャビテーション性能評価解析を実施した。良好な結果を得ることができ、キャビテーション不安定リスク低減に有用なデータを提供した。

(3) LE-X全系ハザード解析

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

(4) 設計現場での高度シミュレーション技術の活用

JEDI解析ツールによるLE-X形状評価解析をメーカーと共同で実施することで、設計現場のニーズにマッチしたロケットエンジン解析ツールの獲得を行った。今年度は燃焼系部品だけでなく供給系にも実施範囲を拡大することで、LE-Xエンジン設計解析技術の向上に貢献した。

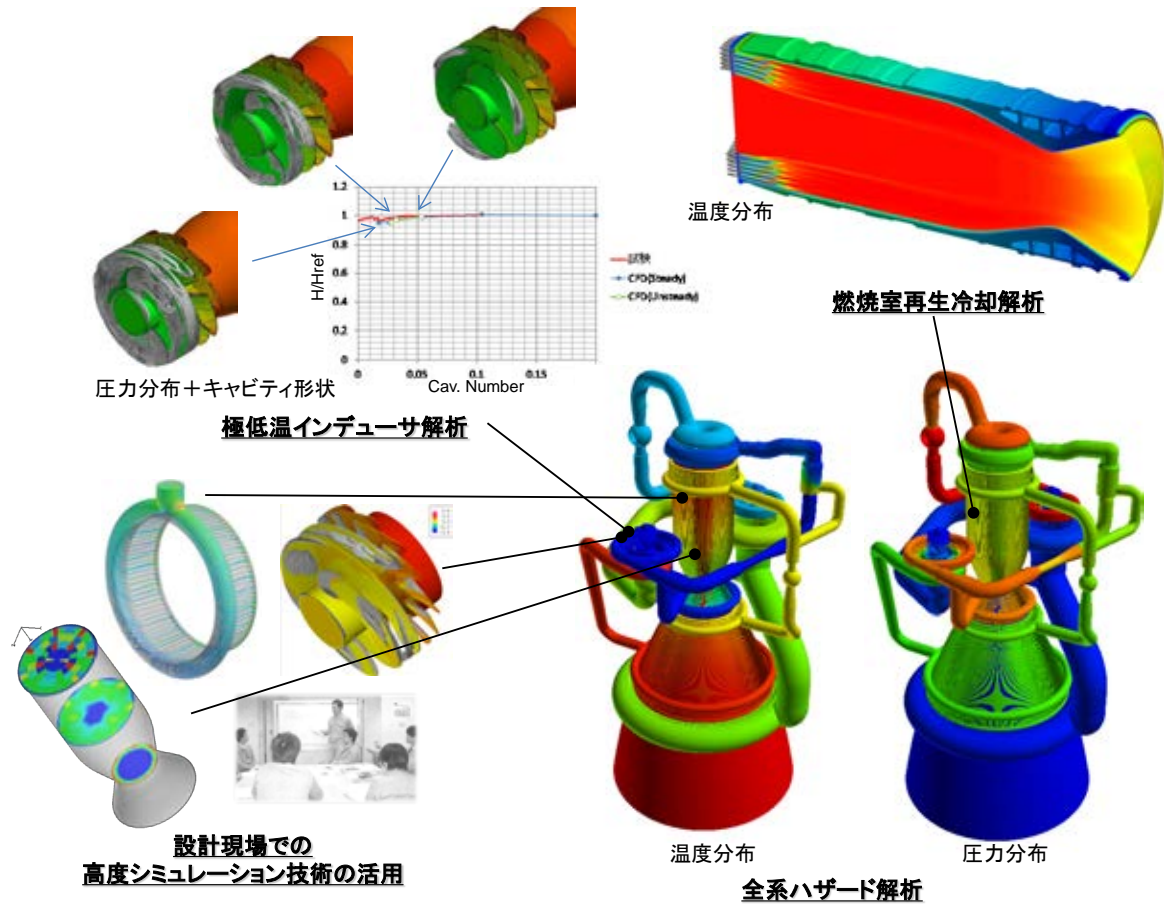


図1 LE-Xエンジン関連解析

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) 西元 他4名, “極限マルチフィジクス環境における液体ロケットエンジンの破損メカニズムの解明 (燃焼室スロート残留変形)”, 日本機械学会論文集A編, 第78巻第795号, p1534-1546, 2012

査読なし論文

- 2) 谷 他3名, “CFDによる複雑形状ロータダイナミック流体力の計算手法に関する検討,” ターボ機械, 2013(予定)

口頭発表

- 3) Tani, N., et al., “An End-to-End High Fidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Innovative Evaluation Methodology of Combustion Chamber Hazard -,” AAAF Space Propulsion Conference 2012, Bordeaux, France, May 7-10, 2012.
- 4) Negishi, H. et al., “Influence of Coolant Flow Direction on Flowfield and Heat Transfer Characteristics in a Regeneratively Cooled Thrust Chamber,” AAAF Space Propulsion Conference 2012, Bordeaux, France, May 7-10, 2012.
- 5) Daimon, Yu, et al., “Flowfield and Heat Transfer Characteristics of a GH2/LOX Calorimeter Chamber with Multi-Injector Elements,” AAAF Space Propulsion Conference 2012, Bordeaux, France, May 7-10, 2012.

- 6) Tani, N., et al., "An End-to-End HighFidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Combustion Chamber Risk Evaluation -," 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, July 30 - Aug. 01, 2012.
- 7) Negishi H. et al., "Flowfiled and Heat Transfer Characteristics of Cooling Channel Flows in a Methane-Cooled Thrust Chamber," 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, July 30 - Aug. 01, 2012.
- 8) Daimon, Yu, et al., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Optimal Solution Procedures for Heat Flux Estimation of a Full-Scale Thrust Chamber)", 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, July 30 - Aug. 01, 2012.
- 9) 河津 他2名, "インデューサ不安定事象と熱力学的効果との関係の数値解析による研究," 第16回キャビテーションに関するシンポジウム, 2012
- 10) 谷 他3名, "CFDによる複雑形状ロータダイナミック流体力の 計算手法に関する検討," ターボ機械協会 沖縄講演会, 2012.
- 11) Kawatsu, K., et al., "Influence of Thermodynamic Effect on Cavitation Suction Performance of Rocket Engine Inducer," 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Jan. 7-10, 2013
- 12) Tani., N., et al., "Development of Numerical Simulation Method for Safety Evaluation of Launch Abort during Ascent Phase," 5TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS), 2013 (予定)
- 13) Watanabe, D., et al., "Design Analysis of a Full-scale Rocket Engine Combustor based on CFD," 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013 (予定)
- 14) Tani, N., et al., "An End-to-End HighFidelity Numerical Simulation of the LE-X Engine - Influence of Coolant Leakage on Engine Power Balance -," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, 2013 (予定)
- 15) Negishi, H., et al., "Conjugated Combustion and Heat Transfer Modeling for Full-Scale Regeneratively Cooled Thrust Chambers," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, 2013 (予定).
- 16) Watanabe, D., et al., "Cooling Analysis for Rocket Engine Combustors with High Fidelity Simulation," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, 2013 (予定)

スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果

Aerodynamic Research on Flow Path Configuration of a Scramjet Engine

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター（角田），
佐藤 茂(sato.shigeru@jaxa.jp)
研究分担者：株式会社日立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(watanabe.takahiro@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ように影響するのか、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。

計算情報

並列度：8 並列

計算時間：二ヶ月程度

ケース数：4 ケース

並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

利用システム：M, V, J-SPACE

● 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）の後縁がボートテイル形であるエンジン形態について、既存のエンジン形態、即ちエンジン試験実施済み若しくはシミュレーション実施済みのもと、エンジン内部諸量の違いを比較した。比較は3次元、気流条件にて行い、エンジン内の衝撃波等の影響を調べることで行った。その結果、ストラット後縁がボートテイル形であるエンジン形態では、ストラットの後流域に滞在時間が高い伸びを示す箇所が有ることが昨年度既に判明しており、その要因を探索した所、再付着点位置と特性速度に特長あることを見出した。又、この形態のストラット後流に流体をエンジン天板側からカウル側に輸送する作用のあることを見出した。この滞在時間を長く取れるという特性と、ストラット後流で流体が輸送される特性は、超音速燃焼に有利に作用し得るのに加え、燃料の均一的な拡散に貢献し、これら特性を増進し制御する方法を確保できれば、超音速燃焼エンジンの性能の向上に資することに繋がる。

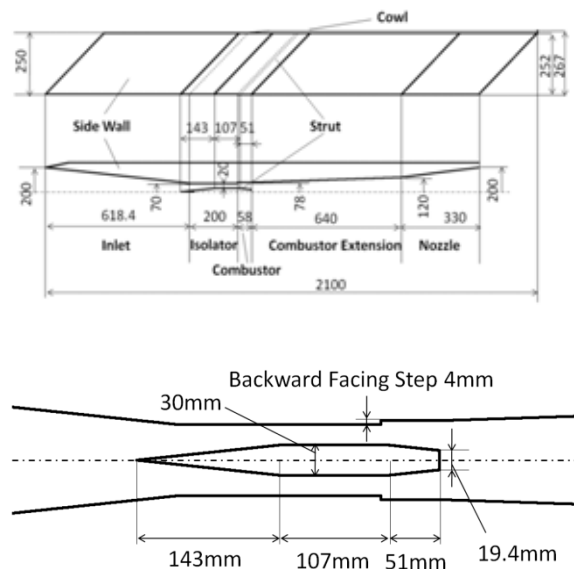


図1 ボートテイル形ストラット形態エンジン上全体図，下ストラット平面断面

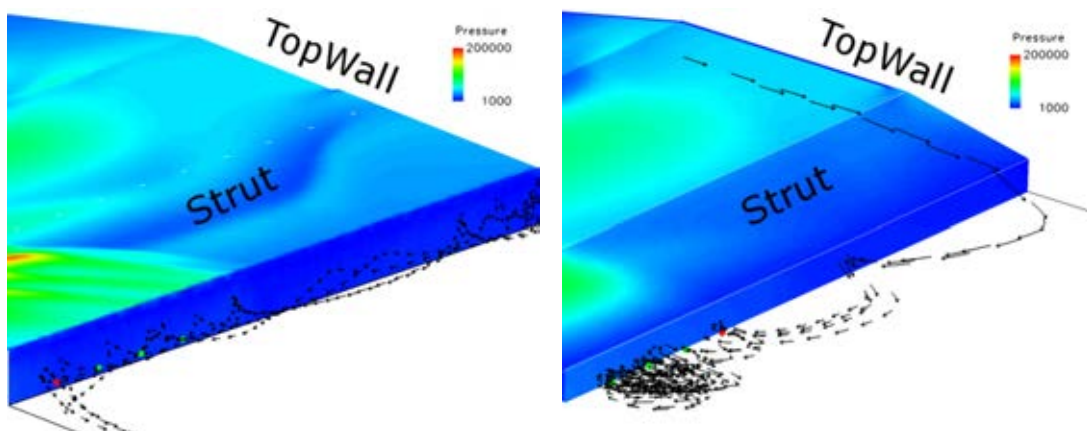


図2 ボートテイル形ストラット後流における流体輸送—ボートテイル形ストラット形態に置いて天板（Top Wall）からカウルに向かう流線が顕著である。

● 研究成果の公表状況**査読付論文**

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

査読なし論文

- 2) 佐藤, 渡邊, 福井, 宗像, 「スクラムジェットエンジンにおけるストラット後縁形状と流体滞在時間」, 第44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論文集, 宇宙航空研究開発機構特別資料, 平成25年2月 (予定)

口頭発表

- 3) Sato, Watanabe, Fukui, and Munakata, " Aerodynamic Effect brought by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine", AIAA International Space Plane and Hypersonic System and Technologies Conference, September 2012 Tours.
- 4) 佐藤, 渡邊, 福井, 宗像, 「スクラムジェットエンジンにおけるストラット後縁形状と流体滞在時間」, 第44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24年7月 富山
- 5) 佐藤, 福井, 渡邊, 宗像, 「スクラムジェットエンジン内ストラット後流における流体輸送」, 平成24年度衝撃波シンポジウム, 平成25年3月小倉

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，プ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，システム設計検討段階であり，機体形状についての様々な検討が行われている。設計検討において，飛行時の空力特性，空力加熱を知る事は，打上能力・制御性解析・荷重解析等，システムの成立性を評価する上で極めて重要である。本研究では，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），さらにはプルームによる加熱特性（図 2）を調べた。なお，解析には，現在 JAXA/JEDI で開発中の物体適合・直交ハイブリッド非構造格子解析ツール“LS-Grid/Flow”を用いた。

計算情報

並列度：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，いくつかの機体形状，飛行条件（Finの有無，Body Flapの有無，大迎角飛行）で亜音速から超音速までの空力特性解析，プルーム加熱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。

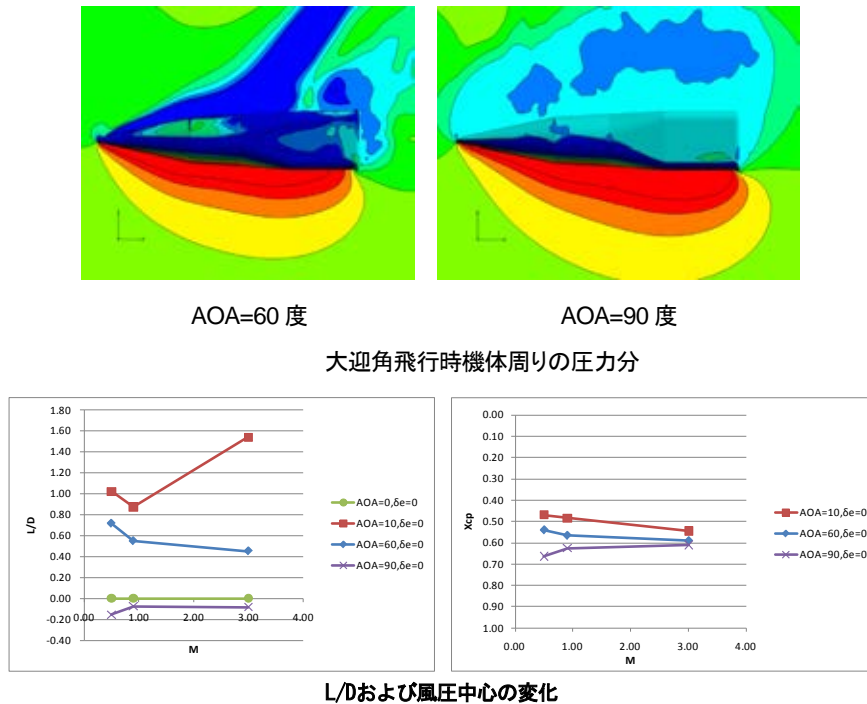


図1 再使用観測ロケット大迎角飛行時の空力特性評価

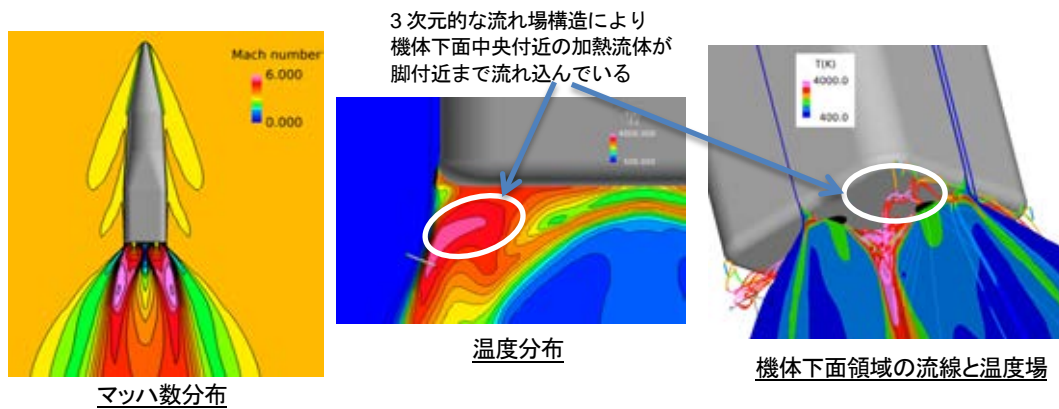


図2 再使用観測ロケット上昇時のプルーム加熱解析

研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Kitamura, Nonaka, Kuzuu, Aono, Fujimoto, and Shima, "Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5," Journal of Spacecraft and Rockets.
- 2) Shima, Kitamura, "New approaches for computation of low Mach number flows", Comput Fluids (2012), <http://dx.doi.org/10.1016/j.compfluid.2012.11.017>

査読なし論文

- 3) Shima, Kitamura, "New approaches for computation of low Mach number flows," International Workshop on Future of CFD and Aerospace Sciences, 2012.4.
- 4) Shima, Kitamura, "New approaches for computation of low Mach number flows," 7th International Conference on Computational Fluid Dynamics, 2012.7.

- 5) 葛生, 野中, 青野, 嶋, “再使用観測ロケット転回飛行における空力特性と運動解析,” 第 42 回流力講演会, 2012 年 7 月.
- 6) 葛生, 野中, 青野, 嶋, “再使用観測ロケット着陸時プルームの CFD 解析,” 第 42 回流力講演会, 2012 年 7 月.
- 7) 青野, 葛生, “任意多面体非構造圧縮ソルバーLS-FLOW における重合格子法,” 第 42 回流力講演会, 2012 年 7 月.
- 8) Kuzuu, Shima and Aono, “Numerical simulation of supersonic water vapor jet impinging on a flat plate,” American Physical Society 65rd Annual Division of Fluid Dynamics (DFD) Meeting, 2012.11.
- 9) 嶋, “非常に低いマッハ数流れのための全速度スキームの改良について,” 第 26 回数値流体力学シンポジウム, 2012 年 12 月.
- 10) 芳賀, 河合, “非構造格子を用いた高精度な衝撃波-乱流干渉解析に向けて:高次精度 FR 法と LAD 法のカップリング,” 第 26 回数値流体力学シンポジウム, 2012 年 12 月.
- 11) Kuzuu, Nonaka, Aono, and Shima, “Aerodynamic Characteristics and Kinematic Analysis during Turnover of a Reusable Sounding Rocket,” AIAA Aerospace Science Meeting, 2013.1.
- 12) Aono and Kuzuu, “Development of Overset CFD Technology in Unstructured, Compressible Flow Solver for Arbitrary Polyhedral Meshes, LS-FLOW,” AIAA Aerospace Science Meeting, 2013.1.
- 13) Haga, Kuzuu, Takaki, and Shima, “Development of a High-Order Flux Reconstruction Scheme for Body-Fitted Cartesian Unstructured Grids,” AIAA Aerospace Science Meeting, 2013.1.

液体ロケットエンジンにおける燃焼振動指標の数値的研究

Numerical Study on Oscillatory Combustion of a Liquid Rocket Engine

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，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)

情報・計算工学センター，堀 暖(hori.dan@jaxa.jp)

● 計算の目的

液酸-液水ロケットエンジンにおける燃焼不安定性に関する基礎的な知見を得ることを目的として常温・大気圧下での同軸噴射器を用いた水素-酸素(窒素希釈)燃焼試験が行なわれた。本燃焼試験において、火炎基部が噴射器出口近傍に付着した状態と離脱した状態を繰り返すという特徴的な燃焼形態と大気圧の数%程度の圧力変動が観測された。これに対応したシミュレーションを行い概ね実験を再現する結果を得た。本研究の目的はシミュレーションにおいて取得されたデータをもとに振動燃焼発生を予測する指標についての基礎的な知見を得ることにある。

● 研究の概要

化学反応を考慮した圧縮性ナビエ・ストークス方程式による3次元シミュレーションを実施した。化学反応モデルとしてはLiらによって提案された水素-酸素詳細化学反応モデルを修正した8化学種-13素反応モデルを用いた。燃料として水素を用い、酸化剤として酸素と窒素の混合気を用いた。流量条件は実験において特徴的な燃焼形態の保炎機構と圧力揺動が観測されたものを用いた。燃焼を開始させるソースとして高温の既燃ガスを噴射器出口に初期条件として与えた。シミュレーションの結果から圧力、エントロピーなど各種特性量のデータを取得し、レイリーインデックス、マイヤースによって提案されているエントロピー、非線形性を考慮した指標を算出し比較を行った。

1) Myers, B. K., "Transport of energy by disturbance in arbitrary steady flows", Journal of Fluid Mechanics 226, pp. 383-400 (1991).

計算情報

並列度：290 並列

計算時間：3 ヶ月

ケース数：2 ケース

並列化手法：MPI, OpenMP 併用

利用システム：M システム

● 今年度の研究成果の概要

レイリーインデックス、マイヤースによって提案されているエントロピー、非線形性を考慮した振動燃焼を予測する指標についての定量的な評価を行った。

その結果、マイヤースによって提案された音響エネルギーを拡張したdisturbance energyにおいてはエントロピーによる寄与が大きいことがわかった。またMyersが提案した非線形的な指標はdisturbance energyの増減と整合しており、現状では振動燃焼発生をもっともよく予測できる指標であると考えられる。

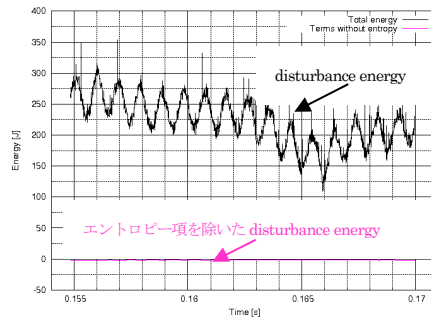


図1 disturbance energyにおけるエントロピーの寄与

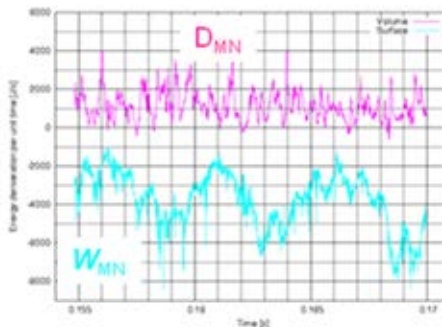


図2 マイヤースの非線形的指標各項の時間発展

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) “On acoustic damping of a cylindrical chamber in resonant modes”, T. Shimizu, D. Hori, S. Yoshida, S. Tachibana, S. Matsuyama, J. Shinjo, Y. Mizobuchi, and K. Kobayashi, Fluid Dynamics Research 44, pp.1-20 (2012).

査読なし論文

- 2) “Numerical Evaluation of Instability Indices of a Coaxial Jet Flame under Tangential Mode Instability”, D. Hori, S. Matsuyama, T. Shimizu, S. Yoshida, S. Tachibana, Y. Mizobuchi, 51st. AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Dallas/Ft. Worth, United States (2013).

口頭発表

- 3) “Numerical Evaluation of Instability Indices of a Coaxial Jet Flame under Tangential Mode Instability”, D. Hori, S. Matsuyama, T. Shimizu, S. Yoshida, S. Tachibana, Y. Mizobuchi, 51st. AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Dallas/Ft. Worth, United States (2013).

衛星からの海面高度計測における波浪の影響のシミュレーション

Simulation of sea state effects for sea surface height measurement from satellite

● 研究グループ

研究代表者：宇宙利用ミッション本部 EORC センサ研究室, 植松明久(uematsu.akihi@jaxa.jp)
 研究分担者：宇宙利用ミッション本部 EORC センサ研究室, 中島康裕(nakajima.yasuhiro@jaxa.jp)
 宇宙利用ミッション本部 EORC センサ研究室, 矢島由貴江(yajima.yukie@jaxa.jp)
 宇宙利用ミッション本部 EORC センサ研究室, 中村良子(nakamura.ryoko@jaxa.jp)
 東京大学生産技術研究所, 林 昌奎(rheem@iis.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学生産技術研究所, 吉田毅郎(tyoshida@iis.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

衛星からの干渉型合成開口レーダ(SAR)を用いた海面高度計測において, 様々な波浪条件での SAR 受信信号のシミュレーションを実施し, 波浪が海面高度計測に及ぼす影響を評価する。

● 研究の概要

衛星搭載用干渉 SAR を用いた海面高度計測において, 波浪が計測誤差に及ぼす影響を評価することを目的とする。東京大学生産技術研究所が既に保有する SAR 海面計測シミュレーションプログラムを改良し, JAXA スーパーコンピュータシステムを用いて様々な波浪条件における SAR 受信信号のシミュレーションを行い, 波浪が及ぼす計測誤差への影響を評価する。本研究は平成 24 年 10 月～平成 26 年 3 月まで東大と共同研究を結び実施するものである。

計算情報

並列度：2 node

並列化手法：MPI

計算時間：30 sec

利用システム：M

ケース数：10

● 今年度の研究成果の概要

ストークス波の数値海面を生成し波形勾配を変化させながらその海面におけるマイクロ波後方散乱をシミュレーションすることで波浪の影響を評価した。実際の衛星計測より小さいスケールと想定したが, 今後は様々な海面状態において大規模なスケールでシミュレーションを行う予定である。

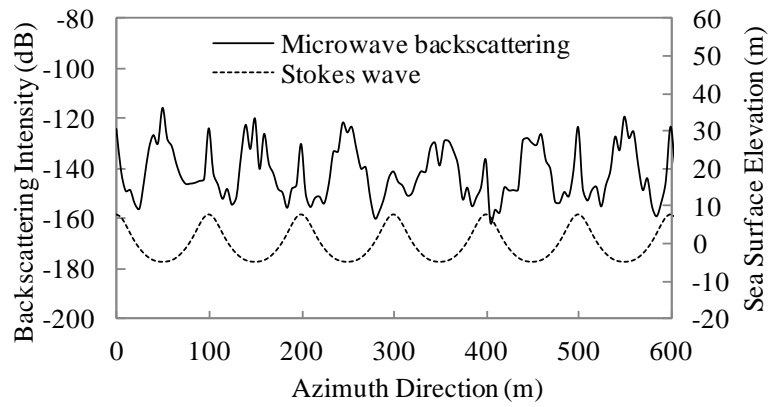


図1 海洋波浪からのマイクロ波後方散乱

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 吉田毅郎, 「海面からのマイクロ波後方散乱の時間領域シミュレーションとその応用」, 光・ミリ波・マイクロ波を用いた計測技術・解析モデルの開発とその応用に関する研究集会, 九州大学, 2013年3月

人工衛星大型展開パラボラアンテナの有限要素解析の開発

Development of Finite Element Analysis Techniques for Large Deployable Parabolic Antennas in Space

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，篠原主勲(shinohara.kazunori@jaxa.jp)

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

● 計算の目的

近年，ASTRO-Gパラボラアンテナ展開機構の高度な位置決め制御の不具合，きく6号のピストン摺動部が原因とみられる不具合，イカロスの膜の展開の不安定性（不完全な膜の展開）やSPICAの微小擾乱などの不具合が顕在化した．年々，衛星観測系システムの高度化により，設計システムが限界に近づいており，従来の実験ベースのアプローチでは，破綻する可能性がある．

本研究開発では，従来研究では，検討が十分に行われなかった数値シミュレーション技術を用いて，試行計算を行う．シミュレーション技術のノウハウを蓄積するとともに，実機への適用方法を模索する．最終的には，高信頼性衛星の開発を目指して，設計前に予測可能な衛星設計ツール開発を目指す．

● 研究の概要

- 高精度大型構造システムは，ASTRO-Gのみならず，ASTRO-H,SPICAなどの科学衛星を始め，ALOS，CPRなど地球観測衛星においても必須な基盤技術であり，今後の世界における日本の宇宙開発技術の優位性を保つためにも，本技術のさらなる発展と確立が急務．
- 高精度大型構造システムに対して，今後高精度な解析技術（特にマイクロな機構部からマクロまでをつなぐ部分）は必須．一例としてASTRO-Gがあったが，十分な技術成熟度が足りず，高精度な鏡面精度を保證するには至らず中止．技術実証チームにより，主要な課題が明確になりさらなる高精度化への道筋は明確になった．その一つとして，高精度解析技術の確立が挙げられる．（他の主要技術：高精度複合材料，高精度計測試験設備，設計方法論，アクティブ制御の技術開発）
- JAXA内ではこれまでISASを中心に試験より不具合検証を試みるが，極めて微小な変位量を対象とするため計測できず．また宇宙環境構築が困難（無重力状態や真空状態を地上で構築することが困難）．試験による検証には限界がある．

計算情報

並列度：—

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

- 衛星観測系の高精化に伴い不具合が顕在化した展開非再現性，摩擦，微小擾乱は，衛星構造結合部の設計評価が不十分であると断定．
- 接触部を考慮した展開構造物シミュレータを開発するためには，構造-機構連成解析が必要．またそれを実現するためのソフトウェアを選定することができたため，展開構造物シミュレータ開発のメドが立った．
- 構造解析ソフトウェアを用いた試行計算より，展開非再現性の原因と考えられる変位ヒステリシスを計算上で再現することがわかった．

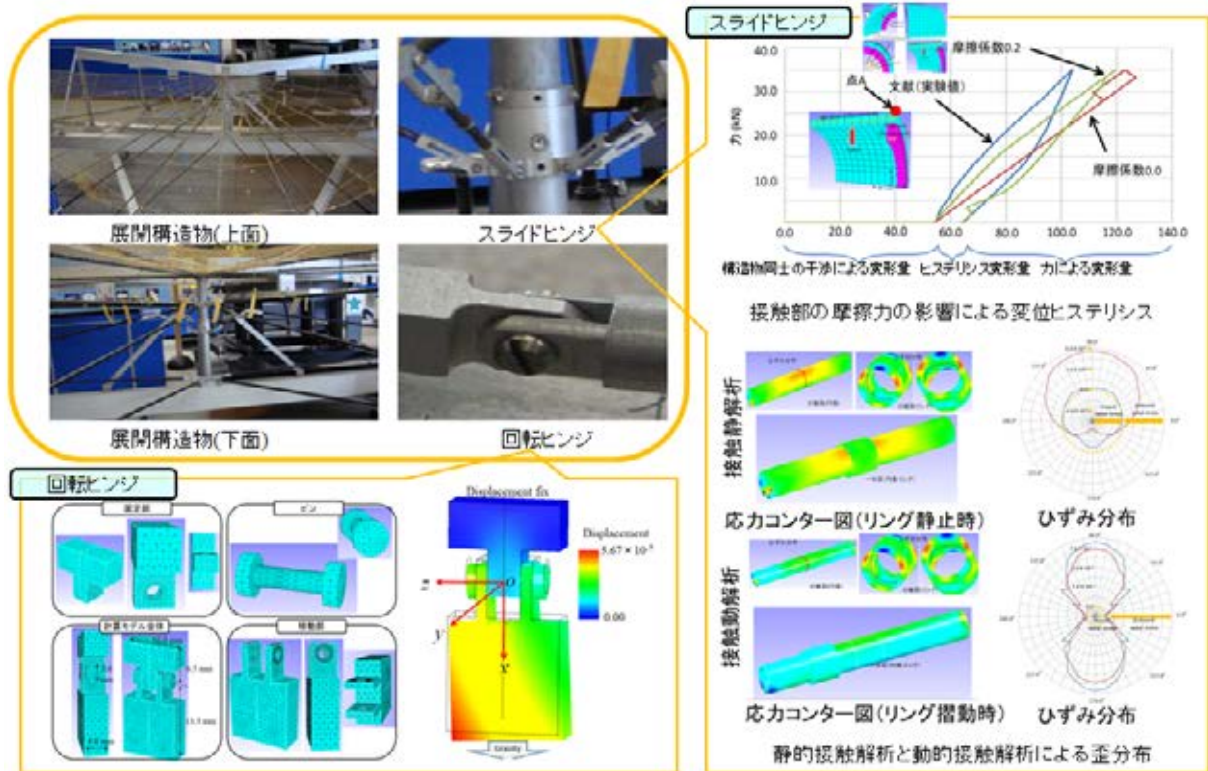


図1 パラボラアンテナ展開構造物内に配置された結合部（スライドヒンジ、回転ヒンジ）の要素計算

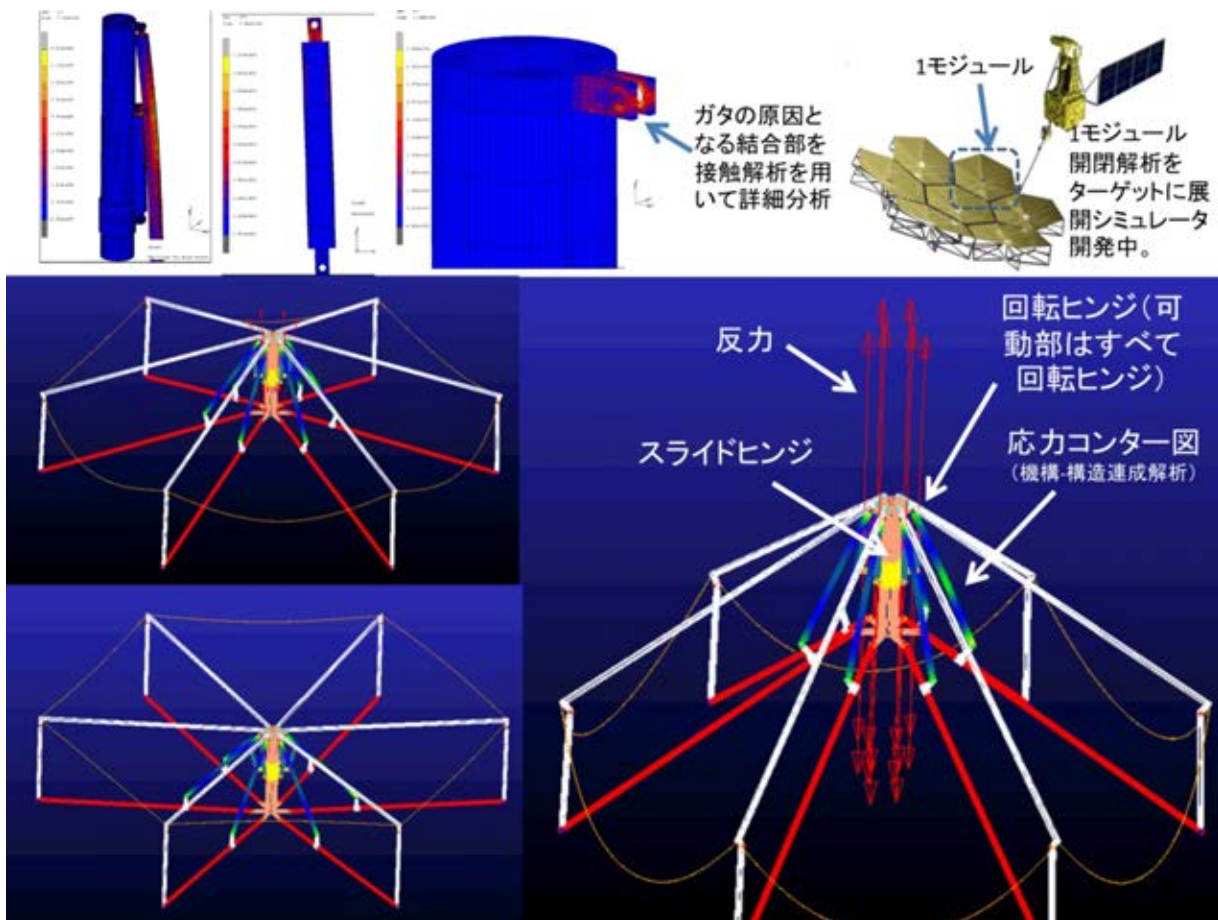


図2 ヒンジ・ジョイントの接触部位を考慮した1モジュール開閉計算

● 研究成果の公表状況**査読付論文**

- 1) Kazunori Shinohara, Ryoji Takaki and Takeshi Akita, Dynamic Contact Problem for Slide Hinge, The World Congress on Engineering and Technology (CET2012), Beijing, China, Oct. 26 -28, 2012..
- 2) Kazunori Shinohara, Ryoji Takaki, Joint modeling techniques using finite element analysis, JSST 2012 International Conference on Simulation Technology, Kobe, Japan, 27-28 Sep., (2012), pp.609-614.
- 3) Kazunori Shinohara, Ryoji Takaki, Contact Finite Element Analysis of Hinge Joints for Large Deployable Antenna in Space Satellite, 2013 IEEE Aerospace Conference, Big Sky Montana, USA, 2-9 MAR., (2013).

口頭発表

- 4) 篠原主勲, 高木亮治, 回転ヒンジ動的接触問題, 第56回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2012)
- 5) 篠原主勲, 高木亮司, ヒンジ動的接触問題, 第25回計算力学講演会, (2012).
- 6) 篠原主勲, 高木亮司, 秋田 剛, ヒンジ・ジョイント部の接触・摩擦有限要素解析,第44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, (2012).
- 7) 篠原主勲, 高木亮司, 秋田 剛, 人工衛星接合部を対象とした接触・摩擦有限要素解析, 第17回計算工学講演会論文集, (2012).

亜音速領域における再突入カプセルの非定常流解析

Unsteady Flow Analysis of Reentry Capsule in Subsonic Flow

● 研究グループ

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

研究分担者：首都大学東京，瀧井健太郎(ktakii@chofu.jaxa.jp)

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

研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

現在 JAXA で開発中の HTV-R は，従来の HTV に物資回収機能を付加させたものであり，重心オフセットによる揚力飛行を行うことにより地上帰還を可能とする。HTV-R 回収機のような再突入カプセルは，遷音速領域で動的に不安定であることが知られている。HTV-R 回収機では，さらに亜音速領域においても大きく振動するという報告がなされており，この亜音速領域での振動現象については十分な理解が得られていない。本研究では，CFD を用いることにより，流れ場の詳細な解析を行い，この振動現象の発生メカニズムを把握することを目的としている。

● 研究の概要

遷音速風洞試験で特に振動が大きいと報告された $M=0.4$ の流れ場について，IDDES (Improved Delayed Detached Eddy Simulation) による HTV-R 回収機周りの非定常流解析を実施した。格子生成および数値解析には，JAXA 数値解析グループで開発した自動格子生成ソフト HexaGrid および非構造高速流体解析ソルバ FaSTAR を用いた。得られた数値計算結果から，HTV-R 回収機が受ける空力係数の時間変動と表面圧力の関連について考察を行った。

計算情報

並列度：64 並列

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：約 80 時間/1 ケース

利用システム：M システム

ケース数：10 ケース

● 今年度の研究成果の概要

図 1 に渦の可視化を示す。可視化には速度勾配テンソルの第二不変量の等値面を用いた。等値面上の色は，マッハ数を示している。この図から，HTV-R 回収機後流で複雑な乱流場が形成されているのが確認できる。

迎角 20° における揚力係数の時系列データを図 1(a)に，横力係数の時系列データを図 2(b)に示す。また，図 2(a), (b)の①～⑤に対応した，機体底面側から見た機体表面 C_p 分布を図 2(c)にそれぞれ示す。図 2(a),(c)から，機体上下面の圧力差の変動が時間とともに大きくなり，それに伴って CL も時間的に大きくなることが確認された。また同様に，図 2(b), (c)から，機体横方向についても，左右の表面圧力の変化と横力係数の時間変動との関連が確認された。

今後は，HTV-R回収機の亜音速流における振動現象について理解を深めるために，さらに他の迎角における流れ場の調査および他速度域での解析を行う予定である。

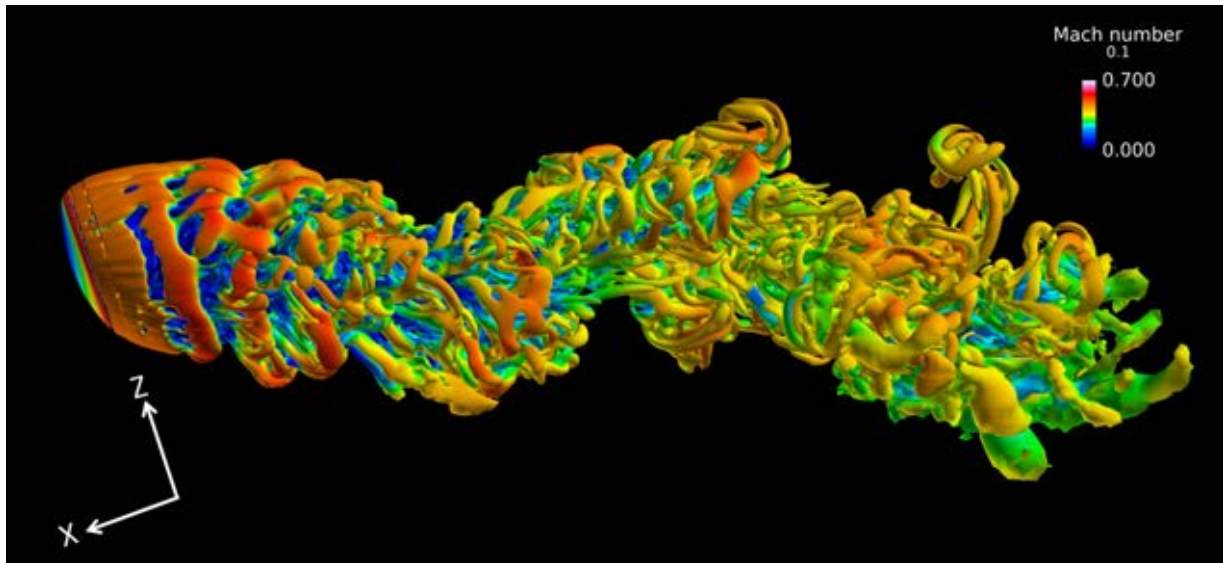


図1 速度勾配テンソルの第二不変量の等値面を用いたHTV-R回収機後流の可視化。(等値面の色は、マッハ数を示す)

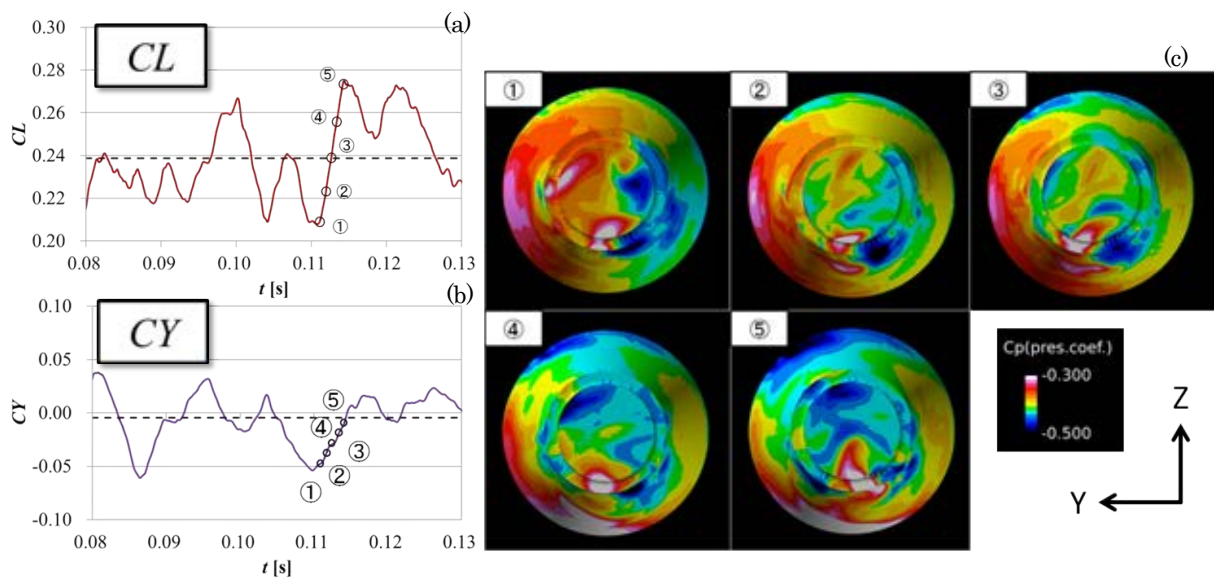


図2 (a)揚力係数の時間変化. (b)横力係数の時間変化. (c)HTV-R回収機の機体底面側から見た機体表面Cp分布の時間変化. ((a),(b),(c)ともにマッハ数0.4, 迎角 20° の結果)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 瀧井健太郎, 他, "亜音速領域における再突入カプセルの非定常流解析", 第26回数値流体力学シンポジウム, D11-4, 2012.
- 2) 瀧井健太郎, 他, "DESによる亜音速領域における再突入カプセルHTV-Rの空力解析", 第28回生研TSFDシンポジウム, 2013.

ロケット用ターボポンプ内タービンの全周全段解析

Numerical analysis of multi-stage full annular turbine in turbopump

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，賀澤順一(kazawa.junichi@jaxa.jp)

研究分担者：ASI 総研，石山 毅
ASI 総研，石山忠治

● 計算の目的

ターボポンプ内タービンでは，静動翼列干渉により，各翼が受ける空気力は周期的変動となる．これにより，周期的変動に起因する構造的疲労で翼が破壊される可能性がある．これを避けるために，事前に構造解析を行う必要があるが，構造解析への入力データとして CFD を用いた全周全段解析の結果を用いる．

● 研究の概要

ロケットエンジンターボポンプ内タービンの全周全段非定常解析を実施し，翼にかかる非定常空気力を求める．

計算情報

並列度：132

並列化手法：VISIMPACT

計算時間：約 2160 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

全周全段のタービンについて計算格子を生成し，非定常解析を実施．タービンが1周する間の翼面上圧力分布の時間履歴を取得し，構造解析を実施する側に提供した．

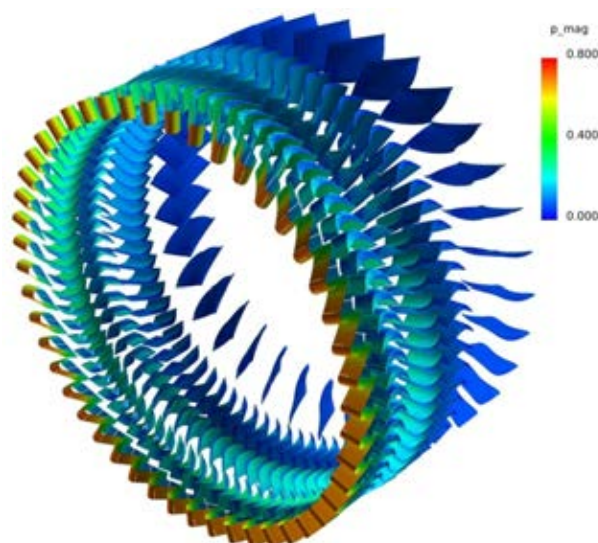


図1 タービン翼の翼面上圧力分布

超音速再突入における DSMC 粒子計算

DSMC Simulations for Hypersonic Reentry Flows

● 研究グループ

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

● 計算の目的

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。

計算情報

並列度：4

計算時間：10 時間

ケース数：15

並列化手法：OpenMP

利用システム：M

● 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、希薄空力検討を行った。回転、振動緩和モデル、TCE (Total Collision Energy) 化学反応モデルの基本コードに加え、オクトリー多階層化、荷電粒子モデル、電子励起モデルの改善を行った。このコードを用いて、火星探査機の実現に向けた大気突入流れの計算と希薄空力不安定性評価を行った。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。

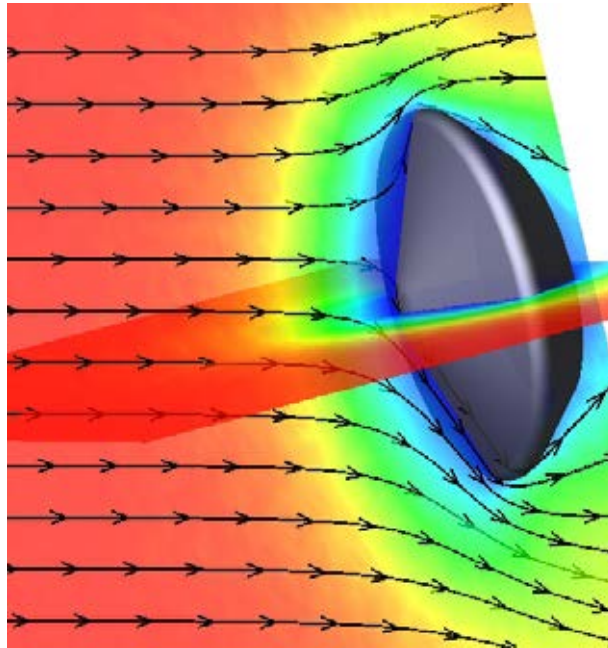


図1 火星大気突入機の希薄流れ場

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Rarefied Aerothermodynamics for MarsAero-flyby Sample Collection Mission," 28th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics 2012, July 9-13, 2012, Zaragoza, Spain. (AIP Conference Proceedings, edited by Michael Mareschal and Andres Santos, Vol. 1501, pp. 1485-1492, 2012.
- 2) Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., "Coupling Particle Simulation with Aerodynamic Measurement in Hypersonic Rarefied Wind Tunnel in JAXA," 28th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics 2012, July 9-13, 2012, Zaragoza, Spain. (AIP Conference Proceedings, edited by Michael Mareschal and Andres Santos, Vol. 1501, pp. 1213-1219, 2012.
- 3) Deng, H., Ozawa, T. and Levin, D. A., "Analysis of Chemistry Models for DSMC Simulations of the Atmosphere of Io," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 26, No. 1, pp. 36-46, 2012.

査読なし論文

- 4) Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., "Analysis of Rarefaction Effects in the Hypersonic Rarefied Wind Tunnel," *AIAA Paper* 2013-0192, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, Jan. 7-10, 2013.
- 5) Suzuki, T., Ozawa, T., Fujita, K., Hatakeyama, Y., Tabata, M., Kurosawa, K., Mikouchi, T., Iwai, T. and Okudaira, K., "Study of Hybrid Dust Sample Collection System Toward Mars Aeroflyby Sample Collection Mission," *AIAA Paper* 2013-0905, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, Jan. 7-10, 2013.
- 6) Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., "Integration between Measurements and Particle Simulations for Hypersonic Rarefied Flows," Integration 2012, 5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, Chofu, Tokyo, Oct. 3-5, 2012.
- 7) Ozawa, T., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., "Analysis of Rarefied Aerodynamic Effects for Mars Entry Missions," *AIAA Paper* 2012-3101, 43rd AIAA Thermophysics Conference, New Orleans, Louisiana, June 25-28, 2012.

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、これらを練成することで、様々な設計パラメータに対する数値計算を実施する。

計算情報

並列度：—

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

数値解析によるMPDスラスタ設計手法について図1に示した。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ことを目指している。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、図 1 では放電プラズマ解析コードに含めた形で記述した。このモデルは、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。シース熱伝達モデルには様々なバリエーションを想定しており、電極表面現象ならびに電極近傍のシース現象と壁面熱伝達をプラズマ解析コードと強く連成させて解析することもできるし、あるいは、プラズマ解析コードから切り離してシース電圧ならびに熱伝達量を予測することも可能である。今回は後者の弱連成解析により 100kW クラス自己誘起磁場型 Ar-MPD アークジェットの熱・プラズマ解析を実施した。図 2 のプラズマ解析結果では 1.7N の推力と 3% の推進効率が得られ、シース熱伝達モデルからは、アノードおよびカソードへそれぞれ 51kW, 15kW の熱入力があることが解った。引き続き実施された熱解析では、アノード最高温度が 2,430K, カソード先端における最高温度が 2,690K であることを確認した。アノードおよびカソードへの熱入力、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。今回の計算では性能最適化が不十分であるため推進効率が低いが、100kW クラス MPD スラスタにて輻射冷却にて推進機設計が可能であるという貴重な結果を得た。

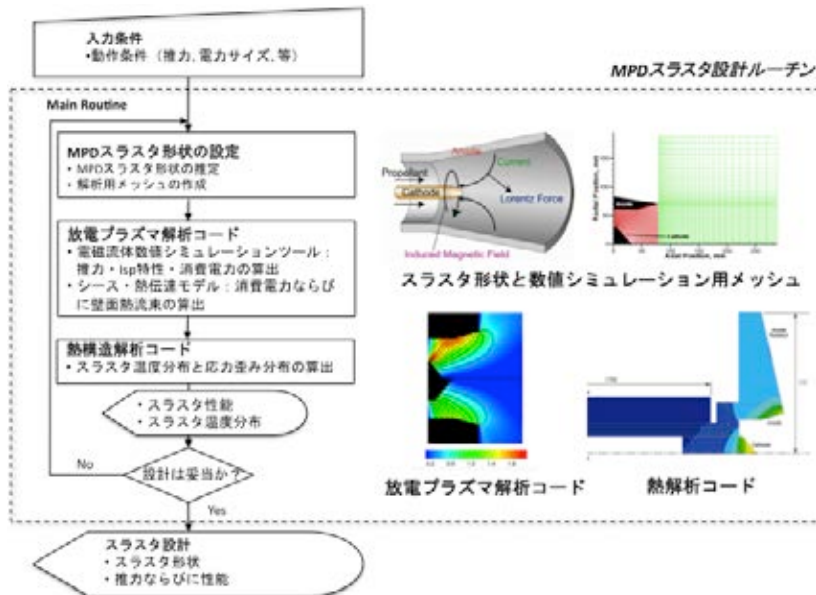


図1 MPD数値設計ツールの概要

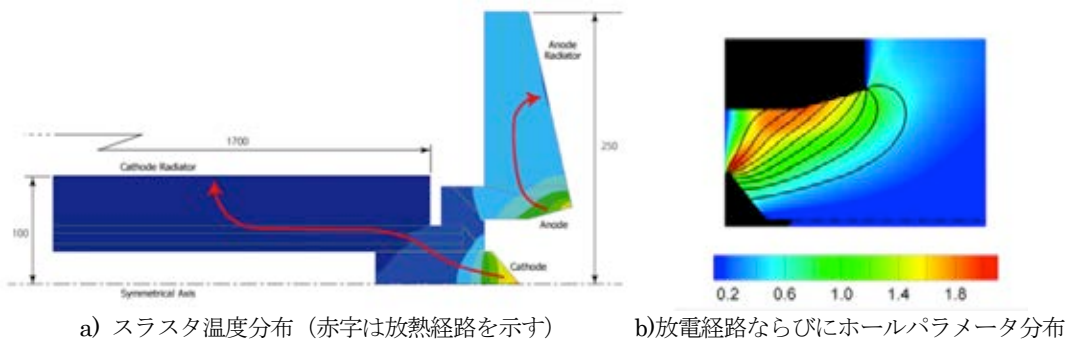


図2 MPD予備設計例 (Ar, 100kW)

● 研究成果の公表状況**口頭発表**

- 1) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 自己誘起磁場を用いた矩形型MPDスラスタにおける水素プラズマ流れの数値計算, 第53回航空原動機・宇宙推進講演会, JSASS-2013-0028, 2013年3月4-5日, 倉敷.
- 2) 川崎 央, 奥野喜裕, 窪田健一, 船木一幸, MPDスラスタの数値的性能評価と熱解析, 第53回航空原動機・宇宙推進講演会, JSASS-2013-0031, 2013年3月4-5日, 倉敷.
- 3) 船木一幸, 窪田健一, 上野一磨, 佐藤博紀, 川崎 央, 奥野喜裕, 宮崎兼治, 堀澤秀之, 大電力MPDスラスタの数値設計-大電力MPDスラスタの設計ツール開発と実験的検証-, In-space Propulsion ワークショップ, 2013年2月, 筑波.
- 4) 川崎 央, 宮崎兼治, 佐藤博紀, 窪田健一, 堀澤秀之, 船木一幸, 奥野喜裕, MPDスラスタの熱設計とその検証実験のための予備的検討, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-002, 2013年1月, 相模原.
- 5) 川崎 央, 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, 宇宙用MPDスラスタのプラズマ電磁流体解析と熱設計, 第26回数値流体力学シンポジウム, A05-2, 2012年12月18-20日, 東京.
- 6) 船木一幸, 青柳潤一郎, 渡邊裕樹, 山本直嗣, 竹ヶ原春貴, 窪田健一, 奥野喜裕, 電気推進用電子源の大電流化検討と大電力MPDスラスタの研究, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 1J15, 別府, 2012年11月.

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(8367791179@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

本年度では酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの燃焼室内に対する数値解析に向けた Flamelet Approach による拡散燃焼解析コードを作成した。本計算は旋回流乱流拡散火炎の解析を行うことで作成したコードのバリデーションを行うことを目的とするものである。

● 研究の概要

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物理現象は、内部状態の苛酷さゆえ実験的手法による解析が困難なため、未だ明らかになっていない部分が多い。本研究は数値的手法に基づく解析によりこれらを明らかにすることを目指す。

計算情報

シドニー大による旋回バーナ SMH2 (ϕ 60mm) の解析。燃料: CH₄&H₂ (1:1 .vol), Fuel Jet : 140.8m/s, Swirl Axial : 29.7m/s, Swirl Tangential : 16m/s, Coflow : 20m/s

並列度 : 99.7%

並列化手法 : OpenMP

計算時間 : 約 200 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

旋回流乱流拡散火炎の解析を行い、実験から得られたデータと比較することによって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。

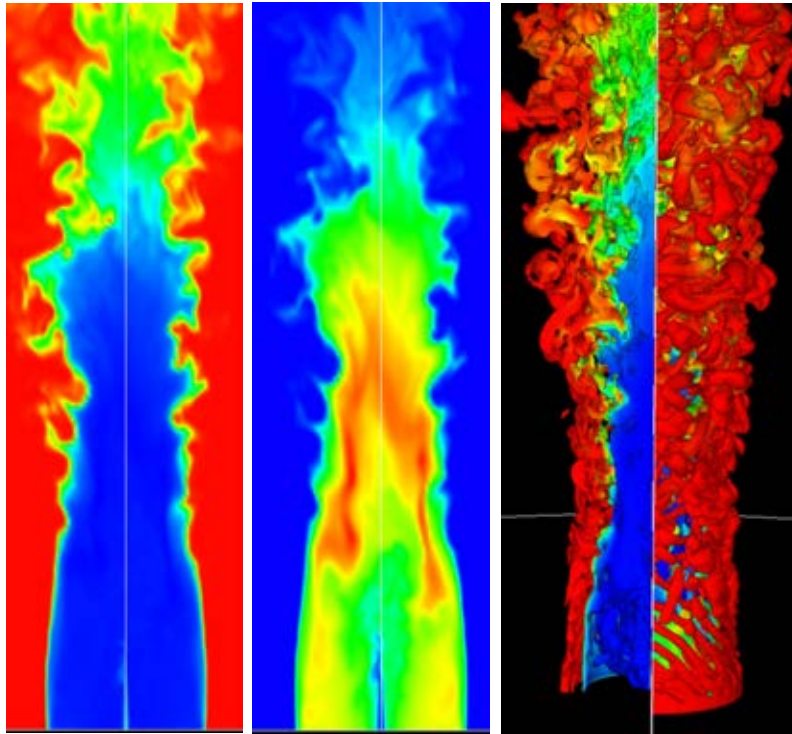


図1 左から密度, 温度, Q値の瞬時分布値

● 研究成果の公表状況

ポスター発表

- 1) M. Motoe, T. Shimada, "Numerical Simulation of Diffusion Flame on Swirl Burner Using Flamelet Approach", The 5th Aerospace Innovation Workshop, 2013.

固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発

Advanced Computer Science on SRM Internal Ballistics

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：1

計算時間：約2時間

ケース数：10

並列化手法：—

利用システム：A，クライアント端末

● 今年度の研究成果の概要

外径 80mm の小型モータを対象とした3次元注型解析結果と，酸化剤粒子の関係を明らかにするために，前段として，高粘度流れにおける楕円柱解析を行った．硬化前の推進薬は固体粒子と液体からなるが，注型解析においては，高粘度な液体として取り扱った．したがって，注型解析からは粒子の配向を推定することが難しい．そこで，注型解析の流動に近い条件で，楕円柱解析を（図 1）を実施した．一様流れにおいては，縦揺れモーメントが安定するのは，流れ方向に対して楕円の長軸が垂直になるときであるという結果（図 2）が得られた．

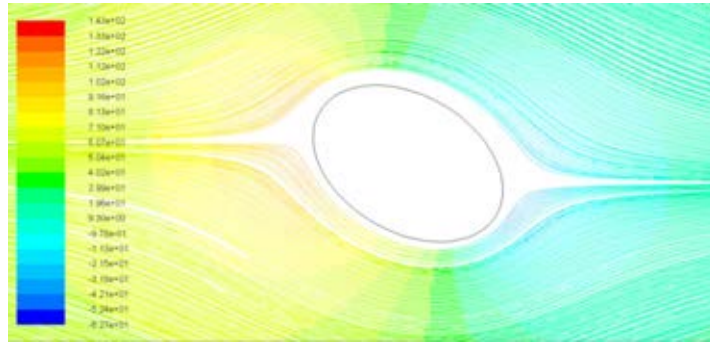


図1 圧力コンター流線 (迎角:30°)

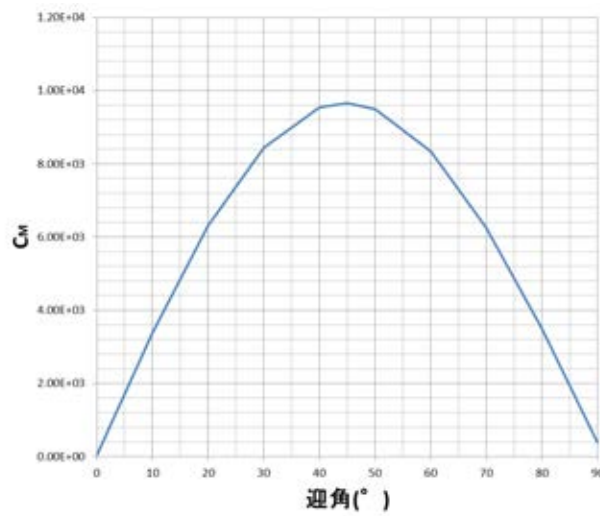


図2 縦揺れモーメント係数と迎角の関係

ハイブリッドロケットの着火条件数値解析

Numerical analysis of the ignition condition of 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，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原理的な安全性のため関心が高まっており，民間商用目的で利用される例もでてきています。しかし，その着火現象は解明されていない部分が多く，現実的な着火条件は僅少です。本研究ではハイブリッドロケットの着火現象を数値的に解明し，着火条件を作成することを目的としています。

● 研究の概要

ハイブリッドロケットの着火現象は非平衡非定常化学反応を伴います。よって，まずこの反応の軽量の数値モデルを作成します。作成したモデルはメタン・空気の境界層燃焼問題を通じて評価されます。その後，このモデルを用いてハイブリッドロケットの着火現象を再現します。

計算情報

本研究を行うに当たり，検証問題として現在，メタン・空気の境界層燃焼を解いています。

空気・メタン共 300K, 1atm で流入，流入速度は空気が 0.65m/s，メタンが 0.02m/s，燃焼モデルには flame sheet model，高次精度化には MUSCLE の 3 次，クーラン数には 0.5，時間積分にはルンゲクッタ 2 次精度，流束評価には SLAU を使っています。

計算時間：60 プロセッサ×1 日 並列化手法：VISIMPACT, MPI, OpenMP

ケース数：一 利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

計算コードの検証問題として，flame sheet modelを用いてメタン・空気の境界層燃焼を解いております。

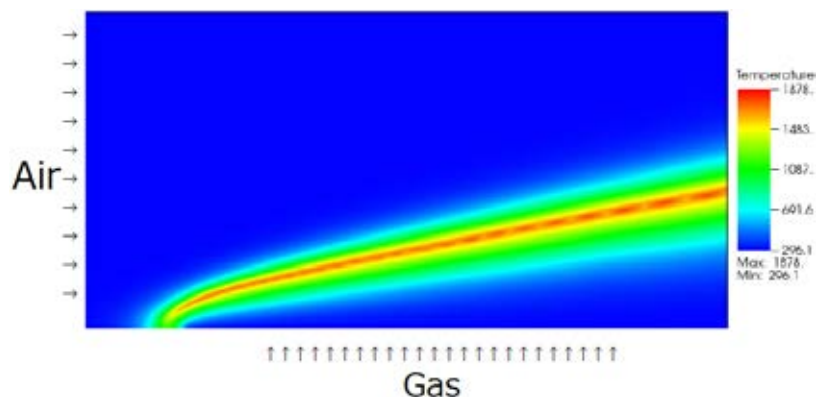


図1 メタン・空気の境界層燃焼における温度分布

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。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、ラムジェット試験設備 (RJTF) を用いて燃焼試験を行い、設計に必要なデータの取得を行ってきた。一方で、試験のみでは得られるデータや気流条件が限られるため、CFD による補完が不可欠となる。また将来的に CFD のみでエンジンを設計するためには、試験データとの比較による CFD の予測精度向上が必要となってくる。そこで本研究では、これまでスクラムジェットの計算に用いてきた燃焼 RANS コードを E3 エンジンの解析に適用し、コードの検証及びエンジンの性能解析を行う。

計算情報

並列度：64

計算時間：45hr

ケース数：20

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

昨年度に引き続き、飛行マッハ数 8 条件における E3 エンジンのスクラムモードの解析を地上実験が行われる前に進めた。Fig.1 はロケット余剰燃料と補助燃料の併用噴射（合計当量比は 1）を用いた空気燃焼による推力寄与について分析した結果である。補助燃料の当量比 (Φ_a) が増加するにつれて燃焼による圧力推力増分は増加するが、最大でもロケット噴流の運動量と比較して小さいことがわかる。また地上実験後に、事前に行った CFD と実験結果の比較を現在実施中である。Fig.2 はその一例で、天板壁面（推力面）中心線上の圧力分布を比較したものである。内蔵ロケットの作動条件が完全に一致していないため厳密な比較はできないが、両者は概ね良く一致していることがわかる。従ってスクラムモードについては現在の CFD の手法で十分にエンジンの性能を予測可能と考えている。

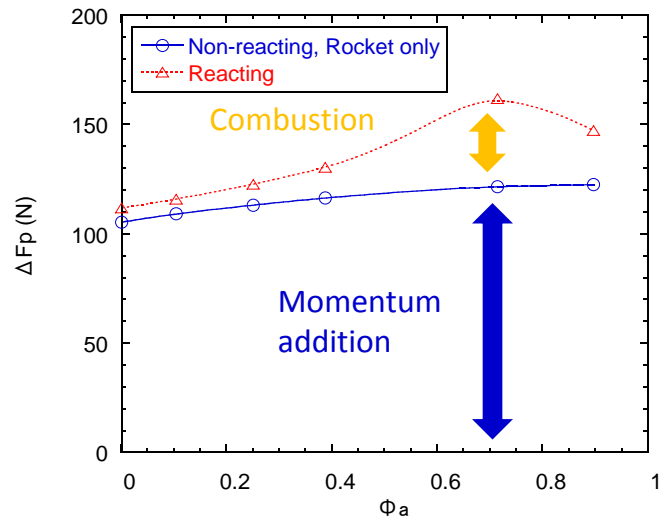


Fig.1 Pressure force increment from air only condition for ramjet duct

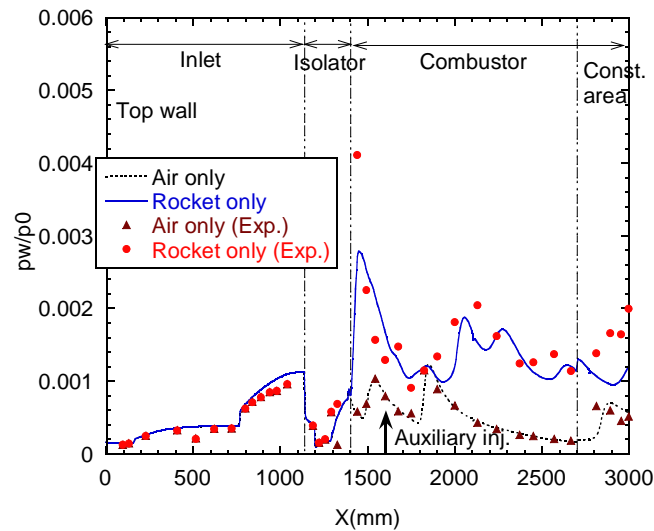


Fig.2 Comparison of wall pressure distributions along top wall center line between pre-test CFD and experimental data

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 小寺, 富岡, 植田, 谷, 「スクラムジェットモードにおけるロケットーラムジェット複合エンジンの数値計算」, 第44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2012論文集
- 2) Koder, M., Tomioka, S., Ueda, S., and Tani, K., “Numerical Analysis of Scramjet Mode Operation of a RBCC Engine,” AIAA Paper 2012-5927, 2012

口頭発表

- 3) 第44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2012
- 4) 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference

液体燃料噴霧の初期混合反応過程の詳細数値解析

Detailed numerical simulation of early mixing and reaction of a liquid fuel spray

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

液体燃料エンジンの性能や信頼性の向上で重要となる燃料噴霧の性質について，得られた液滴形状・数密度分布が蒸発・反応にどのように影響して着火に向かっていくのかを解明する．

● 研究の概要

昨年度，微粒化した噴霧データを用いて蒸発と反応を含む高温場で詳細解析を開始し，蒸発の開始から混合・反応を調べた．本年度も引き続きその計算を継続し，ある時間幅での現象の進行を見た．特に速度場の非定常乱流挙動とそれと合わせて蒸発・混合との関連について何が支配的な現象が何かを探った．

計算情報

並列度：540 ノード

計算時間：1000 時間

ケース数：1-2

並列化手法：XPF, VISIMPACT, MPI など

利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

高温空気中への n -ヘプタン高速噴射液を模擬した詳細解析を実施し，その結果を解析した．液体からの蒸発を考慮し，その後の空気との混合も追跡した．計算規模は総格子点数22億点であり540ノードを使用した．噴霧根元の濃い領域では，液糸・液滴においては気液相対速度がまだ存在してそれによる局所の渦度の生成があり，液滴周りに生じた燃料蒸気と空気との混合が促進される．局所の液滴数密度が大きい場合，この蒸気は周りのものとすぐにクラスタ化し過濃になるため，群燃焼形態へと発展していく．図1にその様子を定性的に示す．気相場は乱流場になっており，混合も乱流の影響を強く受けている．現在はその乱流特性を調査中である．

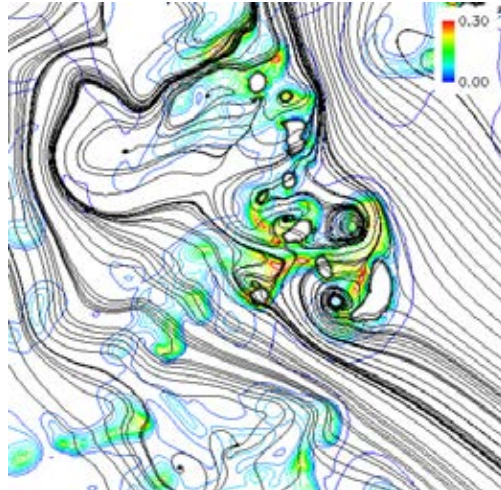


図1 液滴数密度が高い場所での非定常渦放出と蒸気クラスター形成の様子. カラー等高線は燃料の質量分率を表す. 液体構造は黒く縁取っており, 流線は右下から左上への相対流れを表す.

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) J. Shinjo, A. Umemura, “Droplet/turbulence interaction and early flame kernel development in an autoigniting realistic dense spray”, Proc. Combust. Inst. , 34 (2013) 1553-1560

口頭発表

- 2) 新城淳史, 梅村 章, 第44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2012, 2012年7月
- 3) J. Shinjo, A. Umemura, 34th International Symposium on Combustion, Warsaw, July-August 2012
- 4) 新城淳史, 梅村 章, 日本混相流学会年会講演会2012, 2012年8月
- 5) 新城淳史, 第40回ガスタービン学会定期講演会, 2012年10月
- 6) J. Shinjo, A. Umemura, 65th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics, San Diego, November 2012
- 7) 新城淳史, 梅村 章, 第50回燃焼シンポジウム, 2012年12月
- 8) 新城淳史, 梅村 章, 第21回微粒化シンポジウム, 2012年12月

高エンタルピ流の数値解析

Numerical simulation on high-enthalpy flows

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 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

Hiest 試験における計測技術向上プログラムの一環として完全フリーフライト法の研究開発が進められている。この計測法の確立と評価のため、R20 鈍頭円錐模型の縦 3 分力計測を行い、気流淀み点エンタルピ 4MJ/kg および 16MJ/kg、迎角 15 度から 30 度における同模型の 3 分力特性を取得した。そこで、Park の 2 温度モデルを用いて試験条件に対応した 3 次元熱化学非平衡 CFD を実施し、計測と CFD の相互評価および迎角付きの場合の模型周り流れと 3 分力特性の詳細について解明を試みた。

計算情報

並列度：4

並列化手法：MPI 領域分割

計算時間：12 時間

利用システム：(V[SX-8R], L[kakuda])

ケース数：10 ケース

● 今年度の研究成果の概要

図1は、軸力係数CAおよびピッチングモーメント係数CmのCFDと計測値との比較である。横軸は迎角であり、左のCAの図にはCFDに対する±5%値を参考のため示した。CAの計測値はCFDに対して±5%内に含まれ、両者は概ねよく一致した。また、CmについてもCFDと計測値はよく一致した。CFDと計測値の一致は、両者の妥当性を支持するものである。

図2は、16MJ/kg条件の対称面および各軸方向位置断面における酸素原子の質量分率分布である。迎角15度の場合、酸素分子の解離は鈍頭部付近のみに限られ、円錐下面側の斜め衝撃波背後では温度上昇が不十分なために解離が起こらない。これに対し、迎角30度の場合、衝撃波背後の全域で温度が十分に上昇し酸素分子の解離が顕著に進む。一方、結果は示していないが、並進-振動緩和については、迎角15度の場合、斜め衝撃波背後から模型近傍まで全域で熱的非平衡であるのに対し、迎角30度の場合、斜め衝撃波近傍では熱的非平衡であるが、衝撃波背後の温度や密度の上昇により緩和が加速されて模型近傍では熱的平衡状態であった。

このように鈍頭円錐周り流れにおける熱化学過程の様相は気流条件や迎角の違いにより大きく異なっていた。しかし、今回の模型形状および試験気流条件では、熱化学過程の違いによる各空力係数の変化はそれほど顕著ではなかった。Parkの2温度モデルを用いたCFDにより各空力係数を精度よく予測できたのはそのためと考えられる。なお、先端鈍頭半径が大きいR50鈍頭円錐の空力特性はCFDで再現できてい

ない。R50 鈍頭円錐の空力特性に対する熱化学過程の影響はより強いと考えられ、熱化学非平衡モデルの改良に取り組んでいるところである。

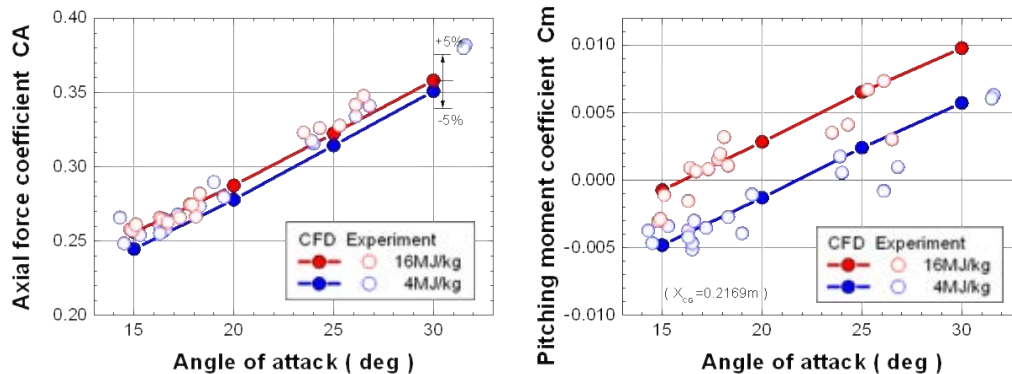


図1 R20鈍頭円錐の軸力係数CAおよびピッチングモーメント係数CmのCFDと計測値との比較
(気流条件：全エンタルピ4MJ/kg条件および16MJ/kg, 迎角15度から30度)

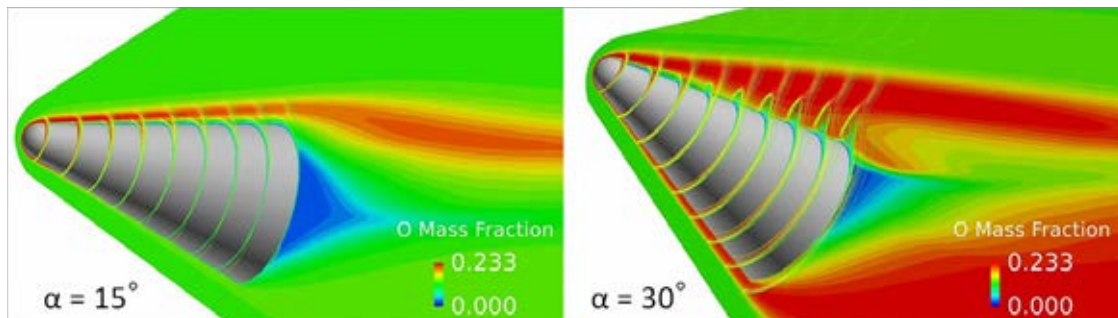


図2 R20鈍頭円錐の対称面および各軸方向位置断面における解離酸素原子の質量分率分布
(気流条件：全エンタルピ16MJ/kg条件) (左) 迎角15度の場合 (右) 迎角30度の場合

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) Takahashi, et al, "Study on Aerodynamic Characteristics of a High Enthalpy Flow around a Blunt-nosed Body," AIAA paper 2012-5905.

口頭発表

- 2) 高橋ら, 「鈍頭物体周りの高エンタルピ流れの数値解析」第44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2012.
- 3) Takahashi, et al, "Study on Aerodynamic Characteristics of a High Enthalpy Flow around a Blunt-nosed Body," The 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Tours, France.
- 4) 高橋ら, 「鈍頭円錐の高エンタルピ空力特性に関する数値解析 (迎角ありの場合)」平成24年度衝撃波シンポジウム
- 5) 佐藤ら, 「高温衝撃風洞におけるフリーフライト3分力計測高エンタルピ空力試験」平成24年度衝撃波シンポジウム.

リブレット面を有するチャネル乱流の直接数値シミュレーション

Direct Numerical Simulation of Turbulent Flow in Channel with Riblets

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，岡林希依(okabayashi.kie@jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 流体グループ，野呂秀太(noro.shuta@jaxa.jp)
首都大学東京，山田祐樹(yamada-yuki@sd.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．

計算情報

並列度：8

計算時間：660 時間

ケース数：6

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

壁面摩擦を発生させるスウィープなどの乱流現象の影響がリブレットの溝内には届きにくいことが波状リブレットの摩擦抵抗低減の原因であり，これは従来の直線リブレットと同様であった．しかし，波状の形状変化により定常的に生じるスパン方向の速度成分が存在し，これが直線リブレットより高い抵抗低減効果を生じさせる原因と推察される．また，瞬時場の観察から，波長，振幅，断面形状など，波状リブレット形状改善に関するいくつかの指針を得た．

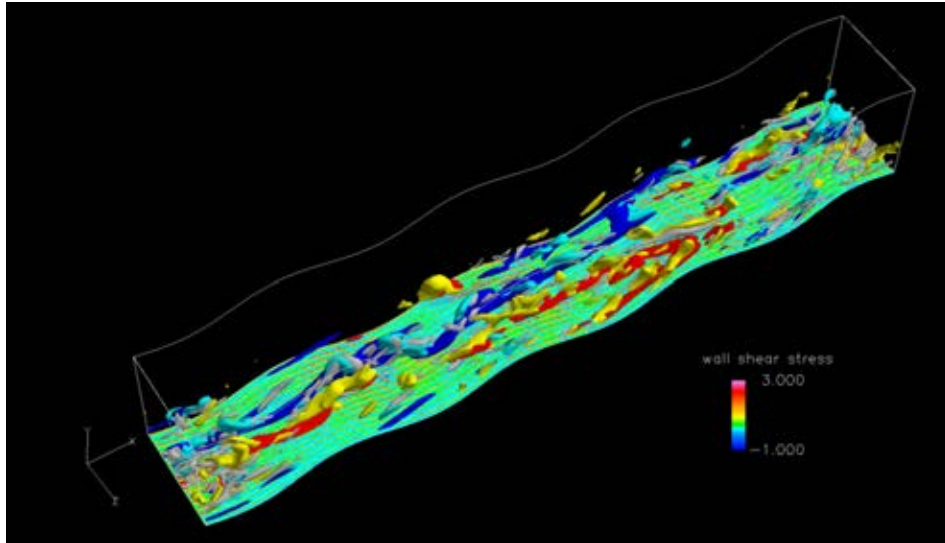


図1 台形断面サイン波リブレットの瞬時の流れ場
(カラーコンター: 壁面摩擦の主流方向成分, グレー: 縦渦, 赤: 高速ストリーク,
青: 低速ストリーク, 水色: イジェクション, 黄色: スウィープ)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) Turbulence, Heat and Mass Transfer 7, poster session

空力弾性翼に関する研究

Study of Aeroelastic Wing

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

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

● 研究の概要

- 1) 翼のフラッター現象から流体のエネルギーを取り出すフラッター発電において、複数の翼を用いた翼列化による翼間の干渉効果を利用し、発電量や発電効率を大幅に改善するための解析手法を導くとともに、翼の平面形状が発電量に与える効果等を明らかにする。
- 2) イルカの高効率・高速推進メカニズムを解明し、それを応用した水中ロボットの開発に必要な解析手法を確立する。

計算情報

並列度：一

並列化手法：なし

計算時間：139時間30分

利用システム：M, V

ケース数：10ケース

● 今年度の研究成果の概要

- 1) 3次元翼列理論による解析によって、翼間距離が翼弦長の1.25倍の場合に、1枚翼の場合に比べ1翼当たりの発電量が43%、発電効率が34%増加すること等を明らかにした。また、翼の平面形状としては、矩形翼が後退翼形状よりも発電能力が大幅に優れていること等を明らかにした。
- 2) イルカの立ち泳ぎ（テール・ウオーク）や水中における遊泳能力に関して、尾ひれの流力弾性変形効果を考慮した解析を行うことにより、イルカのパワー生成能力は陸生哺乳類の約2.6倍あり、水中での最大の遊泳速度が約12 m/sであること等を明らかにした。

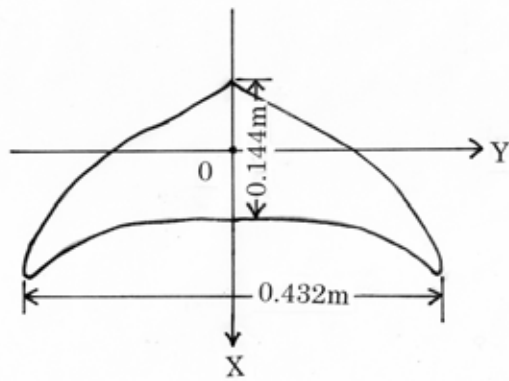


Fig.1 Planform of caudal fin of bottle nose dolphin

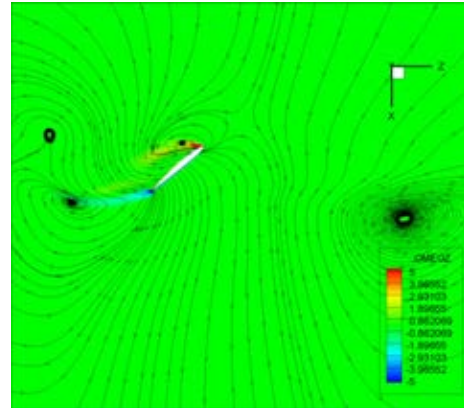


Fig.2 Flow pattern around 52% semispan for standing swimming condition.

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Isogai, K. and Abiru, H., "Lifting-Surface Theory for Multi-Wing Configurations of Elastically Supported Flapping Wing Power Generator," Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 55, No. 3, May, 2012, pp. 157-165.
- 2) Isogai, K., "Propulsive Performance of Dolphin -Estimation from Analysis of Standing Swimming-," Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 56, No. 2, March, 2013, pp. 90-95.

査読なし論文

- 3) Isogai, K., "Propulsive Performance of Dolphin -Estimation from Analysis of Standing Swimming-," International Conference on Advances of Wind and Structures (AWAS'12), Mini Symposium: Flutter Application, Aug. 26-29, 2012, Seoul, Korea.
- 4) Isogai, K., "Numerical Simulation of Shock-Stall Flutter of a High-Aspect-Ratio Forward-Swept Wing," 28th ICAS Congress, 23-26 September 2012, Brisbane, Australia.

口頭発表

- 5) 磯貝紘二, "航空機のフラッターとその応用," 第50回飛行機シンポジウム, 特別講演SL04, 2012年11月5日-7日, 朱鷺メッセ, 新潟コンベンションセンター.

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)
 東海大学工学部，高野 光(takano@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，宇宙飛行系の空力設計/複合領域設計手法の開発を目的として研究を進めている。

● 研究の概要

【惑星探査航空機の空力特性に関する研究】

大気密度が極端に低い火星大気中での航空機型探査機を実現するためには低レイノルズ数環境下で性能の優れた翼を設計する必要がある。今年度は主翼周りの流れ場に関する知見を得るために，低レイノルズ数で性能が高い非対称翼の石井翼型，SD7003翼型および生物由来の翼型周りのLES解析を行い，それぞれの空力性能，流れ場，乱流構造などを調べた。

【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。今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，揚力係数最大化と抵抗係数最小化を設計目的とした多目的設計探査を行った。

【超音速流れから生じる空力音の発生メカニズムに関する研究】

超音速流れから生じる空力音の発生メカニズムの理解を目的として、ディフレクタを模擬した平板に衝突するジェットの影響場をLESによって解析している。今年度は、昨年度の解析によって得られた格子点数3000万点の解析結果にデータマイニングを適用し、さらなる現象理解を試みた。また、平板角度の違いが音響場に及ぼす影響をより詳細に調べるとともに、曲面板に衝突するジェットの曲率の違いによる影響も調べた。

【能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究】

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。この問題を解決するために本研究では数値計算を用いてDBDプラズマアクチュエータ及び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た。

● 今年度の研究成果の概要

【惑星探査航空機の空力特性に関する研究】

火星等での航空機型惑星探査機の飛行条件となる低レイノルズ数（10,000-50,000）において、非対称翼型の空力性能評価によって生物由来の翼型が既存の非対称翼よりも優れた空力性能であることを明らかにした。形状と流れ場の関係から、キャンバー翼、薄翼、フラットな上面形状、の3つの特徴を適切に有する翼型は低レイノルズ数領域における滑空性能が高いことを示し、航空機型惑星探査機の主翼設計に有用な知見を得た。

【空力設計問題の多目的設計探索に関する研究】

火星探査航空機主翼の空力設計探索の結果、揚力係数最大化と抵抗係数最小化の間にトレードオフが存在する多数の非劣解集合が得られた。得られた非劣解集合は、翼型形状から大きく5つに分類可能であり、揚力係数最大となる翼型はフラップのような後縁形状を持つこと、揚抗比最大となる翼型は剥離泡を形成する上面形状を持つことなどがわかった。揚抗比最大の翼型は石井翼と比べて120%揚抗比が向上しており、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せたい。

【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】

平板に衝突するジェットの空力音響場にデータマイニングを適用し、音響場の理解を深めた。今年度は、1) 周波数特性の類似度に基づいたクラスタ分析による空力音響場の分類、2) 固有直交分解を用いた支配的な音響波伝播パターンの抽出、3) 相互相関解析を用いた音源候補の探索、を行い、衝突部から生じる空力音がせん断層と衝撃波が干渉によって発生することなどを明らかにした。また、平板角度が大きくなると音圧レベルが小さくなること、曲面板の曲率が大きくなると音響波の音圧レベルが大きくなる事を明らかにした。

【能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究】

今年度は高レイノルズ数剥離流れ制御のLESを行い、低レイノルズ数翼剥離流れにおいて有効であったDBDプラズマアクチュエータの高レイノルズ数での剥離制御効果を確認した。また、主流流れ方向の運動量供給が小さいシンセティックジェットを用いた翼周りの剥離流れ制御のLESでは、シンセティックジェットの内部に生じる3次元性の強い乱流構造が翼面上の流れの乱流遷移を促進しており、その後強いレイノルズ応力によって主流からの運動量が供給されている事を明らかにした。

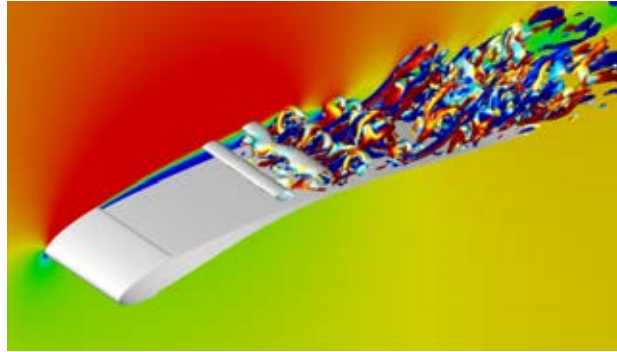


図1 フクロウ翼周りのLES解析

計算情報

並列度：V システム 8CPU

並列化手法：自動並列

計算時間：約 30 時間

利用システム：V, J-SPACE

ケース数：10

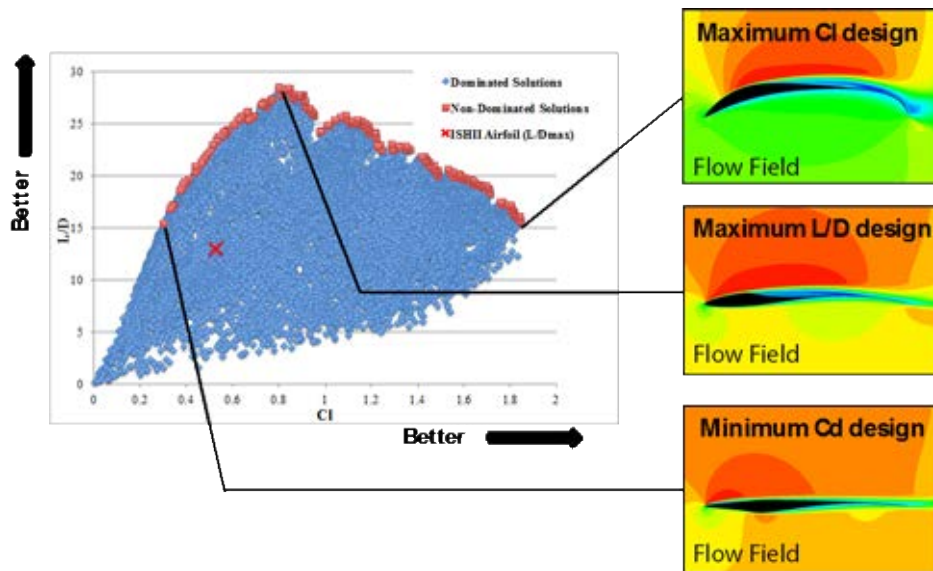


図2 惑星探査航空機の主翼の最適化結果

計算情報

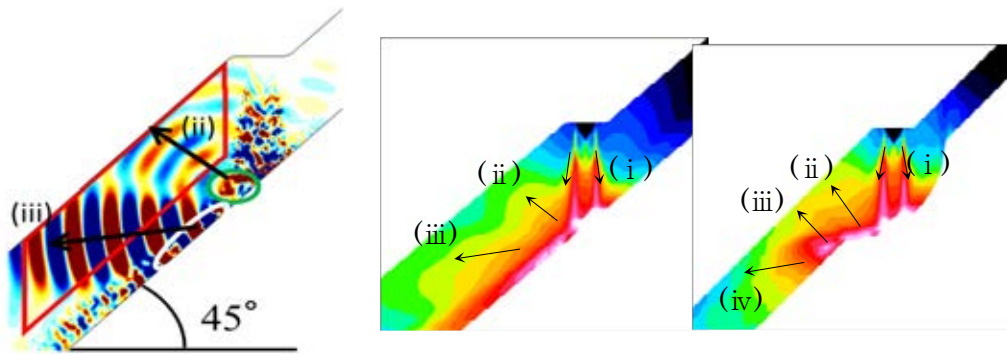
並列度：100 ノード (100 個体)

並列化手法：MPI

計算時間：660,000 時間

利用システム：M

ケース数：1



(a) データマイニング適用例

(b) 斜め平板及び曲面板における音響場

図3 射点に衝突させたジェットの空力音響場

計算情報

並列度：M システム 121 ノード、
V システム 8CPU

並列化手法：MPI

利用システム：M, V, J-SPACE

計算時間：約 63 時間

ケース数：13

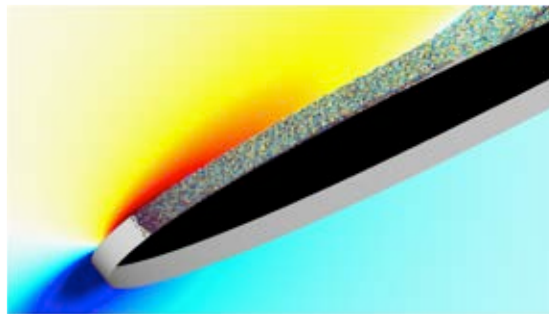


図4 高レイノルズ数流れにおけるDBDプラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御流れのLES

計算情報

並列度：M システム 1000 ノード

並列化手法：MPI

計算時間：約 500 時間

利用システム：M, J-SPACE

ケース数：2

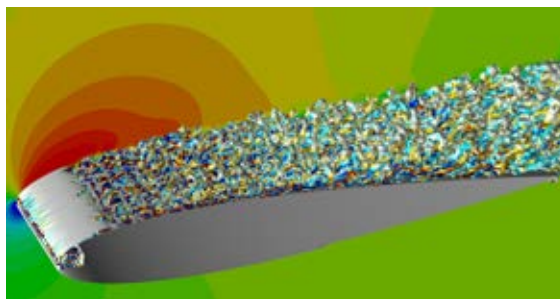


図4 シンセティックジェットによる翼周り剥離流れの制御

計算情報

並列度：V システム 8CPU

並列化手法：自動並列

計算時間：約 80 時間

利用システム：V, J-SPACE

ケース数：4

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) R. Kojima, T. Nonomura, A. Oyama, and K. Fujii, "Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow Over Thick and Thin NACA Airfoils", *Journal of Aircraft*, vol. 50, No. 1, pp. 187-196, 2013.
- 2) W. Li, T. Nonomura, A. Oyama, and K. Fujii, "Feedback Mechanism in Supersonic Laminar Cavity Flows", *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 1, pp. 253-257, 2013.
- 3) Y. Abe, N. Iizuka, T. Nonomura, and K. Fujii, "Conservative Metric Evaluation for High-order Finite Difference Schemes with the GCL Identities on Moving and Deforming Grids", *Journal of Computational Physics*, Vol. 232, No. 1, pp. 14-21, 2013.
- 4) K. Okada, T. Nonomura, K. Fujii, and K. Miyaji, "Computational Analysis of Vortex Structures Induced by a Synthetic Jet to Control Separated Flows", *International Journal of Flow Control*, Vol. 4, No. 1+2, pp. 47-65, 2012.
- 5) I. Kaneda, S. Sekimoto, T. Nonomura, K. Asada, A. Oyama, and K. Fujii, "An Effective Three-Dimensional Layout of Actuation Body Force for Separation Control", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2012 (2012), Article ID 786960, pp. 1-12, 2012.
- 6) T. Nonomura, S. Morizawa, H. Terashima, S. Obayashi, and K. Fujii, "Numerical (error) issues on compressible multicomponent flows using a high-order differencing scheme : Weighted compact nonlinear scheme", *Journal of Computational Physics*, Vol. 231, No. 8, pp. 3181-3210, 2012.

国際会議プロシーディングス

- 7) K. Fujii, "Computational Fluid Dynamics (CFD) with Leading-edge Supercomputers -Past, Present and Future-," *Brazil-Japan Workshop in HPC Applications*, 2012.
- 8) K. Fujii, "Three Key Components of Today's CFD for Aerodynamic Design Innovation - LES, Spectral-like Schemes and Data Mining Techniques -" , *7th International Conference on Computational Fluid Dynamics*, 2012. (基調講演)
- 9) H. Aono, T. Nonomura, M. Anyoji, A. Oyama, and K. Fujii, "A Numerical Study of the Effects of Airfoil Shape on Low Reynolds Number Aerodynamics", *The Eighth International Conference on Engineering Computational Technology*, 2012.
- 10) G. Sasaki, T. Tatsukawa, T. Nonomura, K. Yonemoto, A. Oyama, and T. Matsumoto, "Multi-objective Optimization of Airfoil of Mars Exploration Aircraft using Evolutionary Algorithm", *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, 2012.
- 11) G. Sasaki, T. Tatsukawa, T. Nonomura, K. Yonemoto, A. Oyama, and T. Matsumoto, "Multi-objective Optimization of Airfoil of Mars Exploration Aircraft using Evolutionary Algorithm", *5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics*, 2012.
- 12) T. Nonomura, S. Morizawa, H. Honda, M. Yamamoto, S. Obayashi, and K. Fujii, "Source of acoustic waves from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate with various plate angle," *CD-ROM Proceedings(TS005-2-1531)*, *6th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2012)*, 2012.
- 13) K. Asada, and K. Fujii, "Burst Frequency Effect of DBD Plasma Actuator on the Control of Separated Flow over an Airfoil", *6th AIAA Flow Control Conference*, 2012.
- 14) K. Asada, S. Kawai, and K. Fujii, "Wall-modeled Large-eddy simulation of Transitional Separated Flow over an Airfoil at High Reynolds Number," *9th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements*, 2012.

国内講演会発表資料集

- 15) 藤井孝藏, “DBDプラズマアクチュエータ動作原理解明に向けて” H24年度航空宇宙空力班シンポジウム, 2012.
- 16) 藤井孝藏, “HPC/CFDによるものづくり革新を目指して-デバイス制御による新たな空力形状設計-,” 日本計算工学会, 2011年度総会, 2012. (特別講演) .
- 17) 近藤勝俊, 青野 光, 安養寺正之, 野々村拓, 大山 聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本 誠, “火星航空機に向けた低レイノルズ数における数値シミュレーションによるフクロウ翼の空力特性”, 第56回宇宙科学連合講演会, 2012.
- 18) 近藤勝俊, 青野 光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山 聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本 誠, “火星探査航空機に向けた低レイノルズ数におけるフクロウ翼の空力特性”, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2012.
- 19) 近藤勝俊, 青野 光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山 聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本 誠, “LESによるフクロウ翼 (Re=23000) の空力特性評価”, 第26回数値流体力学シンポジウム, 2012
- 20) 佐々木岳, 立川智章, 野々村拓, 大山 聖, 米本浩一, 松本剛明, “遺伝的アルゴリズムによる低レイノルズ数高揚抗比翼型の設計探査”, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- 21) 森澤征一郎, 野々村拓, 藤井孝藏, 大林 茂, “サブスケールロケットモータから生じる音響波の数値シミュレーションの予測精度の検証”, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- 22) 森澤征一郎, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 大林 茂, “データマイニングによる斜め平板に衝突する超音速ジェットから発生する音響波の理解”, 第44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2012, 2012.
- 23) 長田裕樹, 野々村拓, 藤井孝藏, 山本 誠, “斜め平板及び曲板に衝突する超音速ジェットの音響場解析”, 第53回航空原動機・宇宙推進講演会, 2013.
- 24) 浅田健吾, 河合宗司, 藤井孝藏, “LESのダイナミック壁面モデル: 剥離・遷移・再付着を伴う高レイノルズ数翼流れ”, 第26回数値流体力学シンポジウム, 2012.
- 25) 阿部圭晃, 佐藤 允, 野々村拓, 藤井孝藏, “シンセティックジェットによる翼周り剥離流れの制御に関するLES: スパン方向渦の解析”, 第26回数値流体力学シンポジウム, 2012.
- 26) 阿部圭晃, 野々村拓, 飯塚宣行, 藤井孝藏, “有限差分法における保存型空間メトリックの空間対称性と幾何学的解釈”, 第44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2012, 2012.(学生優秀発表賞 受賞)
- 27) 阿部圭晃, 野々村拓, 飯塚宣行, 藤井孝藏, “移動変形格子を用いた高次精度差分スキームにおける対称保存型メトリックの幾何学的解釈”, 日本機械学会・第25回計算力学講演会, 2012
- 28) 野々村拓, 阿部圭晃, 藤井孝藏, “差分 WENO 法で幾何学的保存則を満たす新手法,” 日本機会学会・第25回計算力学講演会, 2012

その他の学術発表

- 29) K. Fujii, “CFD Studies with GLOPS to PFLOPS Supercomputers- Past, Present and Future-,” CFD and Aerospace Sciences, Kobe, 2012.
- 30) K. Fujii, “Spectral-like schemes and their application to CFD study toward innovation” , Conference on Computational Physics, 2012.(招待講演)
- 31) T. Nonomura, S. Morizawa, H. Terashima, S. Obayashi, and K. Fujii, “Implementation of Weighted Compact Nonlinear Scheme to Compressible Multicomponent Flows” , International Conference on Numerical Methods on Multi-phase Flow. (招待講演)
- 32) K. Fujii, T. Nonomura, Y. Abe, and N. Iizuka, “Symmetric-conservative metric evaluations for higher-order finite differences” , Advances in Computational Mechanics (ACM 2013), 2013.(招待講演)
- 33) T. Nonomura, K. Kitamura, and K. Fujii, “Simple Interface Sharpening Technique with Hyperbolic Tangent Function Applied to Compressible Two-Fluid Modeling”, SIAM Conference on Computational Science & Engineering (CSE13), 2013.(招待講演)

エクサフロップス級計算機に向けた流体解析プログラミングモデルに関する研究

A study on CFD Programing Models for Exa-FLOPS Scale Computer

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

近い将来に開発されるエクサフロップス級の演算性能を有するスーパーコンピュータでは，従来のものとは異なり B/F が大幅に低下すると予想されている．従来 CFD プログラムは B/F を要求するプログラムであり，B/F の低下にともない大幅な計算性能の低下が予想されている．そのため，低 B/F でもある程度の性能が確保できる CFD 向けプログラミングモデルについて検討する．

● 研究の概要

低 B/F でもある程度計算性能が出せる，データ構造およびループ構造に関して調査・検討を実施する．そのため，CFD プログラムの特性を反映したカーネルプログラムを用いて JSS などでの性能測定を実施し，結果の分析を行う．

計算情報

並列度：—

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

CFDプログラムの特性を反映したカーネルプログラムを開発し，それを用いてJSS，インテル系CPU計算機，京などでの性能評価を実施した．その結果，ベクトル向けに作られた従来のループ構造よりも，できるだけ全体スイープを削除したループ構造の方が低B/F環境では性能が出せる可能性が得られた．

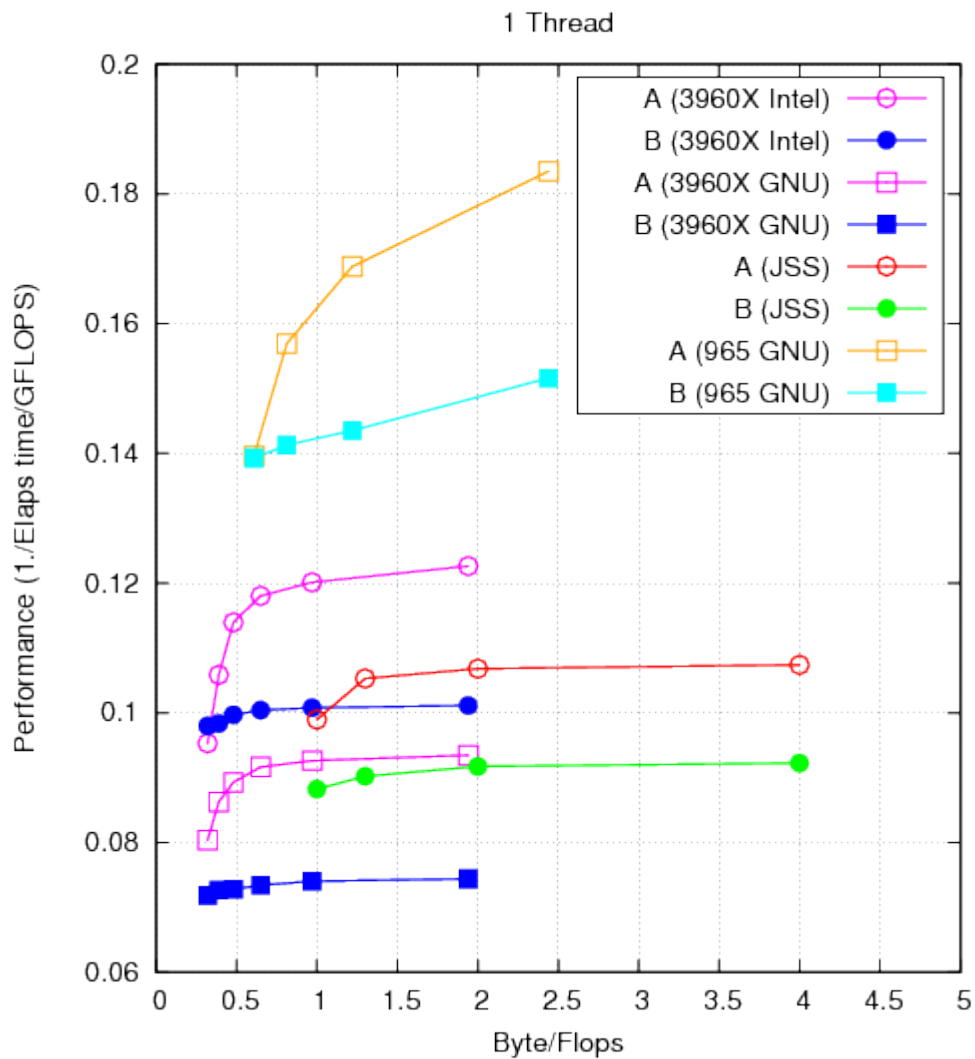


図1 B/Fの変化による計算性能の変化

● 研究成果の公表状況

- 1) 高木亮治, 堤誠司, “エクサフロップス級計算機に向けたプログラミングモデルに関する一考察”, 第44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2012, 1C01, 7/5-6, 富山, 2012
- 2) 高木亮治, “流体解析プログラムのデータ&ループ構造に関して”, SS研マルチコアクラスタ性能WG, 4/25, 2012

剥離を伴う乱流境界層の DNS とモデリング

DNS and modeling of a separated turbulent boundary layer

● 研究グループ

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

● 計算の目的

剥離乱流 DNS データベースの構築

● 研究の概要

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

計算情報

並列度：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

ケース数：2 ケース

● 今年度の研究成果の概要

- 1) 剥離乱流境界層 DNS データの解析を進めた結果，剥離せん断層のレイノルズ数依存性および剥離泡における流線曲率の影響を明らかにした。
- 2) 低レイノルズ数型 $k-\varepsilon$ モデルにおいて，壁面モデル関数の修正および流線曲率効果モデル関数の導入により，剥離位置の予測が 15% まで改善可能であることが分かった。

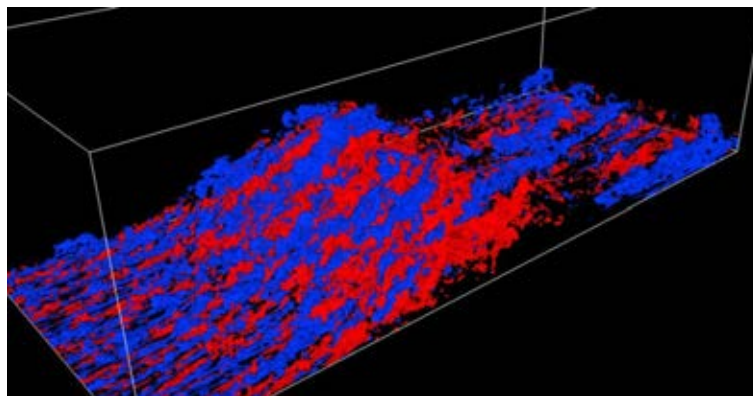


図1 $Re_0=900$ の剥離 DNS の高速（赤）・低速（青）領域
(流れの方向は左下から右上)

● 研究成果の公表状況**査読付論文**

- 1) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi, Yuichi Matsuo and Philippe R. Spalart, "DNS and modeling of a turbulent boundary layer with separation and reattachment over a range of Reynolds numbers," Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, Stanford University, USA, pp. 311-322, 2012.

口頭発表

- 2) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi and Yuichi Matsuo, "DNS and modeling of a separated turbulent boundary layer," CTR Tea Seminar, Center for Turbulence Research, Stanford University, USA, May 11, 2012.
- 3) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi, Yuichi Matsuo and Philippe R. Spalart, "Negative production of turbulent kinetic energy in a turbulent separation bubble," Bulletin of the American Physical Society 65th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics (San Diego, CA, November 18-20, 2012), Vol. 57, No. 17, p. 289.

学際シミュレーションによる高精度なパラシュートの設計開発

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

● 研究グループ

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

研究分担者：東京農工大学，新井紀夫(arai@cc.tuat.ac.jp)

東京農工大学，高橋 俊(takahass@cc.tuat.ac.jp)

● 計算の目的

空力減速法として広く用いられているパラシュートだが，その設計開発については未だに研究の必要性がある．2008年には惑星探査機の着陸用パラシュートが実験で展開せず機体が地表に衝突し大破している．本研究ではより詳細に現象を把握するため，低コストな設計方法を構築すべく，数値シミュレーションを活用してパラシュートの形状と空力特性の関連性について調査する．その際には多分野連成解析を用いて実際の現象に近い状況を模擬している．

● 研究の概要

様々な形状のパラシュートの減速から終端速度に至るまでの空気力学的特徴と，その中での落下挙動を調査すべく，運動解析と流体解析による連成解析を実施する．運動解析には六自由度の方程式を用いて，流体解析には三次元 ALE 非圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いる．これにより，加減速を行いながら自由落下するパラシュート周りの流れ場を高精度に捉える．特に注目すべきはパラシュートの急減速時に生じる剥離渦とパラシュート傘体部の干渉で，これによってパラシュートの減速性能が低下するという報告がある．そのため，この渦と傘体部の干渉と，パラシュート形状の関係性を検討すべく，連成解析によって現象の把握に努める．

計算情報

並列度：1CPU

並列化手法：一

計算時間：100 時間

利用システム：V

ケース数：4 ケース

● 今年度の研究成果の概要

リングスロット形状，ディスクギャップバンド形状など，様々な形状のパラシュートに対して六自由度の運動方程式と三次元NS方程式の連成解析を実施し，その剥離特性と形状の関連性について明らかにした．パラシュートを安定して落下させるには剥離渦の発達を防ぎ，初期段階で微細化することが重要であることが確認された．また，リングスロット形状では，スロットの位置と落下中に生じる軸方向の回転力や，スロット面積と終端速度の関係性などが確認でき，今後の設計に役立つ知見が得られた．

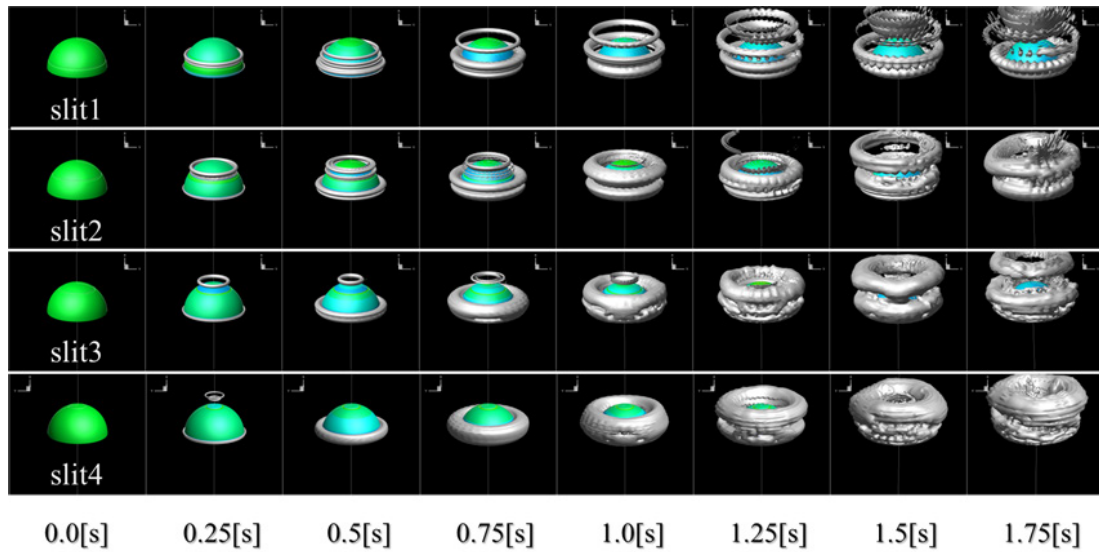


図1 スリット位置を変えた場合の自由落下中の渦崩壊の様子

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 美濃部貴幸, 高橋 俊, 新井紀夫, “自由落下するパラシュートの形状と運動の関連性に関する研究”, 第26回数値流体力学シンポジウム
- 2) 美濃部貴幸, 高橋 俊, 新井紀夫, “流体運動連成解析によるパラシュートの形状特性の研究”, 第50回飛行機シンポジウム

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 宇宙飛翔工学研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)

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

東京農工大学 機械システム工学専攻，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、飛翔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、細長物体後胴に配したプラズマアクチュエータによる剥離渦制御、またそれによる横力制御について検討しており、CFD シミュレーションを用いて細長物体周りの流れ場とプラズマアクチュエータによる流れ制御効果について解析し、アイデアの実証と剥離渦制御のメカニズムを理解することを目的としている。

● 研究の概要

大迎角飛行を行う細長物体の姿勢安定を確保することを目的として、大迎角細長物体周りにおける剥離流れの能動的な制御方法（流体制御方法）の確立が本研究の最終目標である。まずは、CFD シミュレーションを用いて大迎角剥離流れの構造とその特徴、それらの迎角に応じた変化について理解を深めた。次に、物体後胴に配した DBD プラズマアクチュエータの周方向の設置位置を変えて、シミュレーションを行うことにより、その制御メカニズムと適したアクチュエータ設置位置について解析を行った。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。

計算情報

並列度：8

並列化手法：MPI

計算時間：30,000 sec

利用システム：V システム

ケース数：40 ケース

● 今年度の研究成果の概要

- 迎角が大きくなるとともに、剥離渦の非対称性は強くなる。微小な擾乱源として物体先端の片側側面に取り付けた bump（突起）から発生した渦糸が、他方の渦よりも早く物体表面からはがれ始める。剥がれた渦糸が十分に物体表面から遠ざかると、新たな渦糸が側面から発生し、新たな渦糸の発生により局所横力係数の正負が反転する。これら複雑な流れ場の挙動から、迎角と横力係数との関係は非線形になる。
- 物体後胴部において、左舷・右舷に配したアクチュエータを別々に駆動することにより、すべての迎角で物体に働く横力を変化させられることを示した。アクチュエータの出力に対して、ある程度線形的に制御することが可能である。また、プラズマアクチュエータの設置位置が流れの剥離位置よりも下流であっても、横力の制御効果が得られることを示した。これは、プラズマアクチュエータのジェットのコアンダ効果が流れ制御メカニズムの一つであるためである。

- アクチュエータ設置位置と流れの剥離位置の位置関係は、横力制御量との間に明確な相関関係はないことを示した。このことから、流れの巨視的な渦構造もアクチュエータの制御効果を決める重要な要因であると推測される。

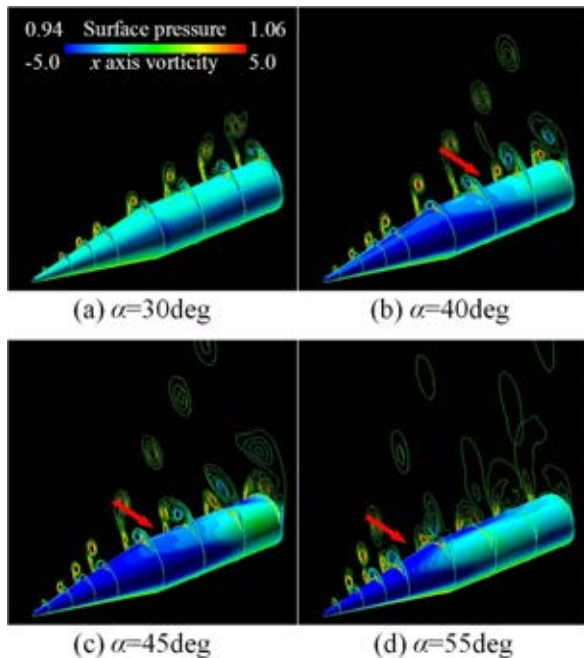


図1 各迎角における大迎角剥離流れ

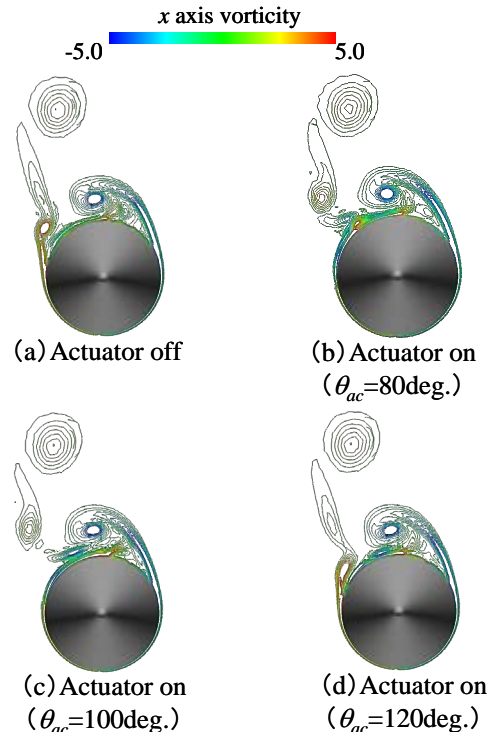


図2 プラズマアクチュエータ（向かって左側に設置）による剥離流れ制御

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Ryoji Inaba, Hiroyuki Nishida, Taku Nonomura, Kengo Asada, Kozo Fujii, "Numerical Investigation of Asymmetric Separation Vortices over Slender Body by RANS/LES Hybrid Simulation," Aerospace Technology Japan, accepted.

口頭発表

- 2) 佐藤雅幸, 西田浩之, 松原暁良, 野々村拓, 鈴木幸一, 加藤裕之, "大迎角細長物体におけるプラズマアクチュエータを用いた非対称剥離渦制御のPIV可視化実験と数値シミュレーション", 平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2012年12月.
- 3) 佐藤雅幸, 稲葉亮司, 西田浩之, 野々村拓, 藤井孝蔵, "細長飛翔体の空力制御を目的とした大迎角剥離流れの数値解析," 第44回流体力学講演会, 2B11, 富山, 2012.
- 4) Hiroyuki Nishida, Taku Nonomura, Ryoji Inaba, Masayuki Sato, Satoshi Nonaka, "Study on Application of DBD Plasma Actuator for Side Force Control of High-Angle-of-Attack Slender Body", 13th International Space Conference off Pacific-basin Societies (ISCOPS), AAS J-021, May 2012.

航空機の摩擦抵抗の定量評価に関する研究

Study on quantitative drag-estimation for aircraft

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

差分法とは異なる空間離散化法である擬スペクトル法およびフリンジ法によって，直接数値シミュレーション(Direct Numerical Simulation, DNS)を行ない，平板境界層における層流から乱流への遷移現象を精度よく再現することを目的とする。

● 研究の概要

フーリエスペクトル-チェビシェフ選点法による DNS を行った。これまでの解析で，DNS でも線形増幅過程を再現するためには，上流で減衰過程を十分長く取ることによって，乱数で作られた流入攪乱の本質的でない影響を小さくする必要があることがわかった。非線形過程である層流・乱流遷移現象についても，減衰区間をある程度取る必要があると考えられる。そこで本研究では計算領域を長くとり，遷移に至る数値シミュレーションを行った。

計算情報

並列度：16

並列化手法：XPF

計算時間：48 時間

利用システム：M

ケース数：10

● 今年度の研究成果の概要

層流・乱流遷移の数値シミュレーションを行なうため，計算領域の長さおよび数値パラメータの確認をし，様々な振動数パラメータでの遷移過程について解析を行なった。遷移過程における突発的な渦構造の複雑化を捉えることができた。

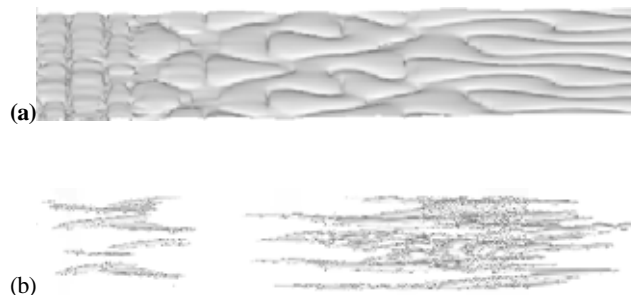


図1 渦度の変化のエンストロフィーによる可視化図. (a) Λ 渦, (b) Λ 渦の崩壊.

太陽フレアの3次元数値シミュレーションモデリング

3D Numerical Simulation Modeling of Solar Flares

● 研究グループ

研究代表者：JAXA 宇宙科学研究所 太陽系科学研究系 ひのでプロジェクト，
西塚直人(nishizuka.naoto@jaxa.jp)
研究分担者：京都大学大学院 理学研究科附属天文台，西田圭佑(nishida@kwasan.kyoto-u.ac.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は、太陽フレアに伴う粒子加速機構を基礎物理的観点から解明することである。太陽粒子加速現象は非定常で3次元性が重要であることが観測的に明らかになりつつある。しかしながらこれらを考慮した太陽粒子加速数値モデリングは進んでおらず急務である。本研究は3次元磁気流体シミュレーションとテスト粒子計算とによる太陽粒子加速の新しい数値モデリングにより、太陽フレアの非定常3次元グローバルダイナミクス(特に磁束管噴出と乱流電流シート内のプラズモイド噴出)と粒子加速との関連を解明する太陽フレア統一モデルを確立することを目指す初めての試みである。

● 研究の概要

太陽フレア中で起こる非定常磁気リコネクションを3次元磁気流体シミュレーションによって再現し、さらにテスト粒子シミュレーションを行うことで、非定常性で生じるプラズモイド噴出やマルチ衝撃波に伴う統計的(多段階)粒子加速について解析する。得られた計算結果は、「ひので」衛星や地上観測データと比較検討し、太陽フレアについて理論観測の両面から総合的理解を目指す。

計算情報

3次元抵抗磁気流体シミュレーションにより太陽フレアの磁束管噴出を再現した。さらに形成された電流シート中に複数のテスト粒子を注入して、加速過程やエネルギースペクトルを計算した。計算の詳細は下記のようなになる。

並列度：512 プロセス(MPI)	並列化手法：VISIMPACT, MPI
計算時間：20 時間	利用システム：その他
ケース数：2	

● 今年度の研究成果の概要

平衡状態の水平磁束管に初期に摂動を与えることにより噴出を駆動する最も単純なモデルでの3次元磁気流体シミュレーションを行った。噴出に伴い磁束管下に乱流電流シートが形成され、その中にテスト粒子を注入することによって粒子加速過程とエネルギースペクトルとを調べた。

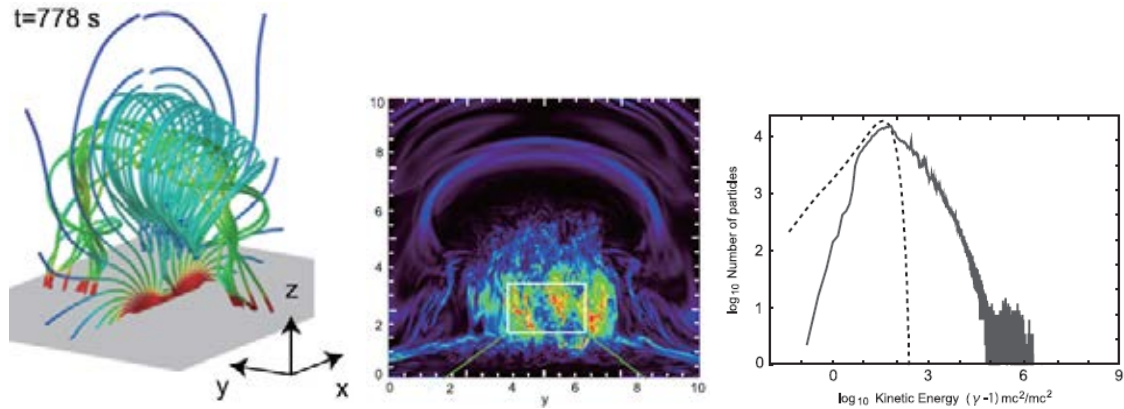


図1 太陽フレア3次元磁気流体シミュレーションによる磁力線の可視化(左図)と2次元断面で示した磁束管下の乱流電流シート(中図), 乱流電流シート内での粒子のエネルギースペクトル(右図)
(Nishida et al. submitted, Nishizuka & Shibata 2013より引用)

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) N. Nishizuka & K. Shibata, 2013, Phys. Rev. Lett. 110, 051101
- 2) K. Nishida, N. Nishizuka & K. Shibata, 2013, submitted

口頭発表

- 3) N. Nishizuka & K. Nishida, 39th COSPAR Scientific Assembly, 14-22 July 2012, Mysore, India, "3D Dynamics of Eruptive phenomena and Particle acceleration In a Solar are"
- 4) K. Nishida, N. Nishizuka & K. Shibata, 2012, 39th COSPAR Scientific Assembly, 14-22 July 2012, Mysore, India, "The role of a ux rope in three-dimensional magnetohydrodynamic simulation of a solar are"

超音速エジェクタにおいて噴射ガスが吸込み性能に与える効果の解析

Analysis of the effect of the injection gas to the suction performance in the supersonic ejector

● 研究グループ

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

● 計算の目的

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

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

● 研究の概要

CAMUIハイブリッド・エンジンをエジェクタ・ロケットのコアとして利用した場合の実験をもとに，形状変更を行ったエジェクタの計算を行った．数値計算を行うことにより吸込み性能の特性を明らかにした．特に，エジェクタ性能において噴射ガス温度が吸込み性能に与える効果の解析を行った．

計算情報

並列度：8

並列化手法：

計算時間：8時間

利用システム：

ケース数：50

● 今年度の研究成果の概要

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

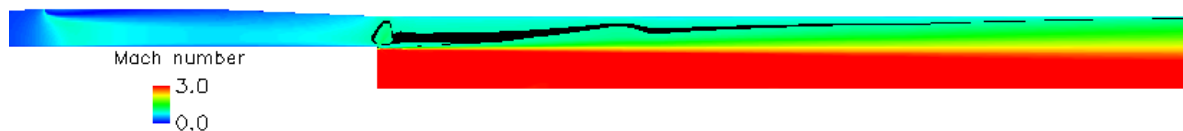


図1 マッハ数分布

● 研究成果の公表状況

□ 頭発表

- 1) 超音速エジェクタにおいて噴射ガスが吸込み性能に与える効果の解析，航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2012
- 2) エジェクタジェットの吸込み特性について，日本航空宇宙学会 第43期年会

三次元壁面噴流のための非等方乱流モデルの構築

Development of anisotropic turbulence model for three-dimensional wall jets

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，石向桂一(ishiko.keiichi@jaxa.jp)
 研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(hashimoto.atsushi@jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，松尾裕一(matsuo@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ(客員)，吉澤 徴(ay-tsch@mbg.nifty.com)
 株式会社菱友システムズ，頓所和之(ktonsyo@chofu.jaxa.jp)
 株式会社菱友システムズ，飯村拓哉(tiimura@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瞭な点が多い。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指している。ジェットブラストは基礎的な乱流場に簡略化すると三次元壁面噴流に分類されるが、壁の影響で強い非等方性を有しており、ジェット軸に対しスパン方向にジェットの分布が大きく広がる。この特徴的な流れ場は、等方的な乱流モデルのみならず、レイノルズ応力の全成分に関する輸送方程式を解くレイノルズ応力モデルであっても再現することが難しい。そこで本研究では、三次元壁面噴流を再現可能な非等方乱流モデルを新たに構築することを目的とする。

● 研究の概要

Birchらは、レイノルズ応力の構成関係式として、渦粘性近似項に2次の非線形項(Saffman項)だけでなく速度勾配に線形な項と独立な項を加えた非等方性構成関係式を提案し、Spalart-Allmaras (SA)乱流モデルに組み込んだ。その結果、三次元壁面噴流のスパン方向にジェット分布が広がる定性的な様相は再現できたが、広がり幅の定量的な一致は得られなかった。本研究では、Birchらの非等方構成関係式を2方程式モデルであるShear Stress Transport (SST)乱流モデルに組み込んだ。また、Birchらの提案する非等方性構成関係式のモデル係数では、三次元壁面噴流の流れ場を再現できないことを確認し、パラメトリック・スタディに基づくモデル係数の再推定を行った。

計算情報

並列度：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 システム

ケース数：30 ケース

● 今年度の研究成果の概要

ノズル出口径をDとしたとき、ノズル出口から300Dのジェット軸垂直断面における速度分布の比較を図1に示す。非等方SAではBirchらの提案するモデル係数を用いており、非等方SSTでは再推定したモデル係数を用いている。図1より、等方のSSTでは、速度分布は壁に垂直方向および水平方向について同程度の広がりになるが、非等方乱流モデルでは、水平方向により広がるジェット分布を再現した。また、SSTに非等方性を組み込むことで、非等方SAに比べ実験とのより良い一致を得た。また、図2において、水平方向および壁垂直方向のジェット分布の広がりを速度半値幅を用いて比較した。速度半値幅比(図2(a))について、等方乱流モデルでは実験との逸脱が大きく1程度の値しか得られないが、非等方乱流モデルはSAおよびSSTともに実験との良好な一致を示した。それぞれの方向の速度半値幅(図2(b)(c))については、非等方SAでは実験との一致が得られていないが、非等方SSTでは数値計算結果と実験結果の定量的な一致を得ることができた。

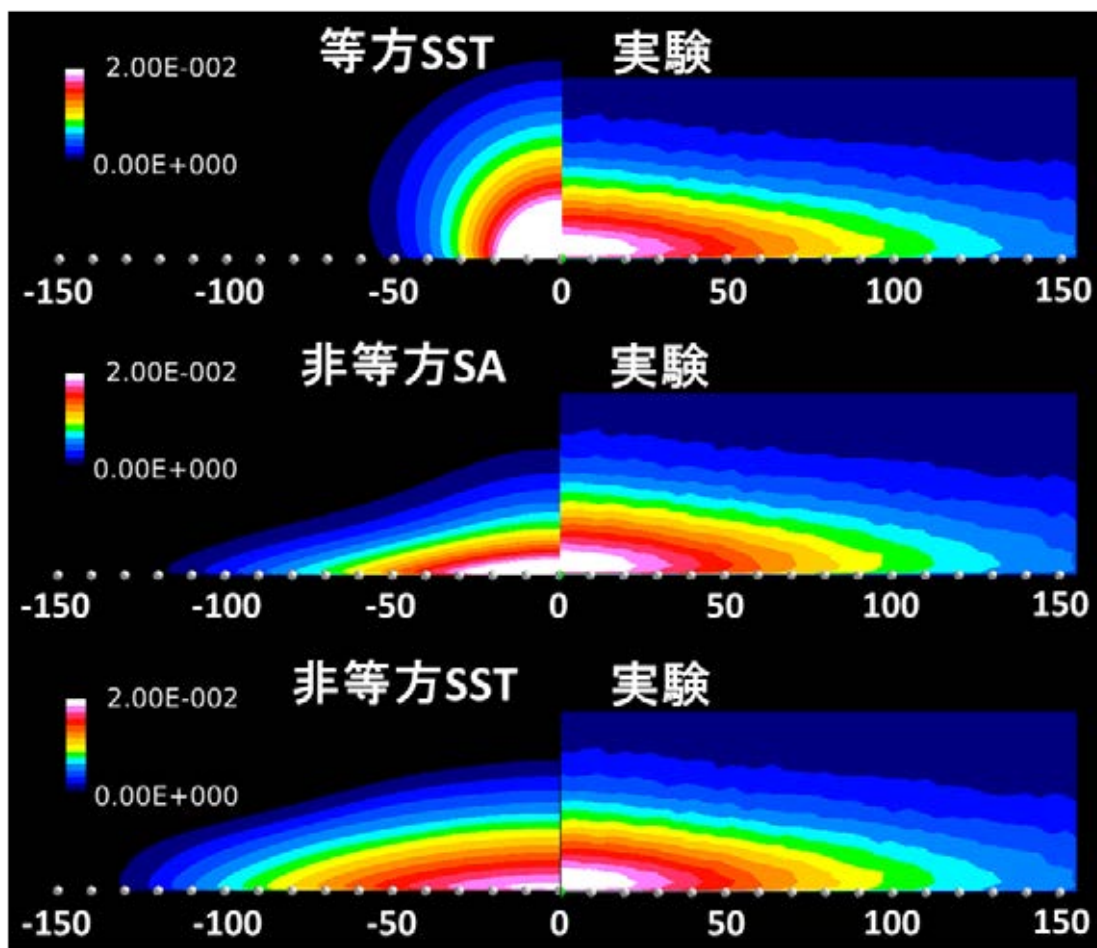


図1 ジェット軸垂直断面($x/D=300$)における速度分布の比較。

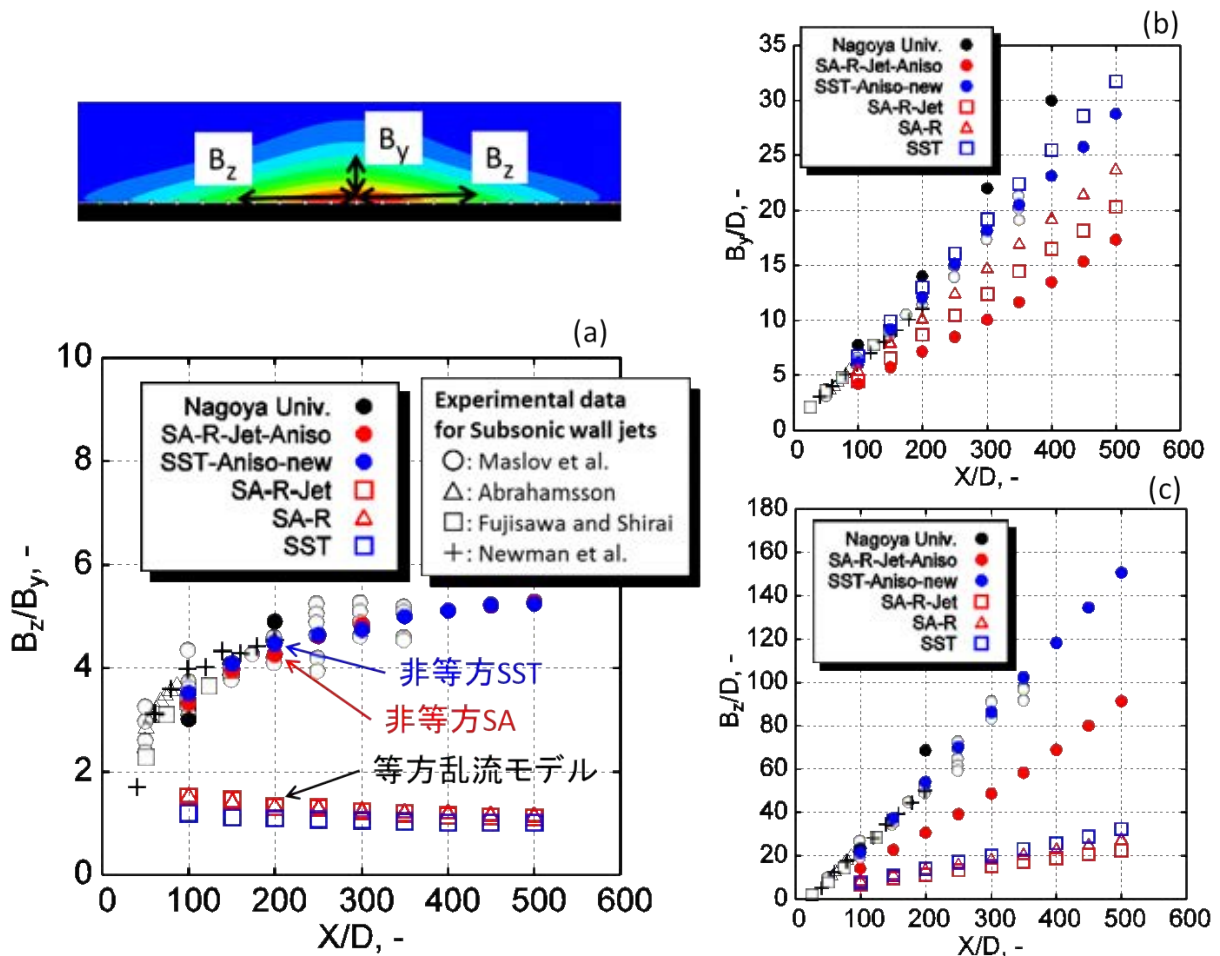


図2 (a)速度半値幅比の比較. (b)壁垂直方向における速度半値幅の比較. (c)スパン方向における速度半値幅の比較.

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) Ishiko et al. "Numerical study of the effects of cross-wind on the jet blast deformation," Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS, 2012.
- 2) Ishiko et al. "Numerical analysis of three-dimensional wall-jet using anisotropic turbulence model," AIAA paper 2013-0268, 2013.

口頭発表

- 3) 石向桂一, 他, "非等方性を考慮した乱流モデルによる壁面噴流の数値解析", 第44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2012, 1B04, 2012.
- 4) 石向桂一, 他, "三次元壁面噴流の数値解析に向けた非等方乱流モデルの構築", 第90期日本機械学会流体工学部門講演会, 0140, 2012.
- 5) 石向桂一, 他, "非等方乱流モデルを用いた三次元壁面噴流の数値シミュレーション", 第28回生研TSFDシンポジウム, 2013.

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

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

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)
 研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，窪田健一(kubota.kenichi@jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)
 株式会社 シーイーシー(CEC)，国枝 明(akunieda@cec-ltd.co.jp)
 株式会社 計算力学研究センター(RCCM)，金田英和(kane@chofu.jaxa.jp)
 東京大学，今村太郎(timat@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，新覚 茜(tt116383@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，宮園恒平(tt116409@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，加藤宏基(5164968434@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，柴田寿一(shibata@daedalus.k.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，高橋悠一(2008136238@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)
 日本大学，石川辰弥(sinano.r@docomo.ne.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，外山賢太(toyama@stone.aero.cst.nihon-u.ac.jp)
 日本大学，竹内一鷹(takeuchi@stone.aero.cst.nihon-u.ac.jp)
 日本大学，荒木康輔(araki@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．

計算情報(図 1)

並列度：96

計算時間：12 時間

ケース数：5

並列化手法：FLAT, MPI

利用システム：M

計算情報(図2)

並列度：48

並列化手法：FLAT, MPI

計算時間：7時間

利用システム：M

ケース数：50

● 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, FTB-X (図1), Expert (図2) などの宇宙機の空力特性解析を効率良く実施した。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」に関する空力解析も実施した。

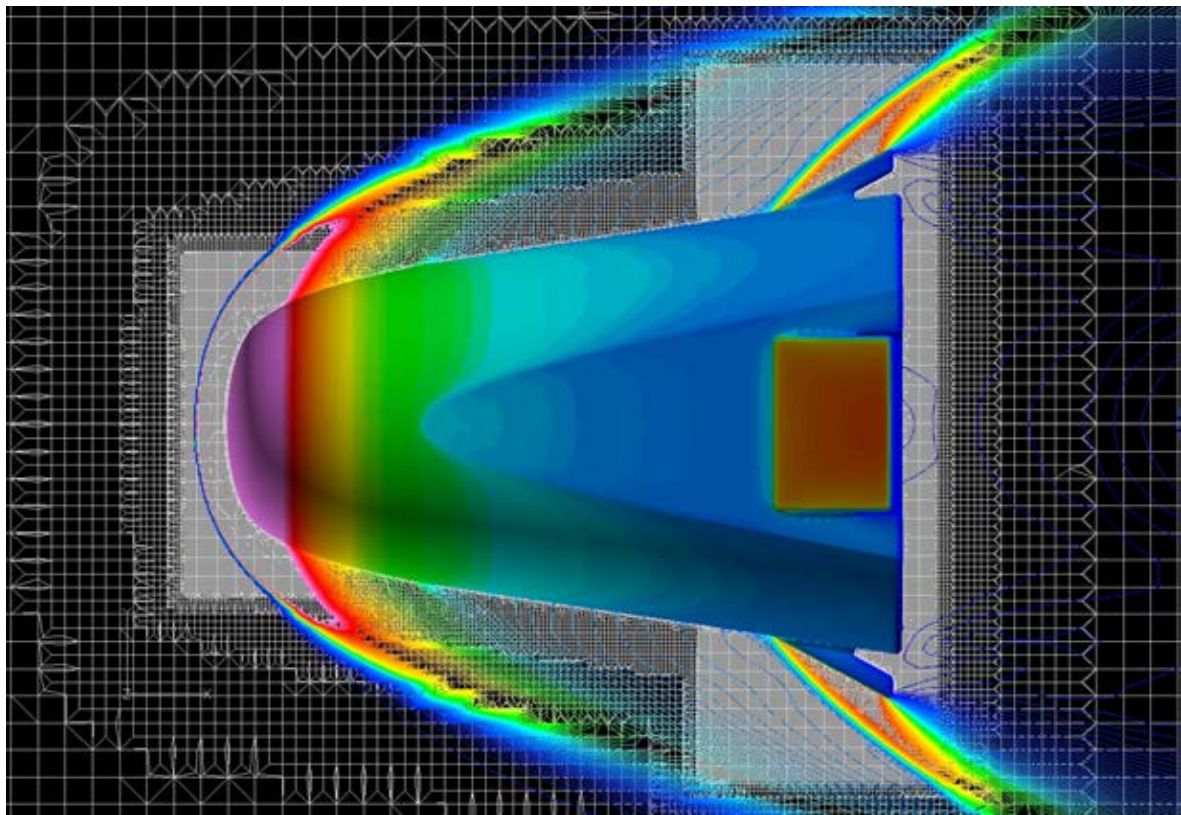


図1 HexaGrid/FaSTAR解析によるExpert圧力分布(M=7.0, AoA=0deg)

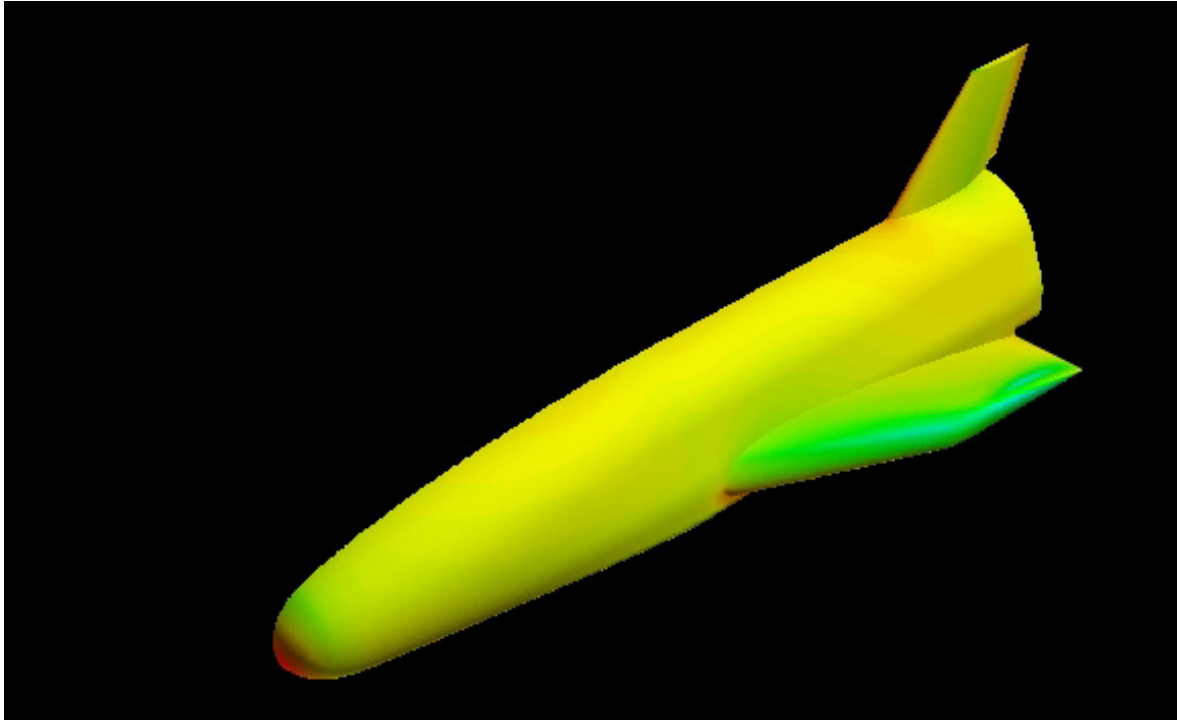


図2 HexaGrid/FaSTAR解析によるFTB-X機体表面圧力分布($M=0.3$, $AoA=15deg$)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 村上桂一, 窪田健一, 石向桂一, 橋本 敦, 松尾裕一, 中野英一郎, “HTV-R 回収カプセルに関するCFD解析”, 第56回宇宙科学技術連合講演会
- 2) 石川辰弥, 村上貴紀, 山口 博, 中根昌克, 石川芳男, 窪田健一, 村上桂一, 松尾裕一, “2 段式スペースプレーン (TSTO) における母機・軌道機間の結合時空力干渉が上昇問題の最適化結果に与える影響の調査”, 第56回宇宙科学技術連合講演会
- 3) 李家賢一, “東京大学航空宇宙工学専攻における航空機設計教育～J-SiPの活用事例の紹介～”, 第50回飛行機シンポジウム

二段式スペースプレーンの空力設計技術の研究

Study on Aerodynamic Design of a Two-Stage-to-Orbit Spaceplane

● 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 助教，丸 祐介(maru.yusuke@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系 特別共同利用研究員（帝京大学大学院修士2年），
軽部智光(karube.tomomitsu@ac.jaxa.jp)

● 計算の目的

空気吸い込み式エンジンを搭載した二段式スペースプレーンの空力設計。

● 研究の概要

空気吸い込み式エンジンを搭載した二段式スペースプレーンの空力設計を行っている。特に，ウェーブライダーのコンセプトを適用することを考えている。

計算情報

並列度：32

並列化手法：MPI

計算時間：10 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

ウェーブライダーの主要な設計パラメータにマッハ数がある。一方，スペースプレーンは，基本的に常に加速状態で飛行するため，巡航状態をもたない。そこで，スペースプレーンの空力形状にウェーブライダーのコンセプトを適用する場合の設計マッハ数を如何に設定すべきかを主題に研究を行った。機体容積を同一とし，設計マッハ数の異なるウェーブライダー形状を計4つ設計し，これらの空力特性を低亜音速から極超音速までの幅広いマッハ数において評価した。得られた結果を考察し，本研究で設計した形状においては，設計マッハ数を3とすることが最も効果的であるとの結論を得た。

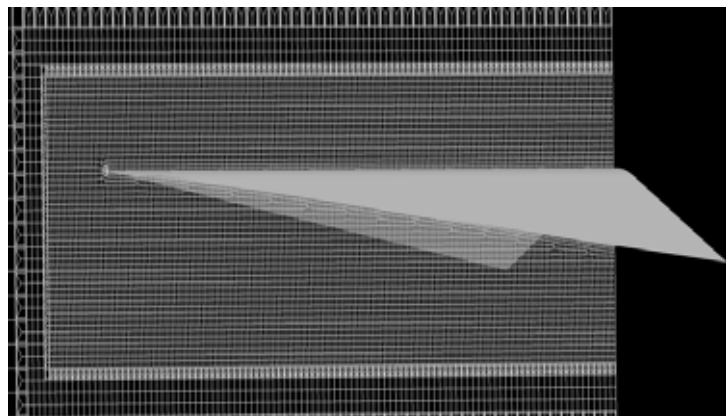


図1 計算格子例.

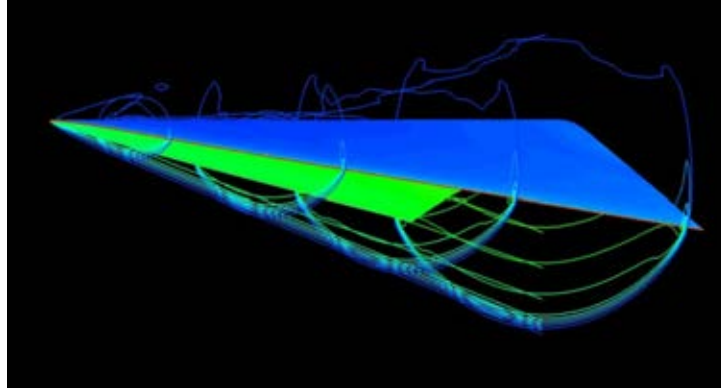


図2 ウェーブライダーまわりの流れ場の可視化結果例.

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 軽部智光, 中島 俊, 澤井秀次郎, 丸 祐介, “ウェーブライダー効果を有する二段式スペースプレーンの空力設計”, 第56回宇宙科学技連合講演会 (ポスター発表), 別府, 2012
- 2) 軽部智光, 中島 俊, 澤井秀次郎, 丸 祐介, “スペースプレーンの空力形状の研究～TSTOに適用するウェーブライダーの設計点の検討”, 第13回宇宙科学シンポジウム, P2-170, 相模原, 2013
- 3) 軽部智光, 澤井秀次郎, 丸 祐介, 中島 俊, “TSTOブースター段への適用を想定したウェーブライダーの空力設計”, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2012-061, 相模原, 2013

多孔壁モデルを用いた風洞壁干渉の数値解析

Numerical analysis of wind tunnel wall interference by porous wall model

● 研究グループ

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

研究分担者：早稲田大学 基幹理工学研究科，南部太介(tnanbu@chofu.jaxa.jp)

早稲田大学 基幹理工学部，佐藤哲也(sato.tetsuya@waseda.jp)

● 計算の目的

風洞試験の結果は風洞壁により強い影響を受ける。しかし、風洞試験では壁がない場合の結果を得ることができず、これまで風洞壁干渉の影響を正確に検証することができなかった。本研究では、新たに開発した風洞多孔壁を模擬するモデルと CFD を用いて風洞内の流れ場を解析し、その結果と実験では得られない壁なしの流れ場の CFD 結果を比較検討することにより、これまで実験では検証できなかった風洞壁干渉現象の解明を目指している。

● 研究の概要

本研究では、新たに開発した風洞多孔壁を模擬するモデルと CFD を用いて風洞内の流れ場を解析し、その結果と風洞壁がない場合の CFD 結果を比較することにより風洞壁干渉の検証を行っている。そして、その結果からより高精度な壁干渉補正法を開発することを目的としている。

計算情報

並列度：4

計算時間：1 時間

ケース数：200

並列化手法：MPI

利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

これまでの風洞試験に用いられてきた既存の壁干渉補正法の精度検証を行った。多孔壁モデルと CFD を用いて計算した壁有りの CFD 結果に壁干渉補正法を適用して、壁なしの流れ場とどの程度一致するか検証を行った。

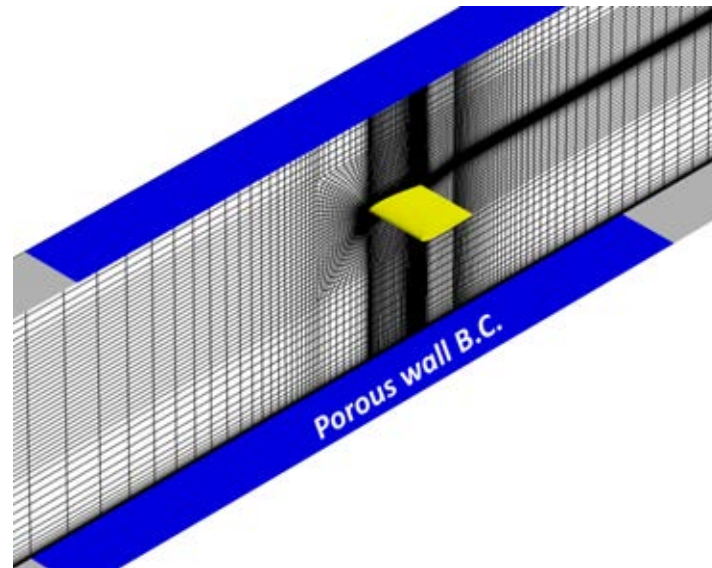


図1 壁有りの流れ場の計算格子

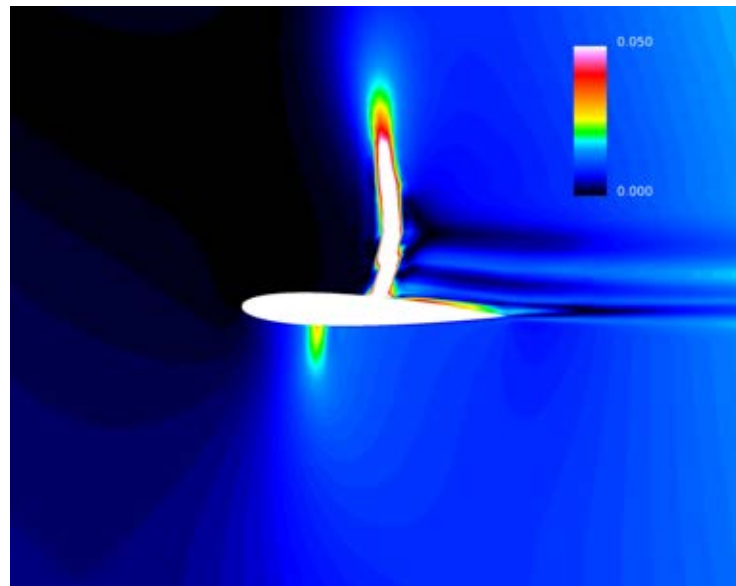


図2 壁有り・無しの流れの差分図 (マッハ数)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) Taisuke Nambu, Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Tetsuya Sato; Numerical Analysis of Wind Tunnel Wall Interference on Two-dimensional Airfoil by New Porous Wall Model, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA paper 2012-3229
- 2) 南部太介, 佐藤哲也, 橋本 敦, 上野 真, 村上圭一: 多孔壁モデルを用いたCFD解析による風洞壁干渉補正法の検証, 第44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 2012, 2A16

受賞

- 3) 第44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 2012, 数値シミュレーション部門最優秀賞

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：研究開発本部 数値解析グループ，溝渕泰寛(mizo@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：RCCM，金田 誠(mkaneda@chofu.jaxa.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。

計算情報

並列度：8

並列化手法：MPI，OpenMP

計算時間：200

利用システム：M

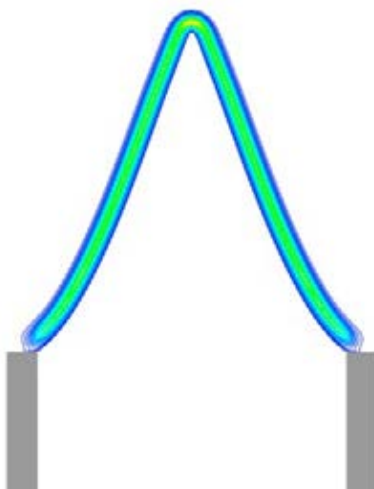
ケース数：6

● 今年度の研究成果の概要

燃料混合分率，反応進行度およびそれらの散逸速度を用いたモデルにより噴流浮き上がり火炎の再現に成功した。

燃料過濃の水素空気ベンゼンバーナの先端において流路拡大により減少した燃料供給と局所的な燃料濃度変化により増加した燃料消費がバランスすることにより保炎されていることを示した。

a)



b)

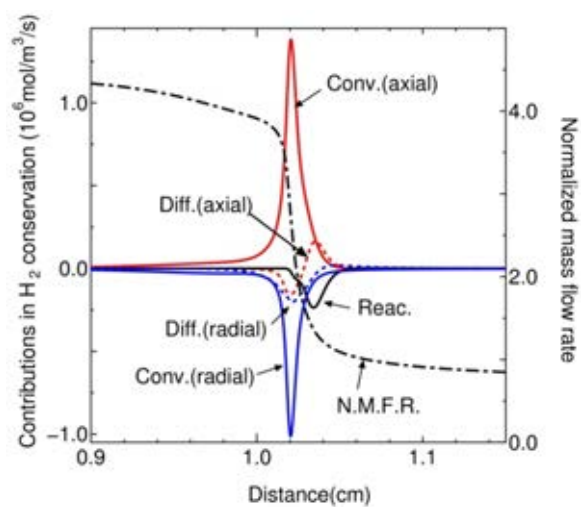


図1 当量比2の水素空気ベンゼン火炎 (a) と中心軸上での燃料保存式中の各項のバランス(b)

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Mizobuchi and Hirakawa, One-dimensional H₂/O₂ counter-flow diffusion flame simulation for flamelet table construction at super-critical pressure, JSAS Transactions

口頭発表

- 2) 溝渕, 他, 水素空気ベンゼン火炎先端の構造について, 第50回燃焼シンポジウム
- 3) 溝渕, スカラー散逸速度モデルに基づく噴流浮き上り火炎計算, 第53回 航空原動機・宇宙推進講演会

超臨界圧力における LO_x/GH_2 同軸噴流火炎の数値シミュレーション

Numerical Simulation of LO_x/GH_2 Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure

● 研究グループ

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

● 計算の目的

本計算では、LES 乱流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、レイリーインデックスや音響フラックスなど、音響エネルギーの増減に寄与する要素を評価し、圧力変動が増減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 乱流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。大気圧条件（100kPa）について解析を実施し、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（ H_2/O_2 ）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。さらに、 O_2 の噴射流量に対して人工的な流量変動を付加することにより横方向モードを励起させることを試みる。

計算情報

並列度：289 ノード（1156 コア）	並列化手法：MPI および OpenMP
計算時間：40 日（960 時間）	利用システム：M システム
ケース数：2 ケース	

● 今年度の研究成果の概要

本研究では、LES 乱流燃焼解析を実施し、インジェクターを偏心配置することで燃焼振動が発生するかどうかを調査した。圧力変動データを解析した結果、変動レベルは非常に小さいものの、偏心配置することによって横方向 1 次モードに対応する圧力変動が発生していることがわかった。さらに、 O_2 の噴射流量に人工的な流量変動を付加することによって平均圧力の $\pm 2\%$ 程度まで横モードの圧力変動を励起させることに成功した。

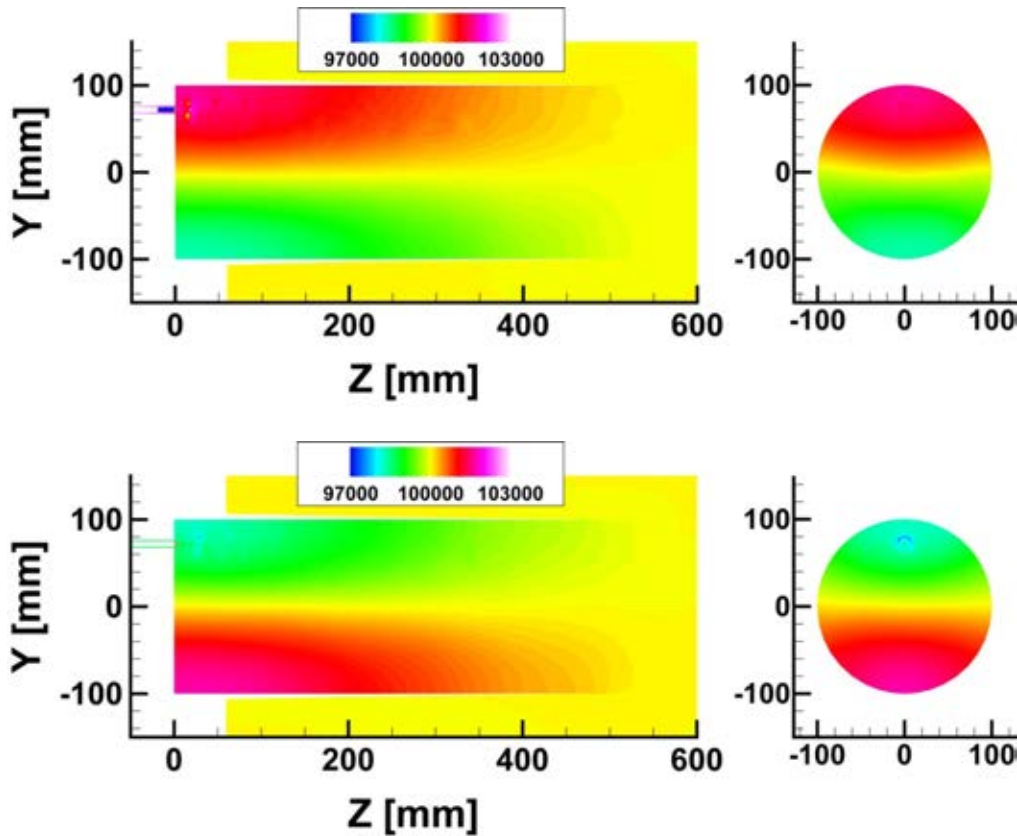


図1 流量変動を付加することで得られた横モード 1 次の圧力変動 1/2 周期の様子。
 (上) $t=125.04\text{msec}$ (0°)，(下) $t=125.16\text{msec}$ (180°) における瞬時の圧力分布
 を示す。右側の断面分布は $Z=30\text{mm}$ における結果。

● 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*, 2013 (submitted).
- 2) S. Matsuyama, "Performance of all-speed AUSM-family schemes for DNS of low Mach number turbulent channel flow," *Computer & Fluids*, 2013 (submitted).

査読なし論文

- 3) S. Matsuyama et al., "LES of High-Frequency Combustion Instability in a Rocket Combustor," AIAA Paper 2013-564, 2013

口頭発表

- 4) 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のLES, 第44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2012, 2012.
- 5) 松山新吾, 噴流拡散火炎における火炎自発光と発熱率との相関に関する研究, 日本流体力学会 年会 2012, 2012.
- 6) 松山新吾, ロケットエンジン燃焼に関する LES 燃焼解析, 東京大学 JAXA 社会連携講座シンポジウム, 2012.

- 7) 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のLES, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- 8) 松山新吾, 乱流拡散火炎における火炎自発光と発熱率との相関に関する研究, 第50回燃焼シンポジウム, 2012.
- 9) S. Matsuyama et al., “LES of High-Frequency Combustion Instability in a Rocket Combustor,” 51th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2013.
- 10) 松山新吾, 他, ロケット燃焼器における高周波燃焼振動のLES (噴射流量変動による圧力変動への影響), 日本航空宇宙学会北部支部 2013年講演会, 2013.

超臨界状態におけるハイブリッドロケット液化燃料の液膜の不安定性解析

Instability analysis of liquid films of liquefying hybrid rocket fuels under supercritical operating conditions

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院 工学系研究科，足立将基(965452190@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：JAXA/ISAS，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

● 計算の目的

ハイブリッドロケットエンジンの技術的課題である後退速度向上の手法の一つとして固体燃料に低融点・低粘性であるパラフィンワックス等の液化燃料を用いる方法が挙げられる。液化燃料は固体表面に薄い液膜を持ち、それが酸化剤の主流に誘起されてやがて液滴となって後方へ飛んでいくエントレメント現象による機械的な質量輸送により、後退速度が劇的に向上する。近年エンジン内部では一部が超臨界状態になっていることが報告されたが、超臨界状態での固体燃料表面に形成される液膜の挙動は十分には理解されていない。そこで本研究では数値解析を用いて超臨界状態におけるハイブリッドロケットエンジン内部の液膜の不安定性の解析を行うことを目的とする。

● 研究の概要

研究対象を壁面近傍に限定し、流れ場を2次元圧縮性クエット流に近似する。超臨界状態では液体の密度が超臨界温度付近で急激に変化するため、状態方程式には実在気体用の状態方程式 (van der Waals, Soave-Redlich-Kwong, Peng-Robinson 状態方程式) を用いる。まず定常解を得、定常解の密度と速度、温度分布に微小な sin 型擾乱を加えて、線形範囲での擾乱の波数に対する擾乱振幅の増幅率を計算することにより線形不安定性解析を行う。ここでパラメータとしてレイノルズ数、液膜の厚さ、燃焼器内圧力、クエット流の上壁と下壁の温度差、加速度体積力を選んだ。次に代表の1ケースを選び、そのケースで最大の増幅率が得られた波数を定常解に加え、擾乱が十分に発達した以降の液膜の密度分布の時間履歴を観察する非線形不安定性解析を行う。非線形効果が液膜にどのような効果を与え、液膜から液滴形成への詳細なプロセスを解析する。

計算情報

計算時間：定常解を得るまで 20h/case. 線形不安定性解析 20m/case.

非線形不安定性解析 5h/case.

ケース数：20

利用システム：V

並列化手法：自動並列のみ

● 今年度の研究成果の概要

昨年度の研究で、圧力分布で超臨界温度付近に非物理的なキックが生じるという問題があったが、その原因が、超臨界温度付近で密度が急激に変化することによる密度解像度の低さであることを突き止めた。そこで今年度はさらに格子解像度を高くし、非物理的なキックを液膜の不安定性に影響がないであろうレベルにまで抑えて解析を行った。

超臨界状態では前述のように超臨界温度付近で密度が急激に変化し、実在気体用の状態方程式を用いなければならない。つまり非圧縮性の特性が強いにも関わらず、状態方程式を取り扱うということで圧縮性流体を扱わなければならない。その場合高密度化で時間刻みが非常に小さくなるstiffnessが生じる問題が発生するが、前処理法という解決策が提案されている。本研究でもそのうちの一つを用いるが、

本研究では温度変化にも対応するよう修正を加えて導入した。また今後の研究のためあらゆるcubic型の状態方程式でも簡単に導入できるような定式化を行った。

気液二相流で同様な線形不安定性解析を行ったKarabeyoglu(2002)の解析結果と定量的・定性的な比較を行った。ある波数で増幅率がピークを持ち、高波数域に行くほど安定、低波数域では安定且つ、負のピークを持つというような傾向が得られ、これはKarabeyogluの結果と一致する。さらにピークの位置も定量的にほぼ一致した。さらに各ケースでの増幅率を比較することで各種パラメータ液層の不安定性解析に関して調べ、レイノルズ数や液層の厚み、加速度体積力が増幅率に与える影響はKarabeyoglu(2002)とBarbante(2011), Craik(1966)の結果と一致した。

あるケースで最大の増幅率が得られた波数を初期条件として十分に擾乱を発達させると液滴が飛ぶ様子が観察され、超臨界状態における液層でエントレーメント現象が起こることがわかった。さらに、その波数と異なる波数を初期条件として定常解に加えても、時間発展と共にある波数に遷移し、やがてエントレーメント現象が起こることから、実際のエンジン内部では最大の増幅率を得る波数の波が支配的になっていることが考えられる。

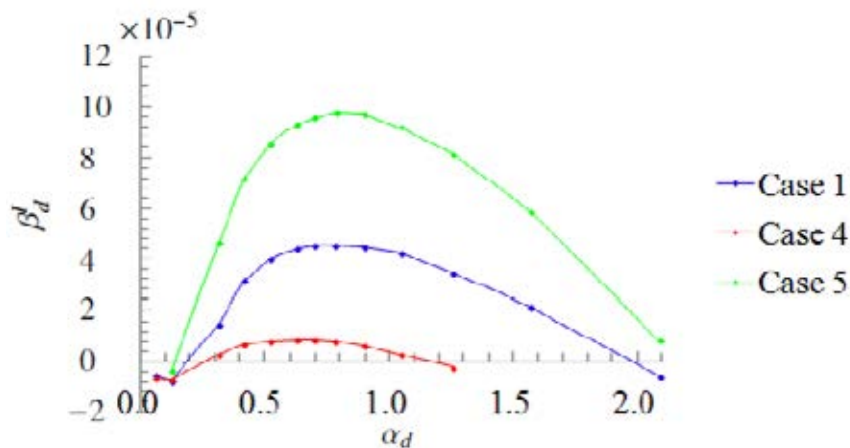


Fig.1 Non-dimensional amplification parameter of Case 1, 4 and 5 as a function of wave number. Re = 2000 at Case 1, 1000 at Case 4 and 3000 at Case 5.

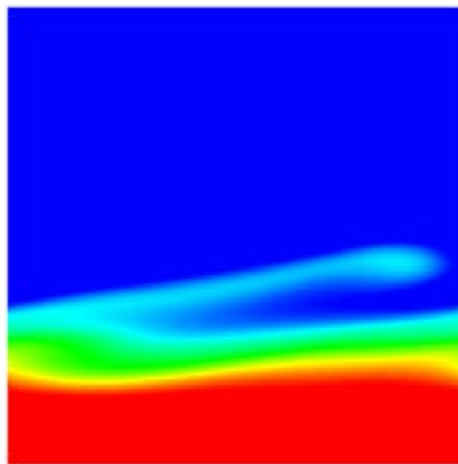


Fig.2 : Density field when a droplet is formed.

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering 2012
- 2) 63th International Astronautical Congress

超音速流れ場における半球殻物体周囲流れの数値解析

Numerical analysis of flow field around hemispherical body in supersonic flow

● 研究グループ

研究代表者：室蘭工業大学大学院 工学研究科 航空宇宙システム工学専攻，
齋藤 務(saito@mmm.muroran-it.ac.jp)
研究分担者：室蘭工業大学大学院 工学研究科 航空宇宙システム工学専攻，
畠中和明(s1822207@mmm.muroran-it.ac.jp)
研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

惑星探査機等が大気圏に突入する際に用いられる有効な減速手法に，パラシュートによる空力的減速が挙げられる．本研究では，超音速流中のパラシュート周囲流れ場の解析を目的として，FaSTAR を使用した三次元数値計算を実施する．

● 研究の概要

惑星探査機の大気圏突入時，超音速状態で展開されるパラシュートは，マッハ数やキャノピーの通気率，ペイロードの大きさ等の条件によって，キャノピーの形状が大きく崩れるなどして空力特性が不安定になることが知られている．特に通気率が低いときにはパラシュート前方の離脱衝撃波が激しく振動する．本研究では単純化したパラシュートモデルとして剛体半球殻を使用し，振動が発生する条件，およびそのメカニズムを三次元計算によって明らかにすることを目的とする．格子生成には HexaGrid，流体ソルバには FaSTAR を用いた．

計算情報

並列度：24	並列化手法：MPI
計算時間：150 時間	利用システム：M, その他
ケース数：3	

● 今年度の研究成果の概要

マッハ数4.0の流れ場における，半球殻モデル周りの流れ場について数値シミュレーションを行った．計算開始直後，離脱衝撃波は大きく振動するが，時間と共に収束し，準定常的な流れとなる．この時，離脱衝撃波背後に連続的に渦が生成されるのが観察された．この渦は半球殻外部に流出したり，半球殻内部に留まったりする．内部に留まる渦の方向に規則性はなく，半球殻内部の流れはランダムであるが，内部に留まる渦の方向に微小な偏りが生じると，次第にその偏りは増大し，半球殻内部は一方方向の流れが支配的となっていく．この流れが離脱衝撃波を大きく変形させ，さらには衝撃波の激しい振動の原因となる．図1に半球殻断面での密度勾配をグレイスケールで示す．図1aは準定常時，図1bは衝撃波の振動時である．図2に，準定常時（図2a）と非対称振動時（図2b）の流線を三次元で示す．流線の色はマッハ数分布を示している．

本研究において，超音速流中の半球殻周りの流れ場の詳細を数値計算によって調査し，離脱衝撃波振動のメカニズムを明らかにした．

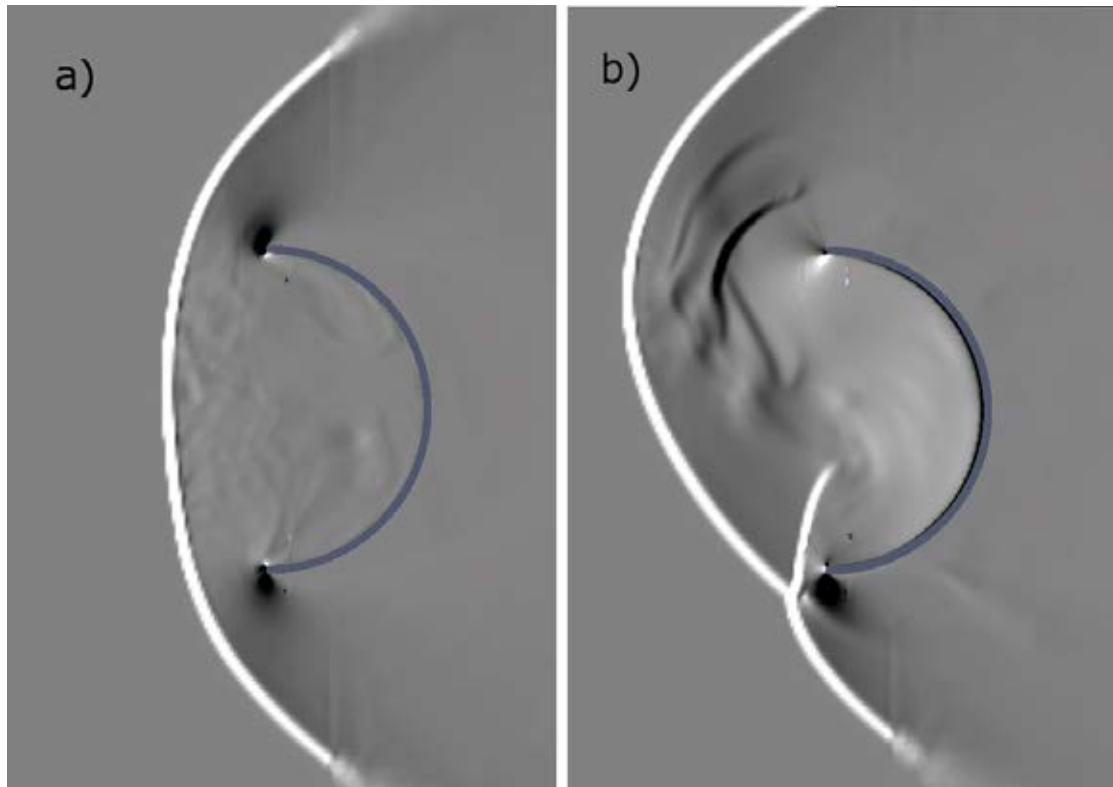


図1半球殻断面の密度勾配 a) 準定常時 b) 離脱衝撃波振動時

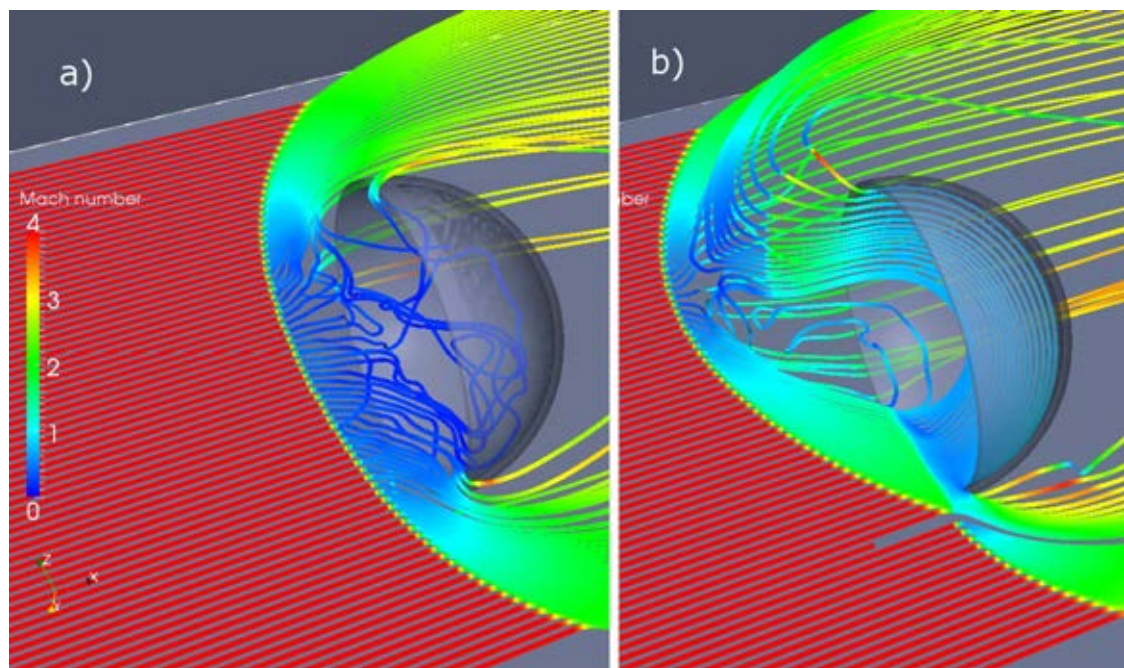


図2 半球殻周り流れの流線 a) 準定常時 b) 離脱衝撃波振動時

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 畠中和明, 齋藤 務, 水書稔治, 超音速流中の半球殻周りの非定常流れ場に関する数値解析, 平成24年度衝撃波シンポジウム (2013)

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

Job Scheduler Optimization for improvement of the system usage

● 研究グループ

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

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

スーパーコンピュータのシステム利用効率が改善を目的として，ジョブスケジューラのパラメータ設定に関して，動的に最適パラメータ設定を求める手法を提案した．

この手法を構築するにあたり，最初に，JSSのユーザの実行時間や利用状況などを幅広く分析した．これらの分析結果に基づき，数学的手法を組み合わせ，定期的にシステムの利用状況に応じた最適パラメータを探索することによって，システムの利用効率の改善をはかるというのが本手法のねらいである．

構築した手法の有効性を検証するために，「定期的にパラメータを変更した場合」と，「パラメータを変更しない」場合とで比較実験を行った．この実験の結果，パラメータ設定を変更した場合，設定変更をしなかった場合と比較して，システム利用効率，平均待ち時間，ともに改善がみられることが明らかとなった．本手法の構築および，比較実験にはJSSを利用した．以上の結果を論文としてまとめ，国内外で発表した．



図1 システム利用効率の比較

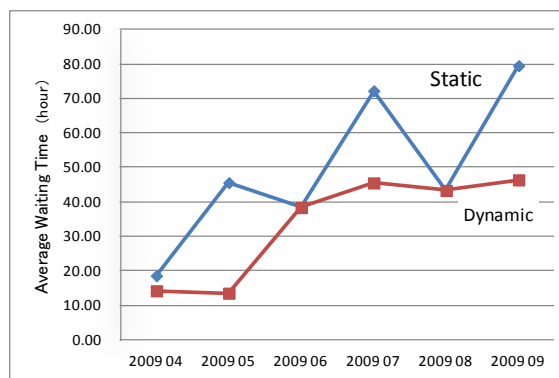


図2 平均待ち時間の比較

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) R. ITO, "An Estimation Method For Supercomputer System Based on User Analysis", ISII 2011 (Shanghai), November, 2012.
- 2) R. ITO, N. FUJITA, "Dynamic Optimization of System Resource: A Method and Experimental analysis", PDP2013 (Belfast). February 2013.

査読なし論文

- 3) 伊藤利佳, "ジョブスケジューラのパラメータ設定における動的最適化手法", 電子情報通信学会 総合大会(岐阜大), March. 2013.

衛星データ処理のスパコン利用検討・実証

Evaluation of the earth observing data processing programs

● 研究グループ

研究代表者：宇宙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：宇宙利用ミッション本部ミッション 運用システム推進室,
藤澤達也(fujisawa.tatsuya@jaxa.jp)

宇宙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)

宇宙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)

● 計算の目的

JSSを用いた地球観測データの再処理に関して、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し、処理が正しく行われていることを検証する。
- 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

地球観測データの再処理運用において、JSS の能力・特長を生かした適用方式を検討し、実務のトライアルを行って、JSS 利用のメリット/デメリットを整理し、利用の際の指針をまとめる。検証対象のセンサには、現在までに大量のデータを蓄積し、大規模な再処理が必要であることから、AMSR-E、TRMM を選定した。

計算情報

並列度：1

並列化手法：自動並列化(VISIMPACT)

計算時間：約 3 分から約 7 時間。

利用システム：M

処理レベル、ジョブの構成
(処理の組み合わせ) による

ケース数：27

● 今年度の研究成果の概要

AMSR-Eセンサの全プロダクト、TRMM/PRセンサのレベル1プロダクトのデータ検証を行った。詳細な検証をH25年度継続する。

処理性能については、5倍以上の向上が可能であることを示すことができた。

高速流体ソルバーによる風車後流特性に関する研究

Study of Wind Turbine Wake using Fast Flow Solver

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院 工学系研究科機械工学専攻，荒川忠一(arakawa@cfdl.t.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科機械工学専攻，小幡鷹政(obata@gg.cfdl.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学大学院 工学系研究科機械工学専攻，飯田 誠(iida@cfdl.t.u-tokyo.ac.jp)

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

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

研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

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

● 計算の目的

本研究では，数値解析によって風車後流の特性を明らかにすることを目的とする．特に，風車の疲労荷重に影響する流れの変動現象を数値解析によって捉え，その原因や影響範囲等の特性について考察を行う．また，その際に用いる高速な風車後流解析ツールを開発することも本研究の目的の一つである．

● 研究の概要

高速流体ソルバーの FaSTAR を用いて，欧州の風洞実験用風車を対象に数値解析を行う．本解析で得られた結果（風車の空力特性，後流特性）を，風洞実験結果および他機関の解析結果と比較することで，本解析結果の妥当性と高速性の評価を行う．

計算情報

並列度：96

並列化手法：MPI

計算時間：10～20 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

風車翼周りの空力特性および後流特性（後流域の速度分布，渦度分布）の結果は実験結果と定性的に良く一致する結果が得られ，対象風車の解析を適切に行うことが出来た．また，本解析に用いた解析時間は，他機関のものと比較し，非常に高速であり，高速な風車後流解析ツールが概ね完成したと言える．

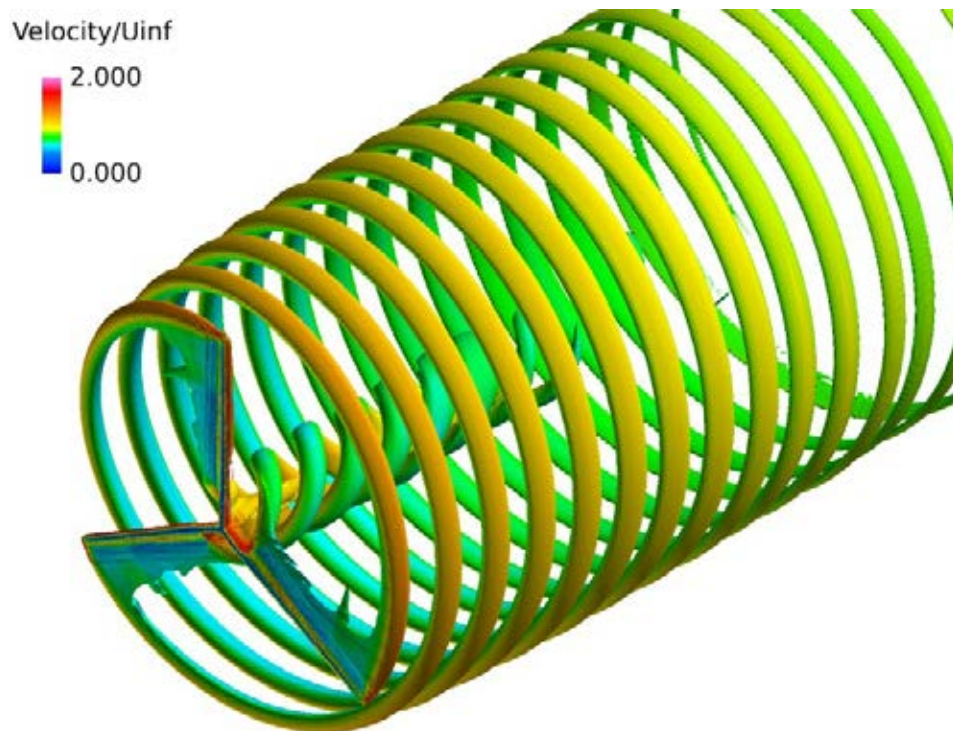


図1 渦度等値面(渦度=30.0 1/s,色は速度の大きさ) (424.5 rpm, 15 m/s)

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 小幡, 飯田, 荒川, 橋本, 村上, 松尾: 風車設計開発のための数値風洞の研究, 日本機械学会 第25回 計算力学講演会, 2012
- 2) 小幡, 飯田, 荒川, 橋本, 青山, 松尾: FaSTARによる風車の回転翼近傍後流の解析, 第26回数値流体力学シンポジウム, 2012

3次元ハイブリッド粒子モデルを用いた磁気プラズマセイルの推力評価

Thrust Evaluation of Magneto Plasma Sail by using 3D Hybrid PIC Code

● 研究グループ

研究代表者：国立明石高等工業専門学校 電気情報工学科，梶村好宏(kajimura@akashi.ac.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

太陽風プラズマをダイポール磁場で受け止めて推進力を得る「磁気プラズマセイル」(Magneto Plasma Sail:以降 MPS と記述)が、高出力・高効率の新しい宇宙推進システムとして期待されている。MPS は、宇宙機に搭載した超伝導コイルが作る磁場（磁気圏）を、プラズマ噴射によって拡大し、拡大後の磁気圏と太陽風との電磁気学的相互作用から推進力を得る。本研究では、より低いエネルギーのプラズマを噴出することによって大きな推力増分を得る方法（磁気圏拡大手法）として、リングカレント（宇宙機周辺にプラズマを噴出し、作られる環状電流）による磁気圏拡大手法を数値シミュレーションによって検討し、MPS 推力の定量的評価を通じて高効率な MPS の実現が可能かどうかを明らかにする。

計算情報

並列度：64

並列化手法：OpenMP

計算時間：12hours

利用システム：M, V

ケース数：20

● 今年度の研究成果の概要

図1に解析結果を示す。図1の左図に、+Z方向に流れる太陽風プラズマの流線を示す。原点にMPS宇宙機が作るダイポール磁場を配置し、太陽風との相互作用を解析した結果、磁気帆によって太陽風の流れが遮られている様子が見て取れる。図1の右図は、原点から、ドリフト速度がなく熱速度のみを持つプラズマを噴出した場合のプラズマの流線および紙面垂直方向の噴出プラズマの速度コンターを示している。解析結果から、噴出した熱速度プラズマが磁場にトラップされ、リングカレントが形成されていることが確認された（カラーのコンター図を確認すれば紙面垂直方向の流れが生じていることが確認できる）。そのリングカレントによる磁気帆の拡大によって、太陽風プラズマの流れが図1の左図に比べ、大きく遮られている様子が見て取れる。推力は噴出前後で10倍となり、噴射プラズマを磁気圏展開に用いた場合の推力増分は、噴射プラズマ自体を推進力として用いる場合の推力に対し、10倍（推力ゲイン）となった。さらに、噴出プラズマの温度を上昇させることにより、さらなる推力の増分（推力ゲイン：20倍）を確認することができた。

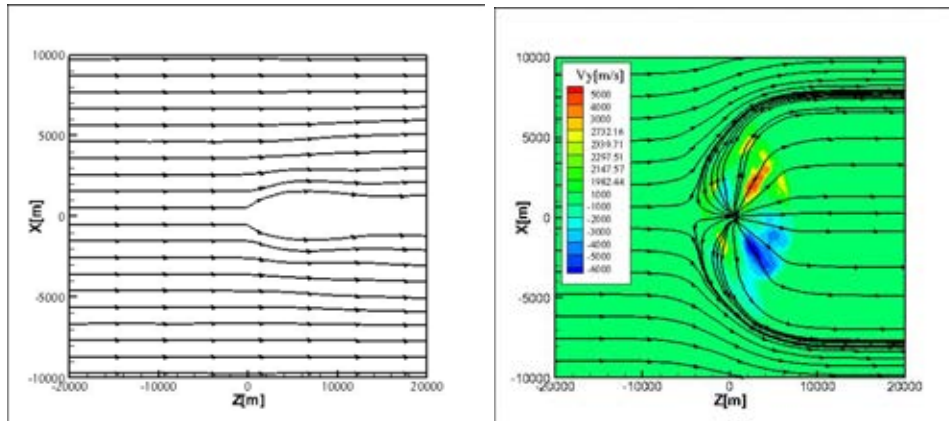


図1 磁気プラズマセイル(宇宙機)が作る磁場にさえぎられる太陽風プラズマの流れ場
(左:プラズマ噴出なし,右:宇宙機からのプラズマ噴出あり,コンター図は等方向噴出プラズマの速度 V_y を示す.)

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Yoshihiro Kajimura, Ikkoh Funaki, Iku Shinohara, Hideyuki Usui, Masaharu Matsumoto, and Hiroshi Yamakawa, Thrust and Attitude Evaluation of Magnetic Sail by Three-Dimensional Hybrid Particle-in-Cell Code, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.28, No.3, 2012, pp.652-663.
- 2) Yoshihiro Kajimura, Ikkoh Funaki, Masaharu Matsumoto, Iku Shinohara, Hideyuki Usui, Kazuma Ueno, Yuya Oshio, and Hiroshi Yamakawa, 3D Hybrid Simulation of Pure Magnetic Sail on Ion Inertial Scale in Laboratory, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol.10, 2012, pp.Pb_19-Pb_25.

口頭発表

- 3) Y. Kajimura, I. Funaki, I. Shinohara, H. Usui, M. Matsumoto, H. Yamakawa, Numerical Simulation of Dipolar Magnetic Field Inflation by Equatorial Ring-current, 22nd International Toki Conference, P4-6, Toki, Nov. 2012.
- 4) 梶村好宏, 船木一幸, 篠原 育, 松本正晴, 臼井英之, 芦田康将, 山川 宏, ダイポール磁場中へのプラズマ放出によるプラズマセイルの磁気帆拡大, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 3J14, 別府, 2012年11月.

宇宙輸送に係る乱流流れの数値解析

Numerical simulation of turbulent flows in space propulsion

● 研究グループ

研究代表者：東京大学，寺本 進(teramoto@thermo.t.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙輸送に係る基礎的な流れのうち，特に乱流輸送・非定常変動が支配的となる流れに焦点をあて，その構造を明らかにする事を目的とする．具体的には，高温気流に曝される部材表面に低温ガスを流して保護するフィルム冷却の数値シミュレーションについて，RANSとLESの比較を行う．この流れは宇宙輸送システムの開発で問題になる現象に直結しているが，数値シミュレーション手法が確立していない流れである．これらの流れ解析を実施し，その結果を吟味することで宇宙輸送に関するシミュレーション技術の向上に貢献できると考えられる．

● 研究の概要

高温気流に曝される平板乱流境界層の下側より，平板に対して35度の角度で空けられた円孔から低温気流を流し，平板上の温度分布を実験，LES，RANSで比較する．この流れは，乱流輸送が非等法的になるため，渦粘性近似の乱流モデルでは中心線上の壁温が過小評価されることが知られている．

主流温度 298K，冷却流温度 139K で，Blowing ratio ($\rho_c u_c / \rho_m u_m$) 0.5，噴射孔径 D に基づくレイノルズ数 $Re_D = 1.46 \times 10^4$ とした．計算領域は $50D \times 6D \times 3D$ ，総格子点数は約 9×10^6 ，主流および冷却流入口の乱れ生成には，それぞれ recycling および RANS 乱流量から乱数で乱れ生成する Random Flow Generator を用いた．対流項の評価には 6 次精度コンパクト差分，時間積分は 2step Runge-Kutta，SGS モデルは Dynamic Smagorinsky モデルを用いた．

計算情報

並列度：16

計算時間：130 hour

ケース数：1

並列化手法：MPI, OpenMP

利用システム：V

● 今年度の研究成果の概要

中心線上のフィルム効率分布をFig.1に示す． $k-\omega$ SSTを用いたRANS解析では冷却空気の拡散が過小評価されフィルム効率が下流まで高い値を維持しているが，LESでは実験に近い結果を得ている．温度分布の観察から，フィルム効率の差が横方向の温度分布の違いに起因していることが判ったので，乱流輸送（レイノルズ応力，Fig.2）を比較すると，縦方向の乱流輸送($u'v'$)はRANSとLESで定性的に大きな違いが無いのに対し，横方向の乱流輸送($u'w'$)はピーク位置，強度ともに異なっており，RANSでは特に壁付近で横方向の乱流輸送が過小評価されている事が判る．横方向乱流輸送の過小評価により，中心軸上の冷却気流温度が低いまま維持され，中心軸上フィルム効率の課題評価につながった事が判る．さらに渦構造との関連を観察した結果， $u'w'$ には非定常な大規模渦構造が寄与しており，乱流粘性係数の非等方性につながっていることが判った．

従来，渦粘性近似RANSでは解析が難しいとされてきた問題について，詳細な解析を実施し，非定常な渦構造を解像する事が重要である事を明らかにした．

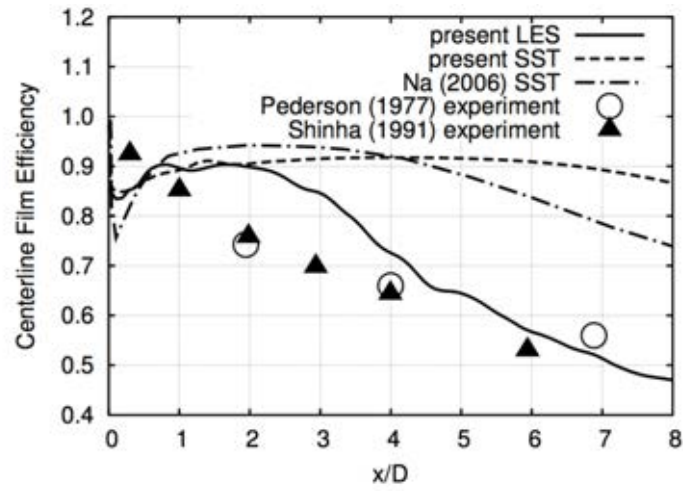


Fig.1 Centerline Film Efficiency

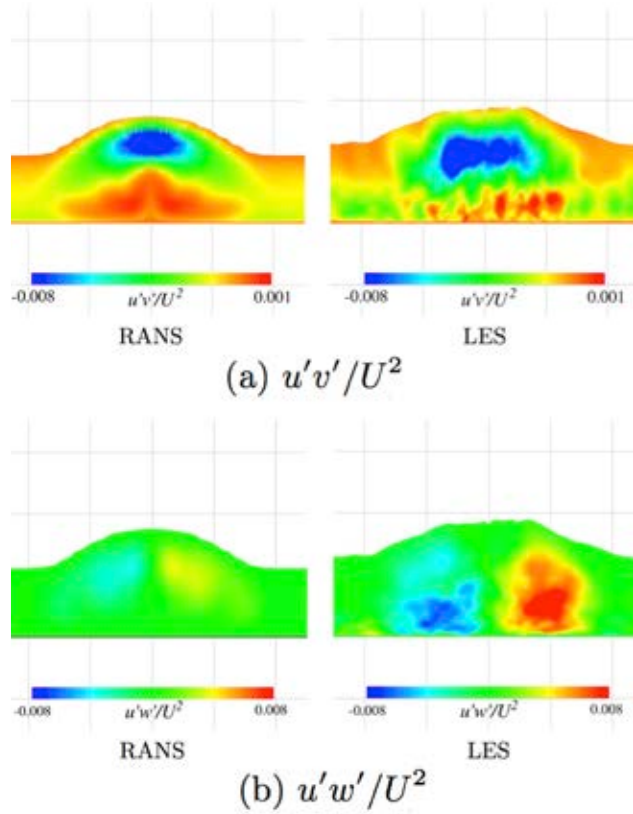


Fig.2 Reynolds Stress at $x/D=3$

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 computational model

● 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：アールト大学大学院生，Janne Blomqvist(Janne.Blomqvist@tkk.fi)

● 計算の目的

高分子ポリマー系素材は高強度かつ軽量で航空機や宇宙機の構造材料として用いられている。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う。原子からマクロスケールまで網羅したマルチスケール手法を用いた高分子シミュレーションを行い、材料開発分野でのマルチスケール法によるシミュレーションの有効性を示す。

● 研究の概要

高分子ポリマーは巨大な分子量と、それに伴う広範囲に渡る時間スケールをもつ系であり、通常の分子シミュレーションの手法を用いてこのような系の空間・時間スケールを網羅するのは難しい。このスケール間を接続するために、我々はスケールの異なる計算モデルをつなぎ合わせたマルチスケールシミュレーション手法を提案した。長い鎖構造を持った熔融高分子ポリマーの系に本手法を適用した結果、高分子特有の構造緩和を本手法により短時間で達成させることに成功した。

計算情報

並列度：16

並列化手法：VISIMPACT, FLAT, MPI

計算時間：約 100~200 時間

利用システム：M

ケース数：約 20 ケース

● 今年度の研究成果の概要

分子構造を粗視化したバネービーズモデルを用いて高分子の分子モデルとし、この分子モデルに高分子の連続体モデルを接続する（図1）。連続体は簡単のために弾性体として取り扱い、両者の接続にはマルチスケールシミュレーション手法を用いる。このような高分子のマルチスケールモデルによる計算と通常の分子動力学計算(MD)との違いを比較検討することにより本手法の評価をおこなった。高分子の初期構造から平衡状態の分子構造へ至るまでの高分子構造の緩和の様子を、マルチスケール法による結果と通常のMDによる計算結果と比較した。一本の高分子内部の平均原子間距離($R^2(n)/n$)を高分子構造を示す物性値として用い、その値の時間変化の様子を図2に示した。この図からもわかるようにマルチスケール法により速やかに平衡状態の高分子構造が得られることがわかる。従来から高分子のシミュレーションで緩和時間を短縮して効率的なシミュレーションを行う手法が提案されていたが、その手法では高分子鎖を切断したり高分子同士で付け替えたりする人工的な計算手法であった。我々の手法はそのような人為的な手を加えることなく、従来の方法と同程度のシミュレーション効率が得られることを示した。これらの成果をまとめたものが米国物理学会誌に掲載された。

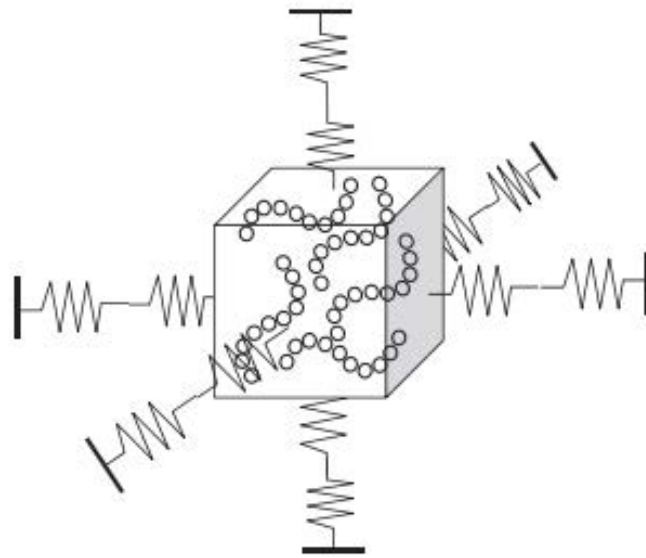


図1 溶融高分子のマルチスケールモデルの模式図中央のビーズ状鎖が粗視化高分子の粒子モデルで、この粒子モデルを連続体モデル（バネ）が囲んでいる。この2つの異なる計算モデルを接続したのがマルチスケールモデルっている。

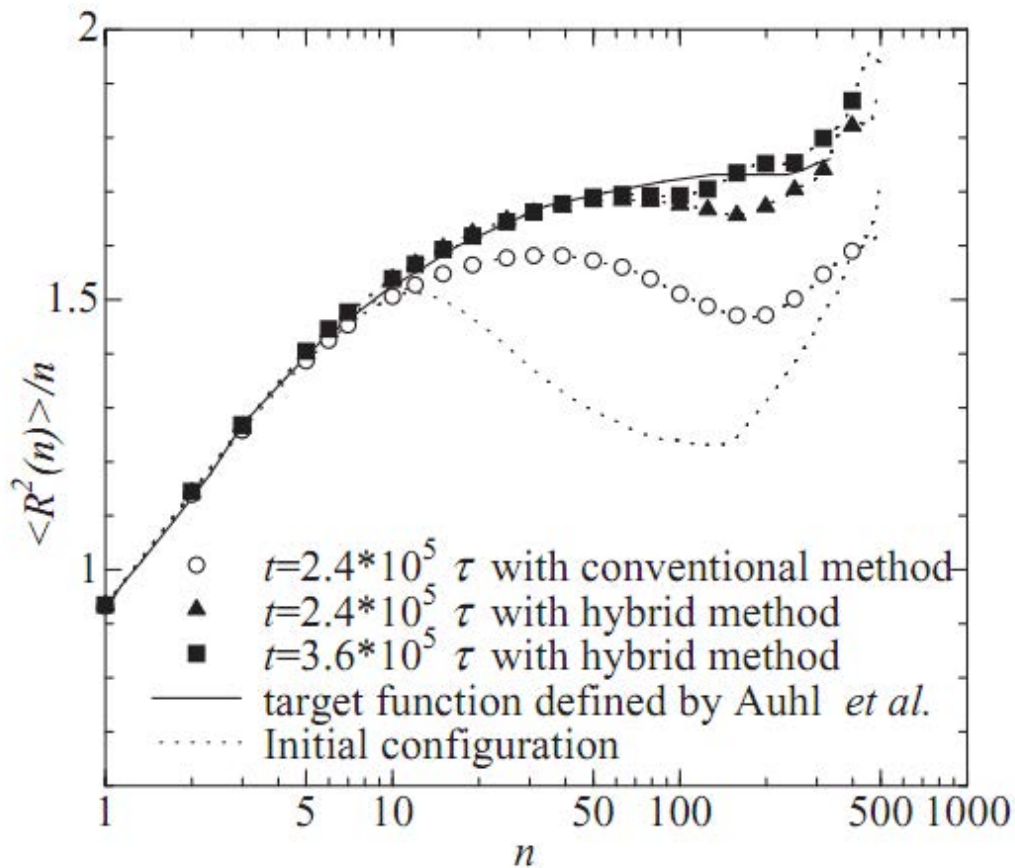


図2 高分子内平均原子間距離($R^2(n)/n$)の収束の様子シミュレーション初期状態の高分子構造（点線）が平衡状態（実線）に達するまでの様子。通常のMD法（○）に比べ、マルチスケールモデル（▲と■）ではいち早く平衡状態に達していることがわかる。

● 研究成果の公表状況**査読付論文**

- 1) “Fast convergence to equilibrium for long-chain polymer melts using a MD/continuum hybrid method” Yasuhiro Senda, Miyuki Fujio, Shuji Shimamura, Janne Blomqvist, and Risto M Nieminen : Journal of Chemical Physics, Volume 137, 154115 (2012)

口頭発表

- 2) 「シミュレーションによる原子間力顕微鏡のメカニズムの研究」今橋信行ら, 2012年度日本物理学会中国四国支部・応用物理学会中国四国支部 学術講演会, 2012年7月28日, 山口大学
- 3) 「AFMシミュレーションによるエネルギー減衰のしくみ」仙田康浩ら, 日本物理学会2012秋期大会, 2012年9月18日, 横浜国立大学
- 4) 「シミュレーションによるAFMのエネルギー減衰」仙田康浩ら, 第73回応用物理学会学術講演会, 2012年9月12日, 愛媛大学

ソーラーセイル膜面に及ぼす宇宙機帯電による静電力の影響評価

Evaluation of Influence of Electrostatic Force Generated by Spacecraft Charging
on Membrane Structure of Solar Sail

● 研究グループ

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

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

宇宙科学研究所，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

当研究グループでは、宇宙機とその周辺に存在するプラズマとの静電的相互作用の詳細解析を目的として、3次元完全粒子静電コード”HiPIC”を開発してきた。近年は、開発したコードを使用して、ソーラー電力セイル IKAROS と太陽風プラズマとの静電的相互作用を解析した。この結果から、太陽風プラズマ環境における IKAROS の太陽風上流面と下流面の電位構造および荷電粒子空間分布を見積もることが出来た。また、結果のひとつとして、IKAROS 膜面上に宇宙機帯電に起因する空間的に非一様な電場の発生が確認された。今年度は、この膜面上の電場による静電力に着目し、これが IKAROS 膜面形状の変形に寄与する可能性を検討するために、宇宙機近傍の電界計算と膜面上の静電力解析を詳細に実施した。

● 研究の概要

大面積薄膜によって太陽光圧を機体の推力に変換するソーラーセイルは、その膜面の展開と展開後の形状維持が推力発生に直結する重要問題である。本研究では、宇宙機帯電に起因する静電力が IKAROS 膜面形状の変形に寄与する可能性を検討するために、太陽風プラズマ環境で IKAROS 形状モデルについて帯電解析を詳細に実施し、膜面上に作用する静電力を解析した。これまでの研究から、太陽風上流側では導体膜面近傍に光電子が分布し、下流側では絶縁体（ポリイミド）膜がイオンウエイクにより電子過剰な領域に面する事が分かっている。この環境下での帯電解析は、宇宙機帯電解析コード MUSCAT によって IKAROS モデルの帯電飽和値を解析し、これと平行して HiPIC を使用して太陽風上流側の光電子の空間電荷効果を考慮した静電場解析を実施した。膜面に作用する静電力は、マクスウェルの応力テンソル法によって、数値解析で得られた静電場から求めた。

計算情報（図1の解析）

並列度：16

並列化手法：MPI

計算時間：48 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

1.0AU太陽風プラズマ環境中でのIKAROS帯電解析をMUSCATおよびHiPICにより実施した。プラズマ環境は、IKAROSが軌道航行中のある日時の実測値を、NASAのWIND衛星による観測データから得て使用した。MUSCATとHiPICによる帯電解析の結果から、IKAROS表面上に作用する電界強度を算出し、それらの値からマクスウェルの応力テンソル法により、この膜面上の面要素に作用する静電力を算出した。IKAROS膜面部材は、導体部がアルミニウム、絶縁体部がKaptonである。図1にHiPICによる解析のうち、IKAROS近傍の光電子の空間分布を示す。また、図2にMUSCATによる解析から得られ

た静電力のベクトル図を示す。図2から、外部空間に向かう静電力は、太陽風下流側に向く絶縁体膜面の端で顕著であり、その最大値は計算格子内の圧力換算で、単位面積あたり 10^{-8} Pa 程度であった。これは光圧の1%に相当し、帯電による静電力の膜面構造への影響はこの太陽風環境では微小であると考えられる。

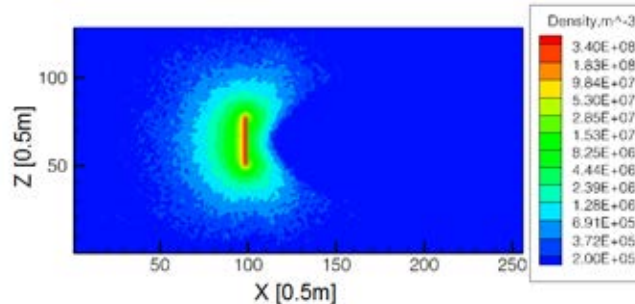


図1 HiPICによる太陽風上流側の荷電粒子空間電荷効果の影響評価（光電子数密度）。矩形物体はIKAROS計算モデルの断面。紙面左が太陽側。

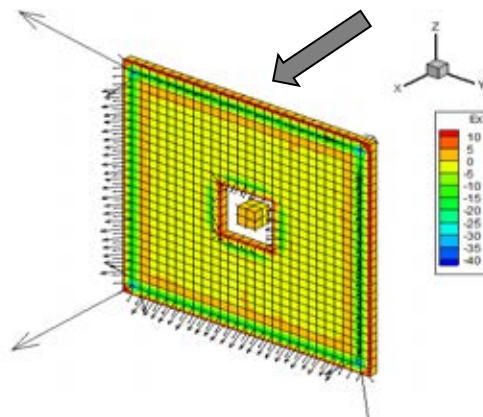


図2 MUSCATによるIKAROS機体面上に発生する静電力解析結果。ブロック矢印は太陽風の方向を示す。

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) Takanobu Muranaka, Iku Shinohara, and Ryoji Takaki, “Development of electrostatic full-particle code for spacecraft charging analysis and its application to space exploration,” The 12th Spacecraft Charging Technology Conference, Kitakyushu, May 14-18, 2012.
- 2) 村中崇信, 篠原 育, 高木亮治, 森 治, 船瀬龍, 白澤洋次, 大野 剛, 「ソーラーセイル膜面に及ぼす宇宙機帯電による静電力の影響評価」, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム予稿集
- 3) 村中崇信, 篠原 育, 高木亮治, 森 治, 船瀬龍, 白澤洋次, 大野 剛, 「ソーラーセイル膜面の構造に対する静電力の影響評価」, 第56回宇宙科学技術連合講演会予稿集

口頭発表

- 4) 村中崇信, 篠原 育, 高木亮治, 森 治, 船瀬龍, 白澤洋次, 大野 剛, 「ソーラーセイル膜面に及ぼす宇宙機帯電による静電力の影響評価」, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA宇宙科学研究所, 相模原市, 2013年01月17-18日.
- 5) 村中崇信, 篠原 育, 高木亮治, 森 治, 船瀬龍, 白澤洋次, 大野 剛, 「ソーラーセイル膜面の構造に対する静電力の影響評価」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 別府国際コンベンションセンター, 別府市, 2012年11月20-22日.

ロケットエンジンおよび超音速飛翔体用エンジンに関する燃焼流体の研究

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

● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学大学院 工学研究院機械知能工学研究系,

坪井伸幸(tsuboi@mech.kyutech.ac.jp)

研究分担者：総合研究大学院 大学物理科学研究科 宇宙科学専攻 5年一貫制博士課程 5年,

(H24.10月から JAXA/JEDI 招聘職員)

森井雄飛(dj.youhi@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,

川上祐司(y.kamidesu@gmail.com)

武藤大貴(daiki.muto@gmail.com)

琴浦哲史(kotoura.fd1973@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,

倉本健史(kuramoto.takeshi@gmail.com)

成宮 匡(narimiya.tadashi@gmail.com)

杉安孝幸(sugiyasu8@gmail.com)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

燃焼器内部流れの解析には、低速・高 Re 流れとなるため、従来の圧縮性解法では結果が正しく得られなくなる。したがって、固有値を操作する、前処理法を導入し、3次元流れにおいてその効果を確認する。また、超音速エンジンの候補の一つとされるデトネーションを用いたパルスデトネーションエンジン(PDE)やローターティングデトネーションエンジン(RDE)、そしてその基礎となるデトネーションについても、解析を実施する。さらに、将来宇宙輸送機の候補の一つであるエアロスパイクノズルについても性能の評価を行う。

計算情報

並列度：1

並列化手法：なし

計算時間：2時間

利用システム：V

ケース数：18

● 今年度の研究成果の概要

燃焼器内部の高 Re 数低速流れの解析を視野に入れて、前処理法を用いた非反応圧縮性流れにより解析を行った。今年度はハイブリッドロケットエンジン内部流れに関して提案されているいくつかの前処理法を比較し、計算の安定性については違いがあるものの計算結果としてはほぼ同等の結果であることが示された。また、非理想型状態方程式を使用した超臨界流体に対する解析も可能となった。さらに将来宇宙輸送機の候補の一つであるエアロスパイクノズルについてもcold flowで幅広い圧力比・開口比で性能評価を行い(図1,2)、ベルノズルに比べて推力性能が改善することが示された。

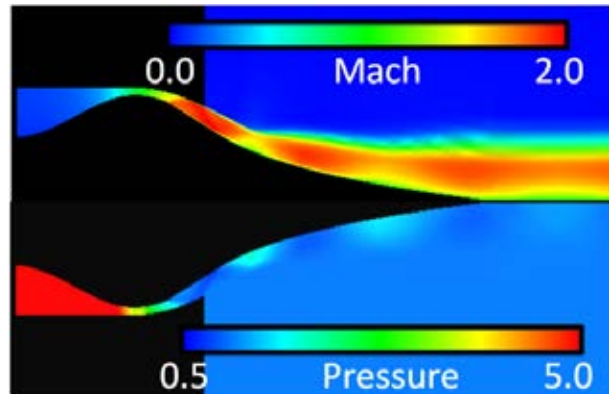


図1 エアロスパイクノズルの計算結果 ($A_e/A_t = 5.0$, $P_c/P_a = 6.24$)

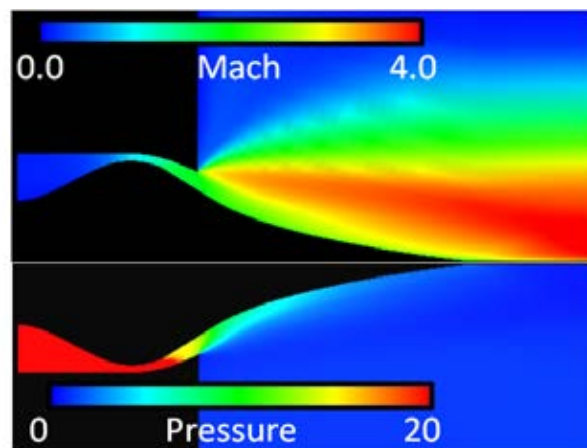


図2 エアロスパイクノズルの計算結果 ($A_e/A_t = 5.0$, $P_c/P_a = 500$)

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Tsuboi, N., Morii, Y., A.K. Hayashi, Two-dimensional Numerical Simulation on Galloping Detonation in a Narrow Channel, The Combustion Institute, Vol. 34, pp.1999-2007, 2013.

口頭発表

- 2) 坪井伸幸, 林 光一, 小島孝之, ローテータイングデトネーションエンジンの数値解析:推力性能の評価, 第44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 2012, 1E09, 2012.7
- 3) 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田 徹, 前処理法を用いたハイブリッドロケット内部の3次元非定常圧縮性流れの数値解析:前処理法の効果, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 3H07, 2012.11
- 4) 坪井伸幸, 林 光一, 小島孝之, ローテータイングデトネーションエンジンの数値解析:推力性能の評価, 第44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 2012, 1E09, 2012.7
- 5) 衛藤 遥, 坪井伸幸, 琴浦哲史, 丸 祐介, 藤田和央, 数値計算による Waverider 形状の空力特性評価:傾角をつけた条件による揚抗比の変化, 平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム, (論文後刷り)
- 6) N.Tsuboi, K.Fukiba, T.Shimada, Three-dimensional Numerical Simulation on Unsteady Compressible Flow Using Preconditioning Method in Hybrid Rocket Engine:Effects of Preconditioning Schemes, Eighth International Conference on Flow Dynamics, OS5-15, 2012.9
- 7) 琴浦, 坪井, 丸, 藤田, 数値解析による極超音速機の空力特性評価:単純化した Waverider 形状の効果, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 3N05, 2012

- 8) 琴浦, 坪井, 丸, 藤田, スペースプレーンの空力形状の研究～ウェーブライダーにおける形状簡易化の影響, 第13回宇宙科学シンポジウム, 相模原, 2013.1 (ポスター発表)
- 9) Daiki Mutoh, Nobuyuki Tsuboi, Hiroshi Terashima, Mitsuo Koshi, Numerical Simulation of Supercritical Jet Structure Using Preconditioning Unsteady Compressible Method, 34th International Symposium on Combustion, 034TF-0309(WIP), July 2012.
- 10) 武藤大貴, 坪井伸幸, 寺島洋史, 超臨界圧力下における衝撃波管問題の数値解析: 状態方程式の影響, 日本機械学会九州支部第66期総会・講演会, 716, 2013年3月.
- 11) 杉安孝幸, 森井雄飛, 坪井伸幸, 林 光一, 水素/空気デトネーションの数値解析: 詳細化学反応モデルの影響, 火薬学会年会講演要旨集, pp.73-76, 2012.5.
- 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水素/空気/水蒸気円筒デトネーションの数値解析, 燃焼シンポジウム講演論文集, pp.540-541, 2012.11.
- 13) 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: 開口比の影響, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012, 2B06, 2012年7月
- 14) 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: スパイク形状による影響, 第56回宇宙科学技連合講演会, 2H10, 2012年11月
- 15) 杉安孝幸, 森井雄飛, 坪井伸幸, 林 光一, 朝原 誠, 詳細化学反応モデルを用いた酸水素デトネーションの数値解析: 水蒸気濃度の影響, 平成24年度衝撃波シンポジウム, 2A2-3, 2013.3
- 16) 川上祐司, 坪井伸幸, 小島孝之, 林 光一, 数値解析によるエアロスパイクノズルを用いたパルスデトネーションエンジンの推進性能評価: 平成24年度衝撃波シンポジウム, スパイク切断効果, 2A3-1, 2013.3
- 17) 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°ランプ周りの衝撃波干渉に関する数値解析: スパン幅が流れ場構造に与える影響, 平成24年度衝撃波シンポジウム, 3C-5, 2013.3

極低レイノルズ数二次元翼における CFD 解析と曳航流体試験の特性比較

Two-dimensional Performance Comparison of CFD Analysis and Experimental Towing Fluid
in Ultra Low Reynolds Number Flow

● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学大学院 工学研究院 機械知能工学研究系 宇宙工学部門，
米本浩一(yonemoto@mech.kyutech.ac.jp)
研究分担者：九州工業大学大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士課程前期 1 年，
齋藤秀全(m344120h@tobata.isc.kyutech.ac.jp)
水本友樹(m344161y@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は、極低レイノルズ (Re) 数における二次元翼の流体现象を研究することにある。報告者らは火星飛行探査システムの研究を行っているが、火星の大気密度が地球の100分の1程度であることおよび地表探査のために低速飛行が要求されることから、その飛行Re数は $10^4 \sim 10^5$ と地球上の航空機に比べて低くなる。また、火星探査航空機のプロペラのRe数は 10^3 程度と非常に小さくなる。これらのRe数領域では空力特性が大きく変化するが、その研究例は少ない。

本研究では、火星探査航空機の翼型候補として注目されている翼型や標準的な翼型を用いて、特に 10^3 程度の極低 Re 数領域における空力特性を CFD と実験流体力学を用いて明らかにする。特に、数値計算と実験結果双方の妥当性を確かめ流体现象を理解するとともに、極低 Re 数領域における翼型特性の評価方法を確立する。

● 研究の概要

CFD では、非定常における二次元非圧縮性流れのナビエ・ストークス方程式を用い、乱流モデル無し
の iLES 解析を行った。実験流体力学では、高粘度流体を用いた曳航流体槽による二次元翼の天秤試験
を行った。評価対象は、実験例の多い NACA0012, 平板翼($t/c=2.86\%$)、そして火星探査航空機の主翼の
翼型候補として注目されている石井翼とした。Re 数は各翼型で 500, 1000, 5000, 10000 とした。CFD
での迎角は 2° 毎に $-4^\circ \sim 10^\circ$ とし、天秤試験では 2° 毎に $-10^\circ \sim 20^\circ$ とした。

計算情報

並列度：	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

各翼型における CFD 解析と曳航流体槽による天秤試験の結果、以下の結果を得た。

揚力特性と抗力特性では、概ね CFD と実験結果は一致した。より詳細には、揚力については CFD より
実験値の揚力傾斜が大きく、迎角が増加するにつれて若干のずれが見られた。抗力に関しては、概ね
実験値が CFD より小さいが、低迎角は CFD より大きかった。さらに CFD では Re 数が 500 以下から
抗力が大きく増加し始めるのに対し、実験では Re 数が 1000 以下から大きく増加した。この要因につい
ては現在検討を進めている。

また広範囲の Re 数で最大揚抗比をみた場合、 $Re=10^4$ では石井翼の揚抗比が各翼型で最大となり、翼型効果が明らかである。しかし $Re=10^2$ では各翼型の差が非常に小さくなる。Re 数が小さくなるにつれ、翼型効果が見られなくなる。

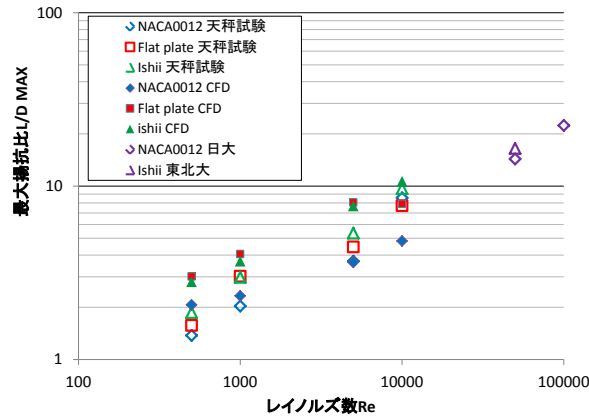


図1 最大揚抗特性

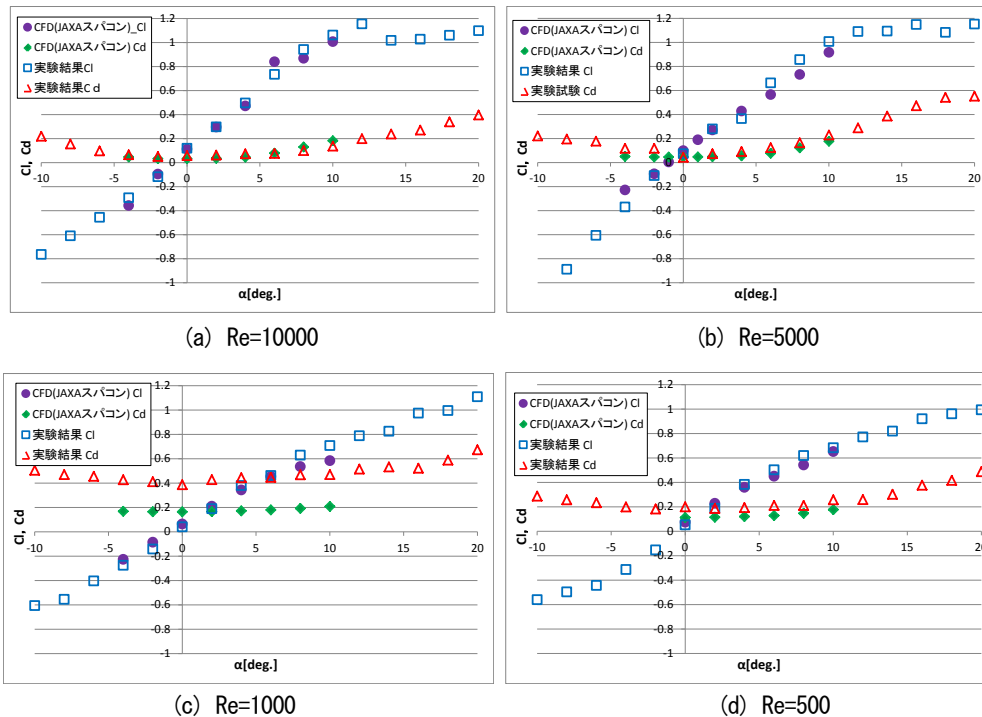


図2 石井翼の揚力特性・抗力特性比較

研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 杉井昌広ら，“高粘度流体中にある三次元翼の極低レイノルズ数翼特性”，第56回宇宙科学連合講演会，2012年。
- 2) 杉井昌広ら，“曳航流体槽中の極低レイノルズ数翼特性と流れの可視化”，日本機械学会九州支部大66期総会・講演会，2013年（発表予定）。
- 3) 齋藤秀全ら，“極低レイノルズ数流れにある二次元物体の空力特性に関する数値的研究”，第56回宇宙科学連合講演会，2012年。

火星探査航空機用最適翼型の多目的数値探査

Multi-objective Numerical Searching for Optimal Airfoil of Mars 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，
佐々木 岳(m584107g@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙航空研究開発機構は 2020 年代初頭の次期火星複合探査ミッションにおいて、世界初の航空機による惑星探査を計画している。報告者らはそのワーキンググループの一員として、空力設計を担当している。火星飛行探査における困難さは、希薄な大気にある。地球の飛行を想定する従来翼型は、火星環境では期待される揚抗比を達成できない。さらに、従来研究では予測困難な非線形な流体力学的現象も発生する。本研究は、遺伝的アルゴリズムと数値流体力学を組み合わせた新しい探索手法により、火星大気飛行に適する最適翼型の設計を提案する。

● 研究の概要

火星探査航空機の主翼翼型について、揚力係数最大化と抵抗係数最小化を目的とした多目的設計探査を行った。最適化手法には、多目的遺伝的アルゴリズムの一つである Non-dominated Sorting Genetic Algorithms II (NSGA-II) を用いた。NSGA-II は他の遺伝的アルゴリズムに比べ解の多様性と収束性に優れる。また、設計者に有益な情報をもたらすパレートフロント形成にも効果的であるため、多くの多目的最適化問題に用いられている。

設計した翼型の空力性能の評価には数値流体力学を用いた。設定したレイノルズ数は 2.3×10^4 である。低レイノルズ数であること、大きな渦構造のみを捉えることができれば良いと考えられることから、全流れ場を層流と仮定し計算を行った。翼型最適化が期待した成果を出せるかを判断するため、低レイノルズ数領域で高性能を示す石井翼型よりも揚抗比に優れることを目標とした（火星探査航空機の設計要求では、石井翼型の最大揚抗比より 20% 高い揚抗比が求められている）。

計算情報

並列度：	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

火星探査航空機主翼翼型を揚力係数最大化と抵抗係数最小化を目的として設計探査した結果、多数の非劣解集合が得られた。得られた非劣解集合は翼型形状から大きく 5 つに分類可能であり、多くの設計知見が得られた。特に、揚力係数最大の翼型はフラップのような後縁形状を持つこと、揚抗比最大の翼型は剥離泡を形成する上面形状を持つことなどがわかった。特に、揚抗比最大の翼型は石井翼と比べて 120% 揚抗比が向上した。今後は風洞試験による検証を実施する予定である。

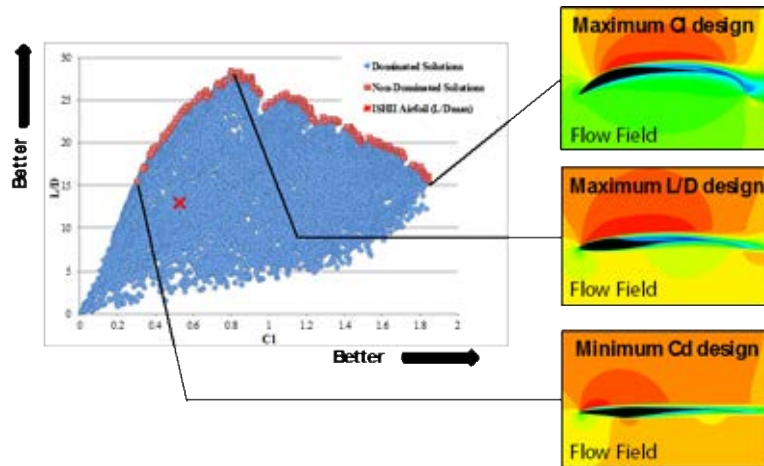


図1 火星探査航空機の最適化結果

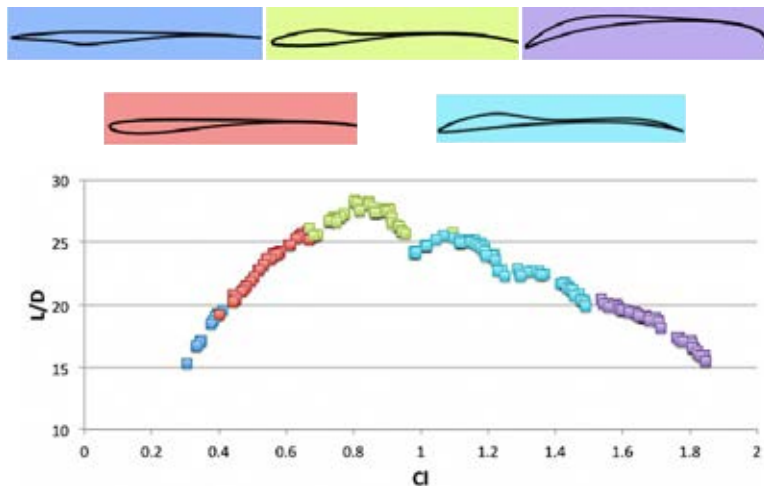


図2 パレート解の翼型分類

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) Gaku Sasaki, Tomoaki Tatsukawa, Taku Nonomura, Koichi Yonemoto, Akira Oyama, and Takaaki Matsumoto, "Multi-objective Optimization of Airfoil of Mars Exploration Aircraft using Evolutionary Algorithm," Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Jeju, Korea, November, 2012.
- 2) Gaku Sasaki, Tomoaki Tatsukawa, Taku Nonomura, Koichi Yonemoto, Akira Oyama, and Takaaki Matsumoto, "Multi-objective Optimization of Airfoil of Mars Exploration Aircraft using Evolutionary Algorithm", 5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, Chofu, Tokyo, Japan, October, 2012
- 3) 佐々木岳, 立川智章, 野々村拓, 大山 聖, 米本浩一, 松本剛明, "遺伝的アルゴリズムによる低レイノルズ数高揚抗比翼型の設計探査", 第56回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012年11月.

多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of multi-phase detonation system

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学, 林 光一(hayashi@me.aoyama.ac.jp)
 研究分担者：青山学院大学, 山田英助(yamada@me.aoyama.ac.jp)
 朝原 誠(vanilla.grief+asl@gmail.com)
 ジェミンスカ・エディータ(edyta.dzieminska@gmail.com)
 青木達也(c5611091@aoyama.jp)
 上村悠歩(c5611094@aoyama.jp)
 後藤祐介(c5611103@aoyama.jp)
 辰巳唯斗(c5611114@aoyama.jp)
 関齊健太(c5612091@aoyama.jp)
 長尾剛史(c5612097@aoyama.jp)
 尾藤 萌(c5612100@aoyama.jp)
 藤田徳堅(c5612102@aoyama.jp)
 町田拓也(c5612103@aoyama.jp)
 山下晃史(c5612104@aoyama.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

水素を燃料としたデトネーションの計算において, これまでと異なる化学反応モデルの導入を試みた. また, エタノールを燃料とした詳細反応モデルを組み込み, 基本的なデトネーションの伝播現象の2次元数値シミュレーションを実施した. 数百の素反応から構成されるエタノールの詳細反応モデルを安定して効率的に計算できるようにチューニングを実施した.

計算情報

並列度：4	並列化手法：その他
計算時間：20 時間	利用システム：M
ケース数：5	

● 今年度の研究成果の概要

水素の化学反応モデルを変更することで, 各反応モデルの特徴を示した.
 300程度の素反応式から構成されるエタノールの詳細反応モデルを利用したデトネーションの2次元数値シミュレーションの安定で効率的な計算を可能にした.

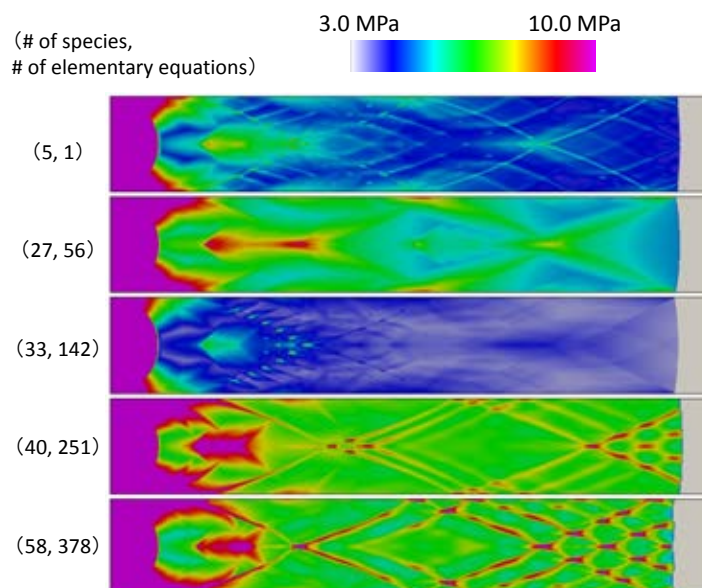


図1 各素反応モデルに対するエタノールのデトネーションの最大圧力履歴

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 山田英助, 朝原 誠, 林 光一, 詳細化学反応モデルを用いたエタノールデトネーションの Java によるマルチスレッド計算, 第26回数値流体力学シンポジウム
- 2) 町田拓也, 林 光一, 山田英助, 朝原 誠, 詳細化学反応機構が水素デトネーションの伝播特性に与える影響, 第50回燃焼シンポジウム

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

発達した乱流は運動量, 物質あるいは熱の強い輸送を担うため, 宇宙物理をはじめとするさまざまな分野において, 統計性質, 維持機構, 制御法などが広く研究されてきた. 本計算では, 周期境界条件下での一様等方乱流, あるいは球状容器内に充填された流体の乱流といった基礎的な乱流場を可能な限り大きなレイノルズ数においてシミュレートし, これらの乱流の生成維持機構や, それによる輸送現象の詳細を解明することを目的とした.

● 研究の概要

(こまの首ふり運動のように) 自転軸が歳差運動をする球体容器内 (以下では歳差球体とよぶ) には強い乱流が維持されることが実験的に報告されている. そこで本研究では, この系の直接数値シミュレーションを重点的に行った. 具体的には, 流体の非圧縮条件を用いて速度場を 2 つのスカラー関数で表し, これらのスカラー関数の時間発展を流体の運動方程式を 2 次精度のアダムス・バッシュホース法とクランク・ニコルソン法を用いて時間積分することで求めた. このとき, 空間微分は球面調和関数とゼルニケ田多項式を展開関数としたスペクトル法により評価した. この数値シミュレーションと並行して厳密に同一の条件下での室内実験を遂行することで, 数値シミュレーション結果の検証を行いつつ, 室内実験では計測することが困難な乱流中の 3 次元構造の詳細やこの乱流のもつ輸送能力などを明らかにした.

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：16

● 今年度の研究成果の概要

昨年度までの研究により, 本研究で実行してきた歳差球体内の乱流の数値シミュレーションの結果が同一の条件下での室内実験による計測結果を極めてよく再現することが確認された. そこで今年度は, この歳差球体内の乱流による輸送現象の解明を目指した.

歳差球体内の流れは, 自転角速度の大きさと球体半径そして作動流体の動粘性係数で定義されるレイノルズ数と, 歳差の強さを表すポアンカレ数 (歳差角速度の大きさの自転角速度の大きさに対する比) の2つの無次元パラメタに支配される. 我々の室内実験における観察によれば, 歳差球体内の乱流の様子はポアンカレ数に強く依存することが分かっている. そこで本研究ではレイノルズ数を固定したままポアンカレ数を系統的に変化させてシミュレーションを実行した.

また歳差球体内の乱流による混合過程を捉えるために, 容器内の流体粒子群の軌跡を数値的に求めた. こうして求めた流体粒子群を初期位置に応じて色分けし, 球体中心断面近傍の薄い層内の流体粒子の分布の様子を可視化した結果を 図1 に示す. およそ10自転周期という短い時間で十分な混合が達成されて

いることが確認される。さらに、この混合の進行過程を Danckwerts (1952) により提案された方法を改良して定量化した。その結果、レイノルズ数を 40000 に固定した場合、歳差球体内の混合はポアンカレ数がおよそ 0.07 のという比較的弱い歳差の場合にもっとも効率がよいことが明らかとなった。

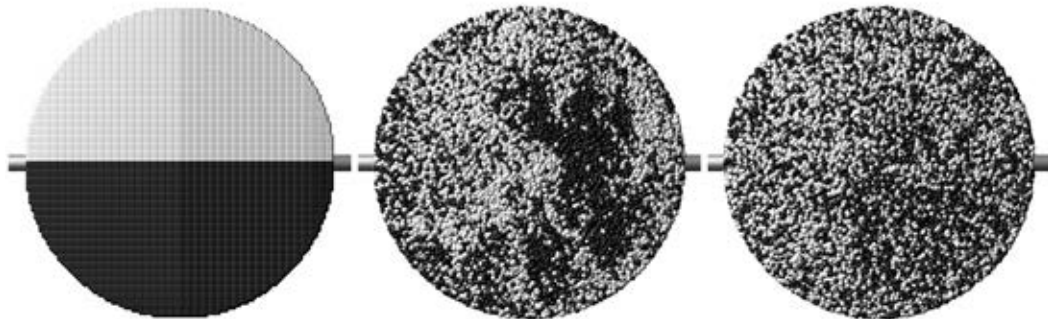


図1 歳差球体内の混合の様子。左から初期時刻，5自転周期後，10自転周期後。

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) S. Goto, “Coherent Structures and Energy Cascade in Homogeneous Turbulence,” Prog. Prog. Theo. Phys. Suppl. 195 (2012) 139-156.
- 2) T. Ooshida, S. Goto, T. Matsumoto, A. Nakahara, M. Otsuki, “An Approach to Glassy Systems with Direct-Interaction Approximation” Prog. Theo. Phys. Suppl. 195 (2012) 157-166.

査読なし論文

- 3) S. Goto, G. Kawahara, T. Yasuda, “Coherent Structures in Homogeneous Turbulence Sustained by Steady Force,” Proc. Ninth International Conference on Flow Dynamics.
- 4) Y. Koike, M. Shimizu, S. Kida, G. Kawahara, S. Goto, “Continuous Spin-up and Dynamo in a Precessing Sphere,” Proc. JSST 2012.

口頭発表

- 5) 後藤 晋, 田鍬幸司, 清水雅樹, 『歳差運動をする球体内の乱流による混合』日本流体力学会 年会 2012, 2012年9月18日.
- 6) S. Goto, G. Kawahara, T. Yasuda, “Coherent Structures in Homogeneous Turbulence Sustained by Steady Force”, Ninth International Conference on Flow Dynamics, 2012年9月21日.
- 7) 安田達哉, 河原源太, 後藤 晋『双曲型淀み点流に生じる発達した乱流のLES』第90期 日本機械学会 流体工学部門講演会, 2012年11月17日.
- 8) 山登将宏, 後藤 晋, 堀本康文, 河原源太, 『歳差運動する球体容器内に維持される界面活性剤水溶液の乱流』, 第90期 日本機械学会 流体工学部門講演会, 2012年11月17日.
- 9) 後藤 晋, 安田達哉, 河原源太, 『定常外力に駆動される一様乱流中の秩序構造』, 第90期 日本機械学会 流体工学部門講演会, 2012年11月18日.

R3MHD コードを用いた相対論的磁気リコネクション研究

Numerical Study of Relativistic Magnetic Reconnection using R3MHD code

● 研究グループ

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

● 計算の目的

高エネルギー天体現象で観測されるフレア現象の一部は磁気リコネクションによるものと考えられている。しかし相対論的磁気リコネクションの理論的研究は少なく、特に輻射の効果を考慮した研究は少ない。そこで本研究は相対論的磁気リコネクションの物理を理解することを目的として、相対論的抵抗性輻射磁気流体(Relativistic Resistive Radiation Magnetohydrodynamics, R3MHD)コードを開発し相対論的磁気リコネクションの数値的研究を行う。

● 研究の概要

輻射と磁気拡散を無矛盾に取り入れた相対論的磁気流体計算はこれまで全く行われていなく、数値計算手法の開発が必要である。そこで本研究を遂行するにあたり R3MHD コードの開発を行った。その後、R3MHD コードを用いて相対論的 Petschek 型リコネクションにおける輻射の影響を調べた。

計算情報

並列度： 64	並列化手法： MPI
計算時間： 72 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

R3MHDコードを作成するにあたり、本研究では陽・陰的時間積分法を用いた計算コードを開発した。この方法ではガスや波の移流は陽的時間積分を行い、磁気拡散やガス・輻射間の吸収・散乱プロセスは陰的に時間積分を行う。この方法を用いることによりクーラン条件に対する制限を大幅に緩和することに成功した。

作成したR3MHDコードを相対論的Petschek型リコネクション問題に適用し、輻射の影響、特に本年度は電子散乱による影響を調べた。その結果、光学的に厚く、輻射エネルギー密度が磁気エネルギー密度と同程度である場合、輻射抵抗が磁気リコネクションの発達を抑制するため、エネルギー変換効率が下がることがわかった。

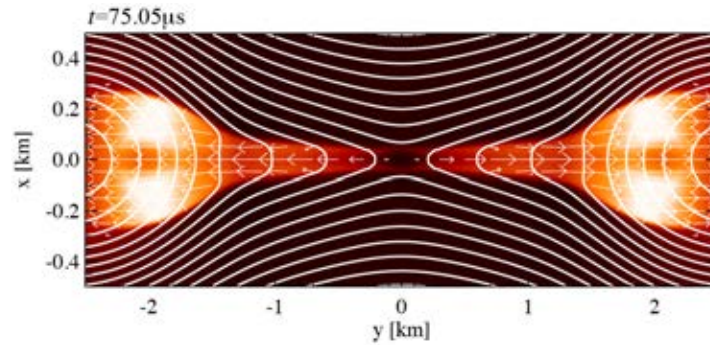


図1 R3MHDコードを用いた相対論的Petschek型リコネクション計算. カラーは輻射エネルギー密度, 線は磁力線, 矢印は速度場を表す.

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Hiroyuki R. Takahashi, Ken Ohsuga, Yuichiro Sekiguchi, Tsuyoshi Inoue, Kengo Tomida, 'Explicit-Implicit Scheme for Relativistic Radiation Hydrodynamics', 2013, ApJ, 764, 122
- 2) Hiroyuki R. Takahashi & Ken Ohsuga, 'Numerical Treatment of Anisotropic Radiation Field Coupling with the Relativistic Resistive Magnetofluids', submitted to ApJ

査読なし論文

- 3) Hiroyuki R. Takahashi & Ken Ohsuga, submitted to proceedings of Thirteen Marcel Grossmann Meeting -MG13, World Scientific, Singapore, 2013, to be appeared.
- 4) Hiroyuki R. Takahashi, Ken Ohsuga, 'Magnetic Energy Release in Relativistic Plasma', Proceedings of the International Astronomical Union, Cambridge University Press, Volume 7, Issue S279, p. 405-406

口頭発表

- 5) H. R. Takahashi, 'Radiative MHD Simulation of Relativistic Magnetic Reconnection', 2012 US-Japan Workshop on Magnetic Reconnection (MR2012) Princeton, US, 2012, May 23-25 (invited)
- 6) 高橋博之, 「相対論的散逸性磁気流体シミュレーション」, 理論天文学宇宙物理学懇談会シンポジウム「計算宇宙物理学の新展開」, つくばエポカル, 2012年12月23日 (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：神戸大学大学院 理学研究科，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)

神戸大学大学院 理学研究科，納多哲史(noda@gfd-dennou.org)

岡山大学大学院 自然科学研究科，はしもとじょーじ(george@gfd-dennou.org)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

平成 24 年度には、23 年度に引き続き、これまでに構築してきたモデルを用いて、地球の抽象化の一つの形としての全球を海で覆われた液体の水を持った惑星の大気大循環構造の自転角速度依存性を調べるための計算を実施した。惑星大気循環の自転角速度依存性は古くから考えられてきた問題であるが、数値モデルが進化している現在、改めて調査し、我々の知見を確認・再集積しておくことが、現象の理解においても、モデル開発の観点でも重要である。実験の結果、自転角速度の変化に伴って、中緯度帯の傾圧不安定波動活動に伴う降水帯や、子午面循環、東西風の構造における変化が確認された。

計算情報

並列度：1

計算時間：7 時間

ケース数：6

並列化手法：MPI, OpenMP

(ただし、通常は逐次計算で実行)

利用システム：M

● 今年度の研究成果の概要

地球の抽象化の一つの形として全球が海で覆われた液体の水を持った惑星の大気大循環構造の自転角速度依存性を調べるために、地球の自転角速度の 1 倍, 1/2 倍, 1/4 倍, 1/8 倍, 1/16 倍, 0 倍の自転角速度を与えて計算を行った。計算結果の解釈を簡単にするを意図して、計算に使うモデル、および実験条件は非常に簡単なものとしている。惑星表面は全球が海に覆われている条件として無限に水が存在すると仮定している。また、惑星表面は沼条件 (swamp condition)、つまり熱容量をゼロと仮定した。モデルで陽に表現できない積雲対流は、湿潤対流調節で表現している。初期条件は等温静止大気に微小温度擾乱を与えたものを用いた。積分時間は 1800 日であり、積分最後の 360 日間の結果を解析に用いている。

計算の結果、循環構造の自転角速度依存性が確認された。例えば、地球と同じ自転角速度の条件で見られる中緯度の傾圧不安定活動に伴う降水帯は、自転角速度の減少に伴って緯度が高くなっていく (図 1)。これに対応して、ハドレー循環の緯度幅は広がっていることも確認された。これは、定性的には古典的なハドレー循環の形成理論における自転角速度依存性と矛盾してはいない。また、東西風に注目すると、地球の自転角速度を与えた実験では、赤道域は東風となっているが、自転角速度の減少に伴い、東風が弱くなり最終的に西風となる。これにより全緯度帯で西風となりスーパーローテーションが形成さ

れる(図2)。この小さな自転角速度において見られるスーパーローテーションは、平成23年度に実施した自転と公転が同期した惑星(同期回転惑星)の実験でも見られた特徴であり、共通の力学的解釈が成り立つかもしれない。しかし、その解釈のためには、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。

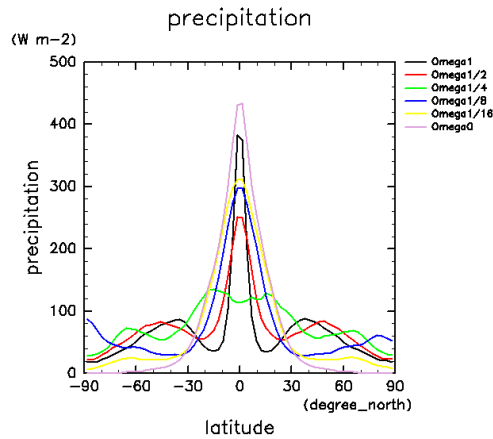


図1 降水量の東西分布の自転角速度依存性.

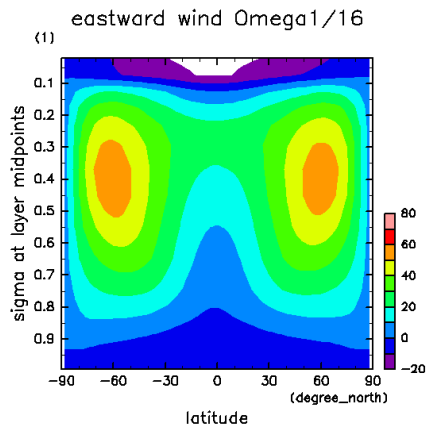


図2 自転角速度が地球の 1/16 の場合の東西平均東西風

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 石岡 翔, はしもとじょーじ, 高橋芳幸, 「大気大循環モデルDCPAMの大規模凝結に関する研究」, 気象学会関西支部2012年度第一回例会, 2012年11月17日, 岡山大学, 岡山県

惑星大気の対流構造の比較数値モデリング

Comparative numerical study on the structure of convection in planetary atmospheres

● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院 理学研究院，中島健介(kensuke@geo.kyushu-u.ac.jp)

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

北海道大学大学院 理学院低温科学研究所，杉山耕一郎(sugiyama@gfd-dennou.org)

北海道大学大学院 理学院宇宙理学専攻，川畑拓也(takuya@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目指す。

● 研究の概要

火星大気においては地表付近において日射の日変化に伴い鉛直対流が生じていることが、ダストデビルの観測および大気大循環モデルのシミュレーションから示唆されている。また、金星においても雲頂付近に細胞状のパターンが観測されることから、雲層での鉛直対流の存在が指摘されている。そこで本研究ではまずこれまでに我々が開発を行ってきた二次元の大気対流モデルの三次元化と並列化対応を行う。次にそのモデルの性能検証を兼ねて、金星大気雲層内における鉛直対流の計算を行う。先行研究である Baker and Schubert (1998) の研究を出発点とし、彼らが採用した計算設定の下で鉛直対流を陽に解像可能な分解能と広い計算領域を確保した二次元および三次元対流計算を行う。大気放射は陽に計算せず、Baker and Schubert (1998) 同様に太陽直下点を想定した水平一様な熱強制を与え、その正味の加熱量と釣り合うような熱フラックスを上下境界に加える。

計算情報

並列度：6

並列化手法：MPI

計算時間：4

利用システム：M

ケース数：1

● 今年度の研究成果の概要

先行研究である Baker and Schubert (1988) と同様の二次元計算では、とくに対流の初期の発達の様子と、エネルギー的に定常状態達した時点での流れ場の様子に着目する。計算領域は水平に180 km、鉛直には金星雲層の高度 40~60 km に相当する 20 km をとる。分解能は水平 150 m、鉛直に 200 m である。計算時間は 280,000 モデル秒である。計算開始後約 30,000 秒経過すると上部境界で与えた冷却の影響が拡散により初期条件としておいた中立層上端に到達し、冷たいプルームが生じて対流運動が駆動されはじめる。180,000 秒後にはエネルギー的にほぼ定常となり、その際の対流セルのスケー

ルは 15-30 km(図 1), 鉛直速度の平均値は数 m/sec で最大で 15 m/sec に達する(図 2). 予備的に行った三次元計算 (計算領域 100 km x 100 km x 20km, 水平分解能 1 km, 鉛直分解能 200 m) においてもセルのスケールと鉛直速度の大きさは, 二次元計算の結果と同程度であった.

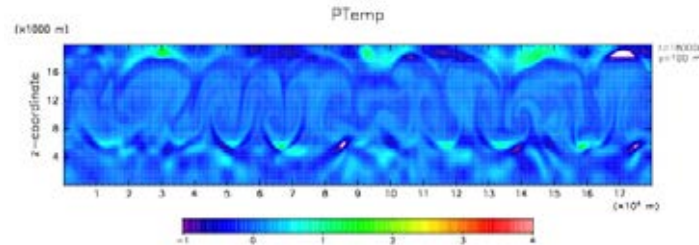


図1 計算開始後180,000秒後の温位の水平平均偏差の分布

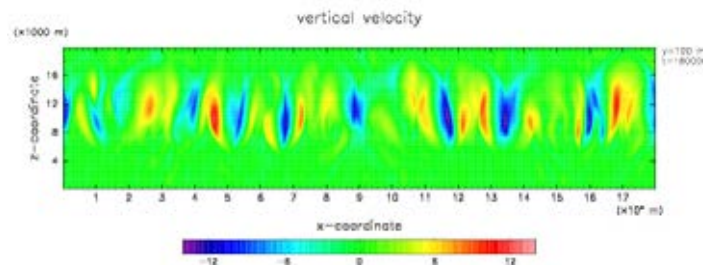


図2 計算開始後180,000秒後の鉛直速度の分布

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 高橋芳幸, 西澤誠也, 林 祥介, 2012 : Two-dimensional simulation of Martian atmospheric convection with the major component condensation over CO₂ ice surface 日本地球惑星科学連合 2012 年大会
- 2) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 高橋芳幸, 西澤誠也, 林 祥介, 2012 : 火星極冠上空を想定した主成分凝結対流の二次元数値実験 日本気象学会 2012 年度春季大会

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 Geology University of California, Davis, Programmer IV,
松井宏晃(hrmatsui@ucdavis.edu)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

計算情報

並列度 : 32

並列化手法 : MPI, OpenMP

計算時間 : 150 時間

利用システム : V, その他

ケース数 : 4

● 今年度の研究成果の概要

本研究では、SGSモデルをmomentum flux, heat flux, Lorentz force, および magnetic induction に対し適用したLarge eddy simulation (LES) を実施し、比較のために同解像度のメッシュを用いてSGSモデルを適用しない直接シミュレーション(Unresolved DNS), 高解像度の直接シミュレーション(Resolved DNS)を実施してその結果を比較してきた。

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、回転球殻内でのダイナモモデルでは磁場生成が効率的に行われている領域において $Re_{\text{on}} \text{ stress}$ が小スケールの対流構造から大規模な対流構造へとエネルギーを移送していることが示唆されていた。しかしながら、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いだした。そこで、本研究では小スケールの浮力が subgrid scale の対流を強める事を考慮し、dynamic scale similarity モデルにより見積もられる値に対し 4 倍の Reynolds stress を適用してシミュレーションを実施した結果、磁場生成の効率が大きく改善される結果が得られた (図 1)。

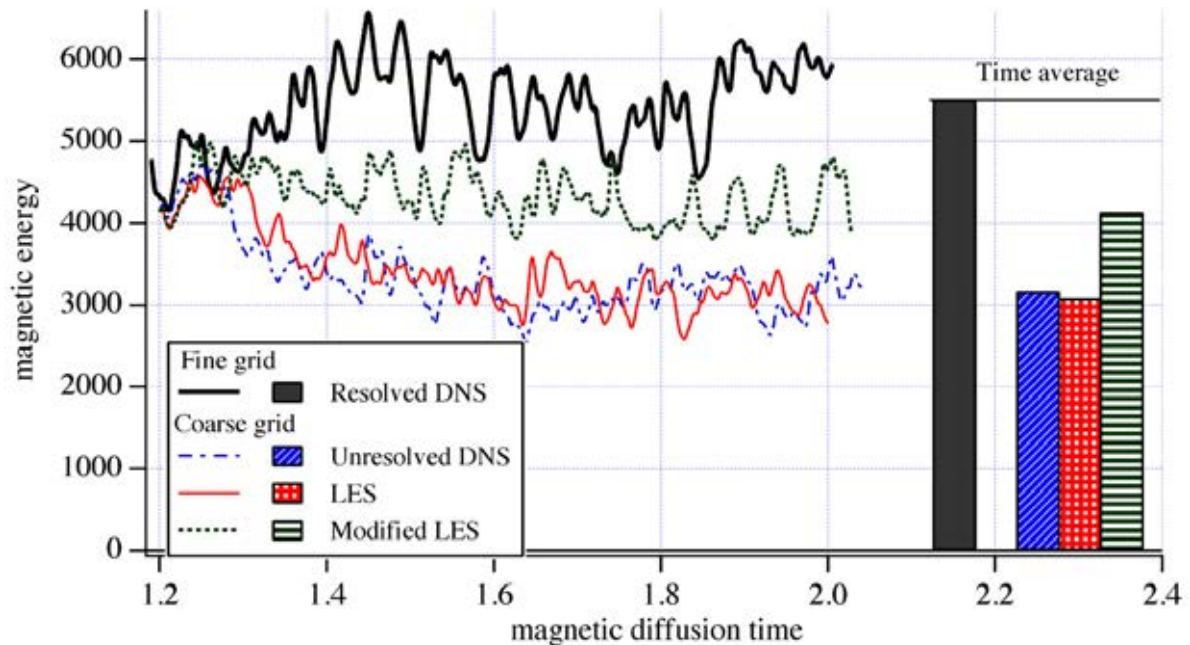


図1 回転球殻内の平均磁場エネルギーの時間発展およびその時間平均。Dynamic scale similarityモデルを用いた場合 (LES)、等しい解像度における直接シミュレーション (Unresolved DNS)に近い結果しか得られなかったが、小スケールの浮力を考慮に入れた場合 (Modified LES)の結果は高解像度メッシュを用いた直接シミュレーション(Resolved DNS)に近い解が得られた。

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Large-eddy simulations of convection-driven dynamos using a dynamic scale-similarity model, *Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics*, 106, 250-276, 2012
- 2) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Characterization of subgrid-scale terms in a numerical geodynamo simulation, submitted to *Physics of Earth and Planetary Interiors*.

口頭発表

- 3) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Investigation of subgrid scale (SGS) heat flux in dynamo simulations using a rotating spherical shell, 12th symposium of SEDI (Study of the Earth's Deep Interior), Leeds, UK, July, 2012
- 4) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Subgrid-scale buoyancy in convection-driven dynamo simulations in a rotating spherical shell, American Geophysical Union 2010 Fall meeting, San Francisco, CA, Dec. 2012

無衝突衝撃波におけるピックアップイオンの役割:パラメータ調査

Roles of pickup ions in a collisionless shock: Parameter survey

● 研究グループ

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

● 計算の目的

ピックアップイオンの存在が無衝突衝撃波の構造とそこでの粒子加速過程に及ぼす影響について調べる。ポイジャーによる終端衝撃波の観測と過去の数値実験の結果の普遍性，特異性を検証するため，パラメータをさまざまに変えてその依存性を議論する。

● 研究の概要

1次元フル粒子計算により，太陽風電子，陽子，およびピックアップイオン（陽子）から成る系における無衝突衝撃波をインジェクション法によって再現した。入射プラズマの分布関数として，太陽風はマックスウェル分布，ピックアップイオンはシェル分布を仮定した。入射プラズマのパラメータを以下のように変化させた。

1. イオン／電子質量比（256～1024）
2. 電子プラズマ／サイクロトロン周波数比（2～8）
3. ピックアップイオンの相対密度（10～30%）
4. アルフヴェンマッハ数（7～28）
5. 衝撃波角（60～90°）

計算情報

並列度：1 or 8

並列化手法：自動並列

計算時間：～100

利用システム：V

ケース数：30～100

● 今年度の研究成果の概要

イオン・電子質量比を256～1024に，また電子プラズマ・サイクロトロン周波数比を2～8に変えても衝撃波構造に定性的な変化は認められなかった。このことは，ピックアップイオンを含む衝撃波のフル粒子計算では，計算コストを抑えるためにこれらのパラメータを現実よりも小さい値に設定することをある程度正当化するものである。ピックアップイオンの相対密度が20%以下であれば衝撃波リフォーメーションが起こるが，30%になるとこれが抑制される（図1）。マッハ数を大きくする（～28）と磁場波形のrampの空間スケールが小さくなるが，リフォーメーションに対する上述の傾向は変わらない（図1）。また，上記いずれのケースにおいても，顕著な粒子加速は見られなかった。一方で，衝撃波角（ここでは上流磁場とx軸のなす角）を80°以下にすると，一部の入射電子が衝撃波面で反射され，上流の非熱的成分となることが分かった（図2）。加速機構は衝撃波ドリフト加速（衝撃波磁場によるミラー反射に伴うフェルミ加速）である。

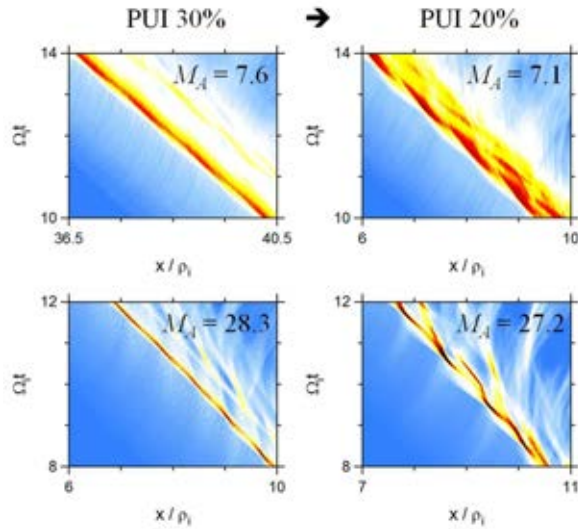


図1 さまざまな衝撃波パラメータにおける磁場強度（カラースケール）の時空間発展。左のパネルはピックアップイオン（PUI）の相対密度が30%、右は20%の場合を表し、上段はマッハ数（ M_A ）が7程度、下段は28程度の場合を表す。

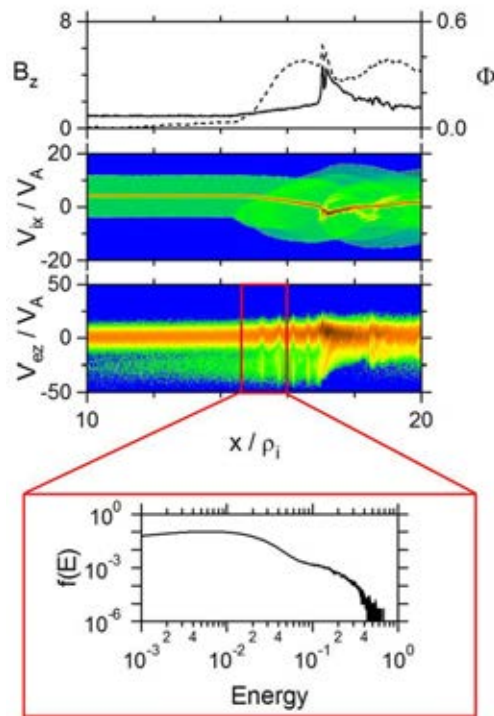


図2 衝撃波角 70° の場合の衝撃波構造と電子エネルギー分布。最上段は磁場（実線）およびポテンシャル（破線）波形、2段目は太陽風イオン（橙色）とピックアップイオン（緑色）の位相空間密度、3段目は電子の位相空間密度を表す。反射電子が見られる領域の一部（3段目赤枠）について、4段目にそのエネルギー分布関数を示した。

● 研究成果の公表状況**査読付論文**

- 1) Dynamics of energetic electrons in nonstationary quasi-perpendicular shocks S. Matsukiyo, M. Scholer, J. Geophys. Res., vol.117, A11105, 2012

口頭発表

- 2) 終端衝撃波の構造：パラメータ調査，松清修一，Manfred Scholer，日本地球惑星科学連合2012年大会，2012.05
- 3) Microstructure of the Termination Shock: Full PIC Simulation, S. Matsukiyo, M. Scholer, AOGS-AGU(WPGM) Joint Assembly, 2012.08 (invited)
- 4) 太陽圏終端衝撃波のPIC計算：パラメータ調査，松清修一，高エネルギー宇宙物理学研究会，2012.10
- 5) 非定常衝撃波における反射電子バースト，松清修一，第132回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会，2012.10
- 6) 無衝突プラズマが支配する太陽地球系の物理，松清修一，Manfred Scholer，第28回九州山口プラズマ研究会，2012.11

ガンマ線バーストジェットの放射機構に関する数値流体力学的研究

Numeircal hydordynamic study of radiation mechnism from gamma-ray burst jet

● 研究グループ

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

● 計算の目的

重力崩壊型超新星爆発を伴うコラプサーからのガンマ線バーストジェットのダイナミクスを相対論的流体シミュレーションによって調べ、ジェットの初期パラメータと爆発後のジェットの形状、放射特性との相関を調べ、ガンマ線バーストの中心エンジン機構に制限を与える。親星との相互作用によってジェットの平き角がどのように決まっているかを議論する。

● 研究の概要

流体計算領域を 10^9cm から $5 \times 10^{11}\text{cm}$ 程度に取り、境界条件として与える内側の計算境界からジェットを注入させジェットが親星中(半径 $4 \times 10^{10}\text{cm}$) を伝搬し、ジェットブレイク後は希薄な星周物質空間へ伝搬する様子を高解像度計算によってシミュレーションした。観測で期待できる熱的成分の最大温度は、比エンタルピーとローレンツ因子の積にほぼ比例し、真正面から見た場合に 500 程度になるようにする。初期のローレンツ因子を変化させ、ジェットブレイク後の開き角がどのように変化するかを調べた。ジェットの界面を精度よく捕らえるため流体計算と共にテスト粒子によってラグランジュ運動をとらえた。ジェット成分の界面とジェット軸の成す角度より開き角の時間発展を捕らえた。

計算情報

並列度：8 並列	並列化手法：MPI
計算時間：32 時間程度	利用システム：V
ケース数：3 ケース、更に高解像度計算を 3 ケース行なっている	

● 今年度の研究成果の概要

初期のローレンツ因子 2.5, 5, 10 と変化させた。初期のジェット半径は小さくそれぞれのジェットは開き角 $\sim 1/\Gamma$ 程度で膨張するがすぐに、再収束衝撃波によってジェットは円筒状となり、親星中を伝搬する。ジェットブレイク直前、急激な密度勾配によってジェットはやや加速し、ジェットブレイクする。ジェットはその後も膨張するコクーンによって緩やかに閉じ込められ、やがて自由膨張をはじめる。初期のローレンツ因子(Γ)とジェットブレイク後の開角(θ)の間に $\theta \sim 1/5 \Gamma$ という相関が見られることを明らかにした。

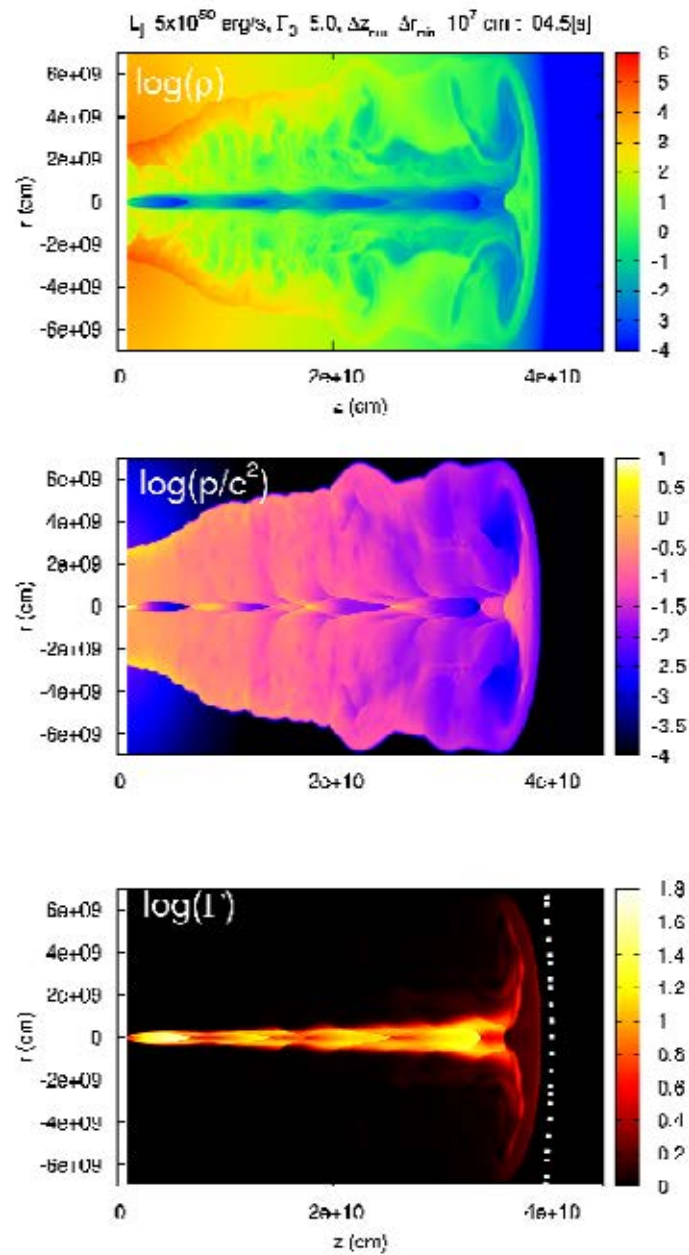


図1 親星中を伝搬し親星表面を突き破ろうとしている(ジェットブレイクアウト)ジェット. 上から質量密度, 圧力, ローレンツ因子. ローレンツ因子中の白い点線は親星表面. ローレンツ因子の高い, z 軸上の成分がジェット. 横にはジェットから横に回り込んだ, コクーンに渦が発生し乱流状となっている. ジェット, コクーン内部の構造を強調するため縦横比は実際と異なる.

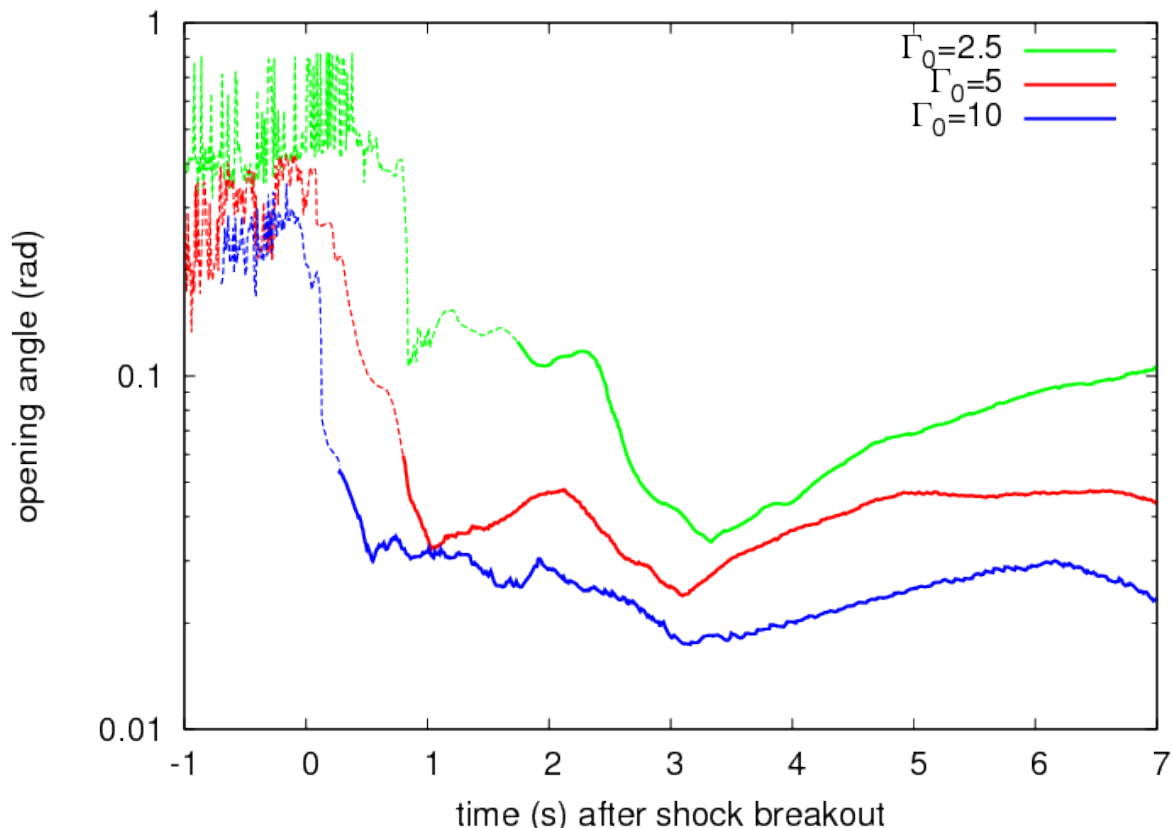


図1 ショックブレイク後の開き角の時間発展. 断熱膨張後, ローレンツが100以上となる成分を実線, それ以外の成分を点線で示した. 初期のローレンツ因子, 5(赤), 10(青)のモデルはショックブレイク後すぐに開き角が小さくなるが, 初期のローレンツ因子が2.5(黄緑)のモデルはしばらくしてから小さくなる. それぞれのモデルでショックブレイクから数秒で, 漸近的振る舞いをするようになり, その角度は初期のローレンツ因子の逆数よりも1/5程度小さくなっている.

研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) 水田 晃, 長滝重博, “ガンマ線バーストジェットの光球面からの熱的放射”, 日本流体力学会講演論文集電子版, 2012年

口頭発表

- 2) Mizuta, A. & Nagataki, S., “Photospheric thermal radiation from GRB jets”, 13th Marcel Grossmann Meeting, Stockholm Univ, Stockholm, Sweden, July 2012
- 3) 水田 晃, 長滝重博, “ガンマ線バーストジェットの光球面からの熱的放射”, 日本流体力学会 年会 2012, 高知大学, 高知, 2012年9月
- 4) 水田 晃, 井岡邦仁, “ガンマ線バーストジェットの開き角”, 日本天文学会秋季年会 2012, 大分大学, 大分, 2012年9月
- 5) Mizuta, A. & Nagataki, S., “Photospheric thermal radiation from GRB jets”, East Asia Numerical Astrophysics Meeting, Kyoto, JAPAN, Oct. 2012

無衝突磁気リコネクションの運動論的研究

Kinetic modeling of collisionless magnetic reconnection

● 研究グループ

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

研究分担者：宇宙科学情報センター，篠原 育
東京工業大学，長井嗣信

● 計算の目的

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

● 研究の概要

リコネクション物理にとっては，リコネクション点近傍の「磁気拡散領域」と呼ばれる領域の性質が極めて重要である．しかし，磁気拡散や磁気散逸の概念は必ずしも明確には定義されていない．本研究では，プラズマ粒子シミュレーションを用いて，磁気拡散領域付近の電子系散逸量や電流密度，電子の理想条件など，さまざまな物理量の空間配置と相互関係を考察する．

計算情報

並列度：32 ノード

計算時間：1 ヶ月

ケース数：2 ケース

並列化手法：MPI

利用システム：その他

● 今年度の研究成果の概要

PICシミュレーションの結果と比較しつつ，地球磁気圏でGEOTAIL 衛星が観測したリコネクションイベントのデータを解析した．その結果，X点相当の位置でエネルギー散逸を衛星が計測しており，惑星磁気圏夜側で磁気リコネクションの最重要領域を捉えていたことがわかった（論文 [1]）．

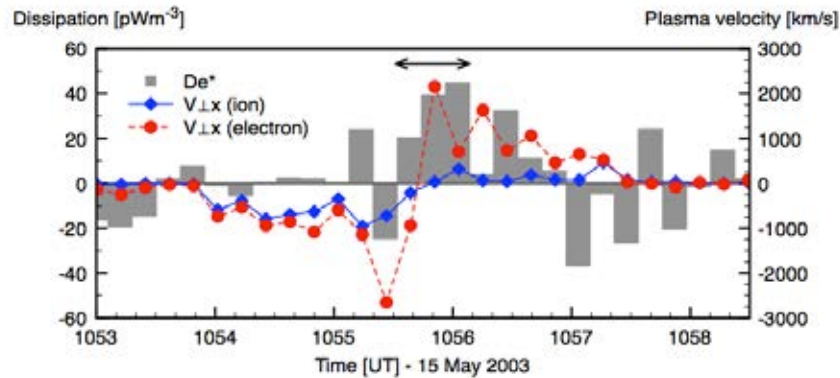


図1 ジオテイル衛星が観測したリコネクションイベント。中心領域のエネルギー散逸（灰色）および、双方向に吹き出すプラズマジェット（赤・青線）を表す。

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) S. Zenitani, I. Shinohara, and T. Nagai (2012), “Evidence for the dissipation region in magnetotail reconnection,” *Geophysical Research Letters*, 39, L11102

口頭発表(抜粋)

- 2) Geotail observation of the dissipation region in collisionless magnetic reconnection, AOGS - AGU (WPGM) Joint Assembly, Singapore, August 2012 (invited)
- 3) Evidence for the dissipation region in magnetotail reconnection, International Cambridge Workshop on Magnetic Reconnection 2012, Copenhagen, Denmark, August 2012 (invited)
- 4) The structure of the dissipation region in collisionless magnetic reconnection: Theory, simulation, and observation, GEOTAIL 20th Anniversary Workshop, Tokyo Institute of Technology, Tokyo, November 2012 (invited)
- 5) Identification of the dissipation region in collisionless magnetic reconnection: Theory and Simulations, AGU Fall Meeting 2012, San Francisco, USA, December 2012 (invited)

ブラックホール候補天体の Bright hard state に関する磁気流体数値実験

MHD simulations of black hole accretion disk during bright hard state

● 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 線連星で観測されるスペクトル状態遷移は、明るくハードな Bright/hard 状態を経由する Bright/slow 遷移と経由しないで直接ソフト状態に遷移する Dark/fast 遷移の 2 種類ある事が知られてきた。我々は、この遷移の違いは質量降着率の増加によって冷却不安定が成長する時の降着円盤内の磁場配位の違いによる可能性があると考え、初期磁場配位の異なるブラックホール降着円盤の磁気流体数値計算を行う。

● 研究の概要

ブラックホール降着円盤全体を計算領域に含む 3 次元磁気流体数値実験を行う。本年度は Dark/fast 遷移に着目した数値実験を行うために、初期磁場配位として、系の Net flux=0 となる磁場を仮定した数値実験を行った。この時、初期磁場は方位角方向磁場のみとし、鉛直方向に三角関数で向きが反転する条件を課す事で系全体の正味のフラックスが 0 となるような条件を設定した。前年度は赤道面の上面と下面で版対称の磁場を仮定していたが、本年度はよりランダムな磁場を仮定する目的で、より短波長の反転を課した数値計算を行った。この条件のもと、ランダムな速度摂動を与えて系の時間進化を追った。

計算情報

並列度：16

並列化手法：その他

計算時間：120 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

より細かな磁場反転によって初期の弱い磁場は計算開始時より散逸するが、磁気回転不安定性の成長により、正味の磁場がある場合と同様、指数関数的に磁場は増幅する事がわかった。しかし、磁場構造は細かな乱流構造を示すため、角運動量輸送率は正味の磁場がある場合の 0.1 倍以下と非常に小さな値を示すため、中心へのガス降着率は非常に小さくなる事も判った。

次に十分乱流が発達した状態を初期条件として、熱制動放射項を加えた計算を行った。その結果を図1に示す。図1上段は方位角方向に平均された密度の r - z 断面図である。左が冷却前、右が冷却後である。図1下段は方位角方向平均した方位角方向磁場の断面図である。この結果から、冷却項によって赤道面近傍の密度は 20 倍程度増加しているが、方位角方向磁場はあまり増加していない事がわかる。これは磁束を保持しながら鉛直方向に収縮した円盤は乱流スケールの小さな磁気乱流状態のため、磁気散逸によって磁束が散逸されるため、結果として磁場強度の増加が認められなかったと考えられる。

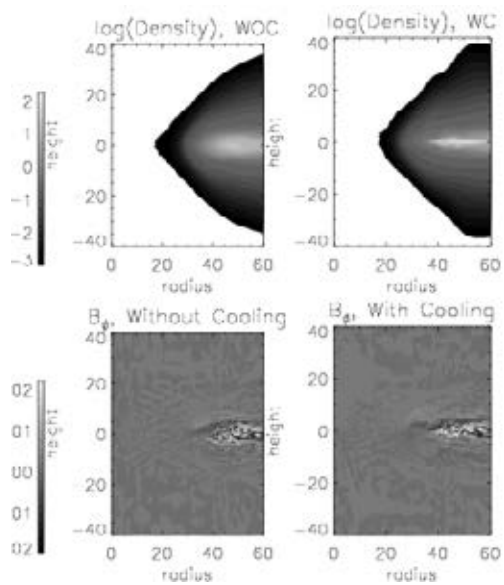


図1 密度分布(上段)と方位角方向磁場(下段). 左は冷却無し, 右は冷却を考慮した結果

磁気星間雲中での回転円盤の形成

Circumstellar Disk Formation in a Magnetized Cloud Core

● 研究グループ

研究代表者：九州大学 理学研究院, 町田正博(machida.masahiro.018@m.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：法政大学 人間環境学部, 松本倫明(matsu@hosei.ac.jp)

● 計算の目的

惑星は星周円盤の中で誕生すると考えられている。近年の観測によって、円盤や星が誕生する母体である分子雲コアが数多く観測されている。また一方で、惑星が誕生していると考えられる星周円盤の観測も存在する。しかし、この円盤形成の現場を直接観測することは出来ない。これは、星や円盤が誕生する場所は、どの波長でも光学的に厚くその中を見通すことが出来ないためである。そのため、分子雲コアと十分成長した円盤を繋ぐミッシングリンクである初期円盤の誕生と成長を理解することは重要である。この研究では、多層格子法による数値シミュレーションを用いて、磁気星間分子雲中での星が誕生し、その周囲で円盤が形成、成長する過程を解き明かすことを目的とする。

● 研究の概要

分子雲コアは重力エネルギーに匹敵する程の磁気エネルギーを持っている。そのため、磁場は、星や円盤の形成過程において非常に重要な役割を果たす。近年の数値計算で、分子雲コアが強く磁化されている場合には、磁気制動という効果によって収縮するガス雲中の角運動量が外層に輸送されてしまうために円盤が成長しないということが示された。しかし、観測から分かるように星形成過程で実際に円盤が形成している。ガスの収縮から星や円盤が誕生する過程は、磁場と回転の効果の他にも、重力やガス圧の効果も重要である。そのため、数値シミュレーションを用いて分子雲コアの進化を調べる必要がある。この研究では、分子雲コアが重力収縮して星が誕生する過程の長時間計算を行った。その際、星の半径までを空間解像すると計算のタイムステップが非常に小さくなるために、シンクセル法を用いて中心の星をモデル化する。また、中心部から駆動するアウトフローの長時間進化を調べて、観測と比較して、星形成初期段階の進化を解明する。

計算情報

並列度：8

並列化手法：MPI, OpenMP

計算時間：400 CPU 時間

利用システム：V

ケース数：10

● 今年度の研究成果の概要

今年度は、原始星アウトフローの進化に着目した。原始星アウトフローは星形成過程で頻りに観測される現象であり、星の誕生と共に必ず出現する現象だと考えられている。また、このアウトフローは円盤から駆動されると考えられているために円盤の形成、進化とも密接に関係している。しかし、アウトフローの駆動メカニズムは未だ解明おらず、異なる2つの駆動メカニズムが提案されている。この研究では、円盤からの駆動する磁気遠心力風アウトフローの長時間計算を行い、観測と比較した。計算の結果得られたアウトフローの物理的特性は観測と非常によく一致した。そのため、アウトフローは円盤から直接駆動のメカニズムで説明出来ることを示すことが出来た。また、これらのアウトフローの存在は、非常に若い段階の星の周りでも回転円盤が存在することを意味していることが分かった。

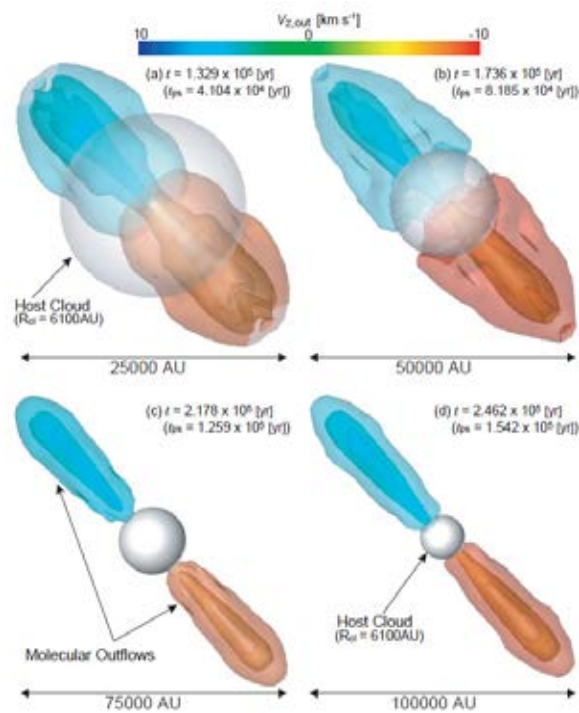


図1 原始星アウトフローの時間進化. 青と赤の内部の領域がアウトフローしている領域. 中心部の球が初期の分子雲コアの大きさに対応する. アウトフローは初期に広い開口角を持つが, 時間と共にコリメーションが良くなることが図から分かる

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Machida, M. N., & Matsumoto, T. 2012, MNRAS, 421, 588
- 2) Kataoka, A, Machida, M. N. & Tomisaka, K, 2012, ApJ, 761, 21

口頭発表

- 3) 天文学会2011年秋季年会 初代星周りの円盤形成と磁場の効果 町田正博

高解像度輻射磁気流体計算による原始星形成過程の研究

High resolution RMHD simulations of Protostellar Collapse

● 研究グループ

研究代表者：国立天文台理論研究部， 富阪幸治(tomisaka@th.nao.ac.jp)

研究分担者：Princeton 大学， 富田賢吾(tomida@astro.princeton.edu)

国立天文台チリ観測所， 西合一矢(saigo.kazuya@nao.ac.jp)

神戸大学， 相川祐理(aikawa@kobe-u.ac.jp)

神戸大学， 古家健次(furuya@stu.kobe-u.ac.jp)

総合研究大学院大学， 片岡章雅(kataoka@kusastro.kyoto-u.ac.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は多様な物理過程を含む多重格子輻射磁気流体計算により分子雲コアから原始星コアが形成される過程の現実的な理論モデルを構築すること， 更にその結果を基に化学進化や観測的性質を予測する計算を行い理論の提案から実際の観測まで一貫した戦略を構築することである。

● 研究の概要

星形成過程は磁気流体力学・自己重力・非理想 MHD 効果・輻射輸送・化学反応等の様々な物理過程が絡み合う非常に複雑な現象である。本研究ではこれら必要な物理過程を取り入れた高度な数値計算コードを開発し， それを用いた高解像度輻射磁気流体計算によって原始星形成過程の初期段階， 特にその周辺での星周円盤の形成過程とアウトフローの駆動を明らかにする。また， 輻射輸送を計算に導入したことにより， ガスの熱的進化を現実的に計算することが可能になった。そこで輻射流体計算の結果を基に疑似的な観測を行い， 観測と直接比較できるモデルを構築した。これを用いて主に ALMA による観測計画の立案及び結果の解釈に貢献している。

計算情報

並列度：8

計算時間：1 モデルあたり 20 万ステップ， 8CPU でおよそ 300 時間

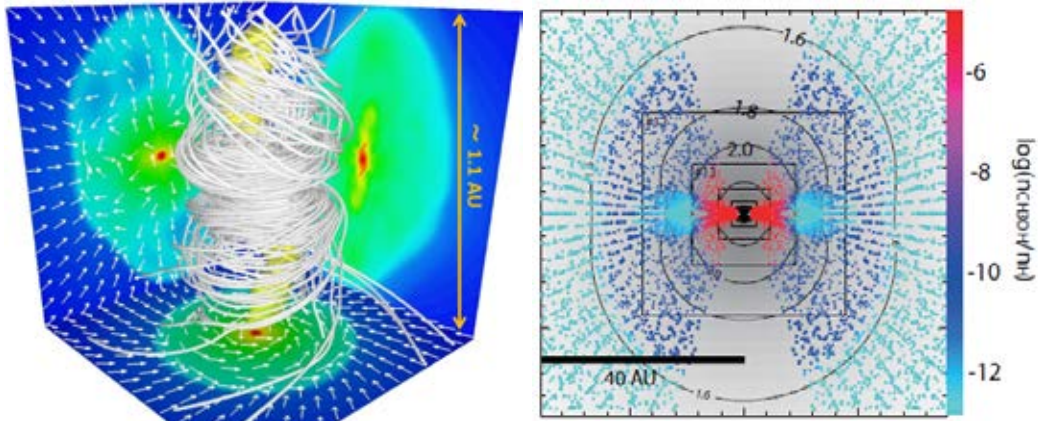
ケース数：Tomida et al. 2013 では 5 モデル， 合計でおよそ 10 モデル

並列化手法：SX-9 自動並列化

利用システム：V

● 今年度の研究成果の概要

前年度までに開発したコードを用いて， 世界で初めて分子雲コアから原始星コアが形成する過程の抵抗性輻射磁気流体計算に成功した。先行研究で磁場による角運動量輸送が効率的に働くために星周円盤が形成されないという”Magnetic Braking Catastrophe”という問題が指摘されていたが， 本研究でオーム散逸の効果により磁場が減少し， 角運動量輸送が抑制されるために円盤形成が可能であること， 原始星コアからアウトフローが駆動されることを示した。更に同じコードを用いて星形成中の分子雲中での化学進化計算を行い， 観測的にファーストコアを同定する手法を提案した。



左図：抵抗性輻射磁気流体計算による原始星コアと星周円盤及びジェット(Tomida et al. 2013).
 右図：ファーストコア周辺のメタノール分子の分布. ファーストコアからの輻射によって温度が上昇した領域でメタノールが形成される(Furuya et al. 2012).

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Spatially Resolving Substructures within the Massive Envelope around an Intermediate mass Protostar: MMS 6/OMC-3, Takahashi et al., 2012, ApJ, 752, 10
- 2) Chemistry in the First Hydrostatic Core Stage by Adopting Three-dimensional Radiation Hydrodynamic Simulations, Furuya et al., 2012, ApJ, 758, 86
- 3) Radiation Magnetohydrodynamic Simulations of Protostellar Collapse: Protostellar Core Formation, Tomida et al., 2013, ApJ, 763, 6

口頭発表

- 4) Formation of Protostellar Cores and Circumstellar Disks, The Fifth East Asian Numerical Astrophysics Meeting (EANAM 2012), Tomida et al., Kyoto University, Japan, Nov. 2012
- 5) Radiation Magnetohydrodynamic Simulations of Protostellar Collapse, Tomida et al., ASTRONUM-2012, Kailua, USA, June 2012

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．

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

前年度作成したブラックホール形成を組み込んだ計算コードを使用してシミュレーションを実行した．シミュレーションデータを解析した結果，現実的な入力パラメータに対して太陽の100万倍程度の質量を持つブラックホールが形成され，それを含むハローは太陽の1億倍程度の質量を持つことが分かった．

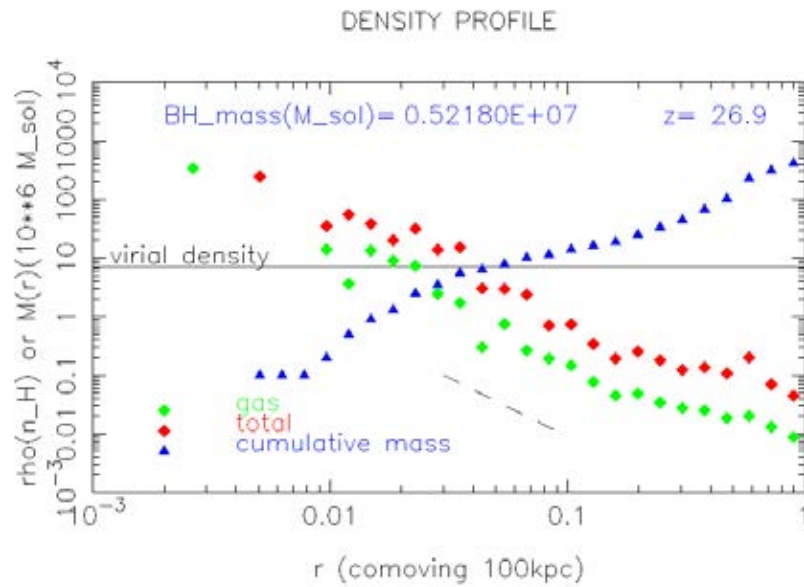


図1 質量 $5 \times 10^6 M_{\text{sol}}$ のブラックホールの周囲の物質分布. ガス, ダークマター共にべき乗則 $\rho \propto r^{-2}$ (破線) に従う密度分布を持ち, 総質量は $10^8 M_{\text{sol}}$ 程度であることが分かる.

● 研究成果の公表状況

- 1) 「宇宙初期の構造形成」 Open campus, Tohoku University, 2012 における発表

シミュレーション解析による太陽圏の構造とダイナミクスの研究

Simulation analysis for outer heliospheric structure and dynamical phenomena

● 研究グループ

研究代表者：アラバマ大学ハンツビル校 宇宙プラズマ大気研究センター，
 鷲見治一(hw0002@uah.edu)
 研究分担者：九州大学名誉教授，田中高史(tatanaka@serc.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

太陽風プラズマと星間ガスとの相互作用により形成される太陽圏の構造とそのダイナミックな物理過程を3次元MHDシミュレーション解析により研究することを目的とする。

ボイジャー1号及び2号探査機は太陽圏外圏に於いて太陽風プラズマ及び高エネルギー粒子の変動の興味深い現象の直接観測を行っている。これにより得られたデータを用いて、太陽表面から太陽圏外圏までの事象の解明を進める。

● 研究の概要

探査機ボイジャー1号(V1)及び2号(V2)は既に終端衝撃波を通過し、太陽圏の外部境界であるヘリオポーズを目指して航行中である。2012年7月から8月末にかけてV1搭載の高エネルギー(>6MeV)及び低エネルギー(<1MeV)測定器はV1があたかもヘリオポーズを超えて星間空間に入ったことを示唆するデータを示し始め、この状態は現在(2013年2月)も続いている。しかし、V1搭載の磁場計測ではそれ以前と同じ深太陽系でのトロイダル磁場を示している、理解が困難な状態が続いている。

計算情報

並列度：8	並列化手法：OpenMP
計算時間：30時間×8=240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

太陽圏の全体構造は一般的に吹き流し構造(ノーズコーン型)と考えられているが、その前面は太陽の自転や磁場の変動に伴い凹みが出来てV型構造になっている可能性も否定できない。MHDシミュレーションでは太陽風及び星間ガス観測に従う内外境界条件を用いてV型太陽圏構造の生成に成功した(図1)。これによるシミュレーション結果は概要で述べたV1高エネルギー粒子観測及び磁場と大凡矛盾ないものとなっている(図2)。いくつかの問題も生じているので、新たな観測との比較を継続して行きたい。

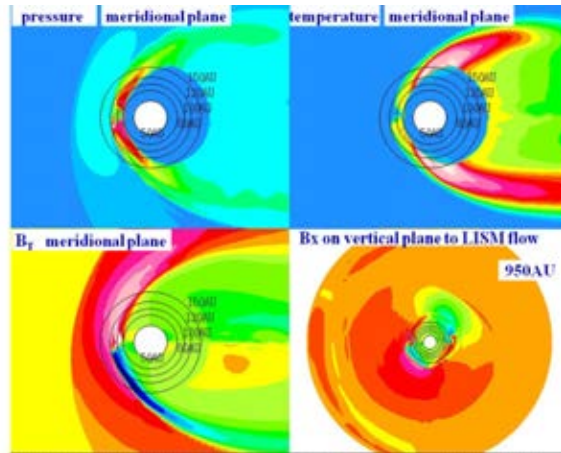


図1 V型ヘリオポーズ構造. 子午面における圧力(左上), 温度(右上), トロイダル磁場(左下), 及び断面(星間ガス流に垂直面)における磁場のガス流と平行成分(右下).

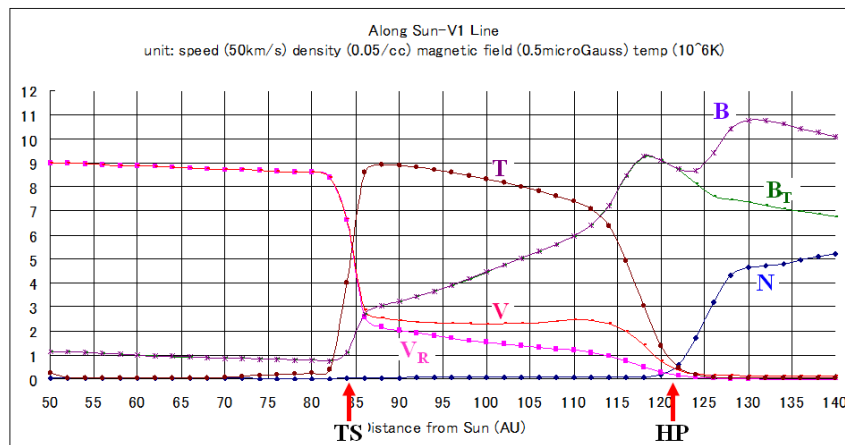


図2 太陽-V1線に沿った速度絶対値(V), 径方向速度 (V_R), 温度 (T), 密度(N), 磁場絶対値(B), 及び垂直方向磁場 (B_T). 横軸は太陽からの距離. TS及びHPは夫々, 終端衝撃波及びヘリオポーズ.

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) H. Washimi, W. Webber, G.P. Zank, Q. Hu, V. Florinski, J. Adams and Y. Kubo, A role of magnetosonic pulses on variations of Voyager-1 MeV electron intensity in the heliosheath, *ApJ*, 757:L2, pp.L1-L5 (2012).

査読なし論文

- 2) H. Washimi, K. Hayashi, M. Tokumaru, G.P. Zank, Q. Hu, T. Tanaka, V. Florinski, J. Adams, and Y. Kubo, A preliminary analysis of dynamic and realistic heliosphere using interplanetary scintillation and photospheric magnetic data, *AIP Conf. Proc.* 1436, *Physics of The Heliosphere: A 10-year Retrospective*, Proc. 10th Annual International Astrophysics Conf., 350 (2012).
- 3) H. Washimi, G.P. Zank, Q. Hu, T. Tanaka, and Y. Kubo, Modeling outer heliosphere structures near the heliopause, *Proc. 13th International Solar Wind. Conf.*, in press

口頭発表

- 4) H. Washimi et al., A three-dimensional MHD simulation analysis of the origin of the slow solar wind, *AGU-Fall-Meetings*, 2012, SH53A-2253.

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．得られた空力特性を飛行軌道解析に生かし，安定した姿勢と軌道で，超音速エンジン作動時間を確保するための機体の設計を目指す．

● 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・エンジン・HAN ロケットモーターを含む全機形状の乱流粘性空力解析を行う．取得した空力係数を用いて飛行軌道を生成し，風洞実験の空力係数による軌道と比較する．特に機体の横特性の取得に注力する．また，主翼の内部構造を忠実に再現した構造モデルに対する有限要素解析を行い，モード法を用いて CFD と連成計算を行うことにより，主翼のフラッター特性を取得する．

計算情報

並列度：8

並列化手法：MPI

計算時間：20,000 秒

利用システム：V

ケース数：150

● 今年度の研究成果の概要

機体の横安定，および方向安定に注目して一連の空力解析を実施した．想定する最大マッハ数付近における，横滑り角に対する横力係数，ローリング，ヨーイングモーメント係数を Fig. 1 に示す．過去に示した縦特性同様に，特に超音速においては，計算による空力特性予測は良好である．亜音速，遷音速域では相対的に不一致も見られ，計算と実験双方の空力データベースを用いた軌道計算から，飛行試験に及ぼす影響を見積もる必要がある．2010年に実施された飛行試験では初期姿勢誤差による機体の横不安定が軌道に大きな影響を及ぼしたと考えられている．再実験の成功に向けて，空力計算の精度を向上させるとともに，機体の迎角と横滑り角をともに有する場合の空力データベースを拡充する計画である．

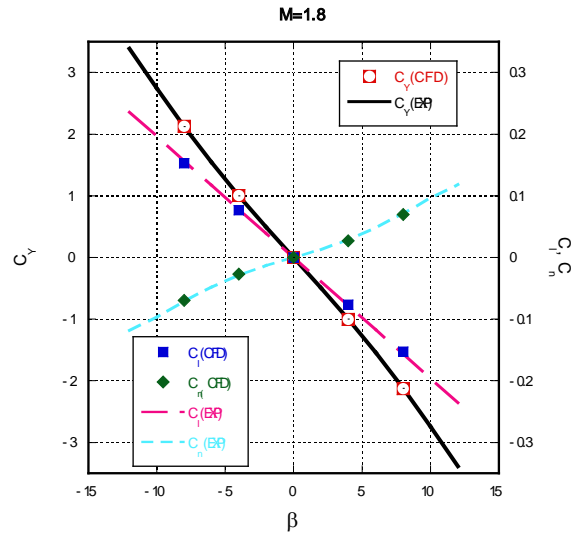


Fig.1 Comparisons of sideslip angle (β) versus lateral force (C_y), rolling (C_l) and yawing moments (C_n) at $M=1.8$ between CFD and WTT

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Koji Miyaji, Kentaro Machida, Kazuhisa Fujita, Shujiro Sawai, "Tail-wing Flutter Analysis of a Balloon-based Operation Vehicle for Microgravity Experiments," *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci*, Vol.55, No.6, pp. 333-340.
- 2) Koji Miyaji, "Vortical Flow Simulations by a High-order Accurate Unstructured Hexahedral Grid Method," *in press*, *Computers and Fluids* (2012), <http://dx.doi.org/10.1016/j.compfluid.2012.10.04>

バリスティックレンジを用いた D-SEND#2 近傍場圧力波形取得実験模型の設計

Designing of D-SEND#2 Configuration Model for Aeroballistic Range

● 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

本研究では D-SEND#2 落下実験を行う前に, D-SEND#2 落下試験模型から発生する近傍圧力場をバリスティックレンジを用いて実験的に取得するために, D-SEND#2 のバリスティックレンジ模型の設計を行うことを目的としている。

● 研究の概要

バリスティックレンジは射出できる試験模型の大きさに制限があり, バリスティックレンジ用試験模型は D-SEND#2 落下試験模型よりも非常に小さなものになってしまうので, 薄翼を再現することが難しく翼厚の差異が出来てしまう。その差異が近傍場圧力波形を計測する際にどのような影響があるのかを CFD を用いて検証を行う必要がある。そこで D-SEND#1 の尾翼の厚みを変えて計算を行い翼形状がバリスティックレンジの計測系に及ぼす影響あるか評価した。その結果を基にバリスティックレンジ用 D-SEND#2 模型を設計する。

計算情報

並列度：144 並列

並列化手法：MPI

計算時間：9572500msec (CPU Time) 利用システム：M

ケース数：3

● 今年度の研究成果の概要

D-SEND#1形状の尾翼厚みが1倍, 1.25倍, 2倍等の条件で計算を行った結果, 翼厚が1.25倍になると1倍に比べ多少後端の過剰圧が低くなってしまいが, 1.25倍及び2倍ではほぼ差が無い事が確認できた。よって, D-SEND#2形状の場合でも2倍以内の翼厚で試験模型を作成すれば良いと考えられる。

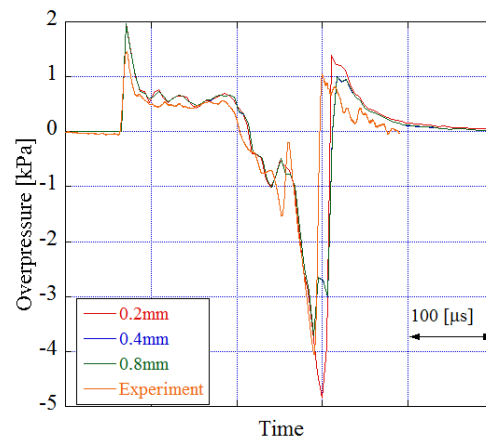


図1 D-SEND#1の尾翼厚みと過剰圧の関係

● 研究成果の公表状況

口頭発表

- 1) バリスティックレンジを用いた超音速自由飛行試験模型周りの近傍場実験計測, 今泉貴博, 豊田篤, 佐宗章弘 第50回飛行機シンポジウム

高解像度全球非静力学モデルによる火星大気研究

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

● 研究グループ

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

● 計算の目的

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

● 研究の概要

超高解像度全球非静力学モデル NICAM を用いることで，火星大気の相変化による大気質量（すなわち地表気圧）の変化を正確に計算できることが期待されるとともに，浮遊ダストの移流も正確に計算できる。したがって，地球大気用の NICAM を火星大気用に変更する。

計算情報

並列度：1

並列化手法：なし

計算時間：11 分

利用システム：V

ケース数：32x18=576

● 今年度の研究成果の概要

火星大気の理論研究のためには，確かにNICAMは重要であるが，その計算結果の解釈にはやはり静力学モデルも同時に用いなくてはならない。したがって，NICAMを火星用に改変する前に，今まで用いてきた静力学モデルで十分研究しておく必要がある。今年度は，従来の研究を継続し，静力学モデルでアンサンブル計算を行った。複数の季節の計算も行い，かつ日変化現象のダストの拡大への寄与を明らかにするための追加計算も行った。

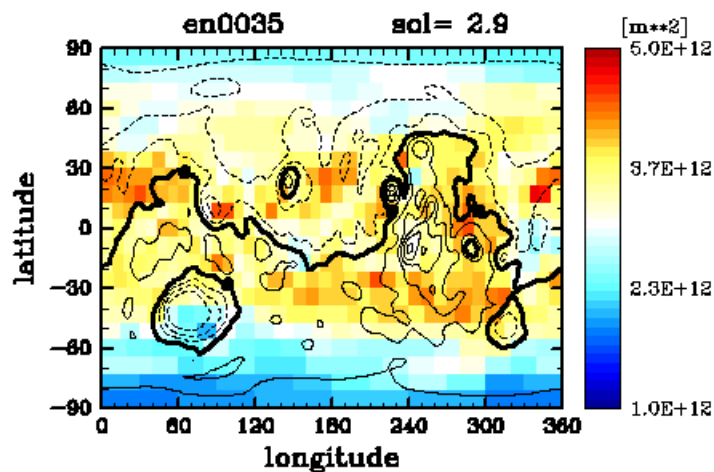


図1 火星ダストの拡大地域分布. 赤い地域がダストが広がりやすい地域を示している。

● 研究成果の公表状況

査読なし論文

- 1) Kazunori Ogohara, “Dust haze expansion on Mars: Ensemble simulations”, Mars Recent Climate Change Workshp, 2012.

口頭発表

- 2) Kazunori Ogohara and Takehiko Satomura, “Climatology of Dust Haze Expansion on Mars”, 2012, PS02-A002, AOGS-AGU Joint Assembly, Singapore.
- 3) 小郷原一智, 里村雄彦, 「アンサンブルシミュレーションによる火星ダストヘイズの拡大地域の特定」, 2012/10/03, 2012 年度日本気象学会秋季講演会, C158

水星の材料物質の起源, 熱史, および磁場生成

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

● 研究グループ

研究代表者：北大・理・宇宙理学, 倉本 圭(keikei@ep.sci.hokudai.ac.jp)
 研究分担者：北大・理・宇宙理学, 木村 淳(junkim@ep.sci.hokudai.ac.jp)
 京大・理・数学教室, 佐々木 洋平(uwabami@gfd-dennou.org)

● 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.

計算情報

並列度：12

並列化手法：MPI, OpenMP

計算時間：24 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

本年度は昨年度に引き続き球殻磁気流体の数値モデルの並列化および性能向上を行なった. これまで用いていたスペクトル変換ライブラリをさらにスカラー機向けに最適化した. また, 新たに球領域を計算するためのスペクトル変換の関数群を追加した. 本年度に追加した関数群では球領域を解く際の原点の特異性を回避するために, 動径方向に **Matsushima and Markus(1984)** で提唱された変形 **Jacobi** 多項式を用いることで, 既存の他のスペクトル法による実装(例えば **Chebyshev** 多項式を用いた **Radau** 格子系など)に比して高精度な数値計算が可能となった.

開発した数値モデルを用いて, 回転球中の **MHD** ダイナモに関する予備的な数値実験を行なった. 一様内部熱源が存在する回転球中の磁気流体による磁場生成について, エクマン数を 5×10^{-3} , プランドル数を 1, 磁気プランドル数を 7, レイリー数を 200 (臨界値の 2.5 倍程度) の場合について計算した. 生成維持された磁場は双極子成分が卓越しており, 半球に局在する渦柱によるポロイダル磁場生成と球殻表層, 低中緯度の帯状流による磁力線の巻き込み(ω 効果)によってトロイダル磁場が生成されている.

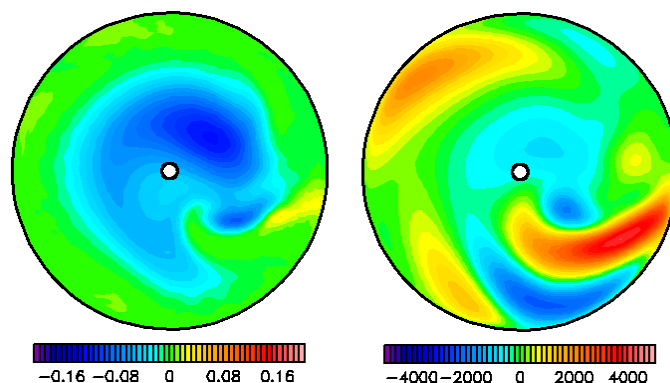


図1 ポロイダル磁場(左)と渦度回転軸方向成分(右)の赤道断面.

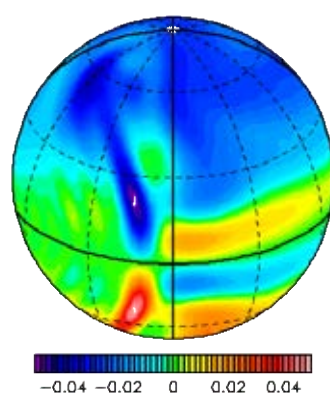


図2 球表面におけるポロイダル磁場.

● 研究成果の公表状況

査読付論文

- 1) Yasuhito Sekine, Yoshinori Takano, Hajime Yano, Ryu Funase, Ken Takai, Morio Ishihara, Takazo Shibuya, Shogo Tachibana, Kiyoshi Kuramoto, Hikaru Yabuta, Jun Kimura, Yoshihiro Furukawa, Exploration of Enceladus' water-rich plumes toward understanding chemistry and biology of the interior ocean (in Japanese), Planetary People 21, 229-238, 2012.
- 2) Sasaki, Y., Takehiro, S., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., Surface zonal flows induced by thermal convection in a rapidly rotating thin spherical shell, In Proc. International Conference on Simulation and Technology (JSST 2012), 307, Kobe, Japan, Sep. 27-28, 2012
- 3) Ishiwatari, M., Toyoda, E., Morikawa, Y., Takehiro, S., Sasaki, Y., Nishizawa, S., Odaka, M., Otobe, N., Takahashi, Y. O., Nakajima, K., Horinouchi, T., gtool5 - development of Fortran90 library for self-descriptive multi-dimensional data input/output interfaces, Geosci. Model Dev., 5, 449-455., 2012

査読なし論文

- 4) 木村 淳, 長沼 毅, 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(in press).

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 24 年度は本運用 4 年目を迎えた. ここでは, 平成 24 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.

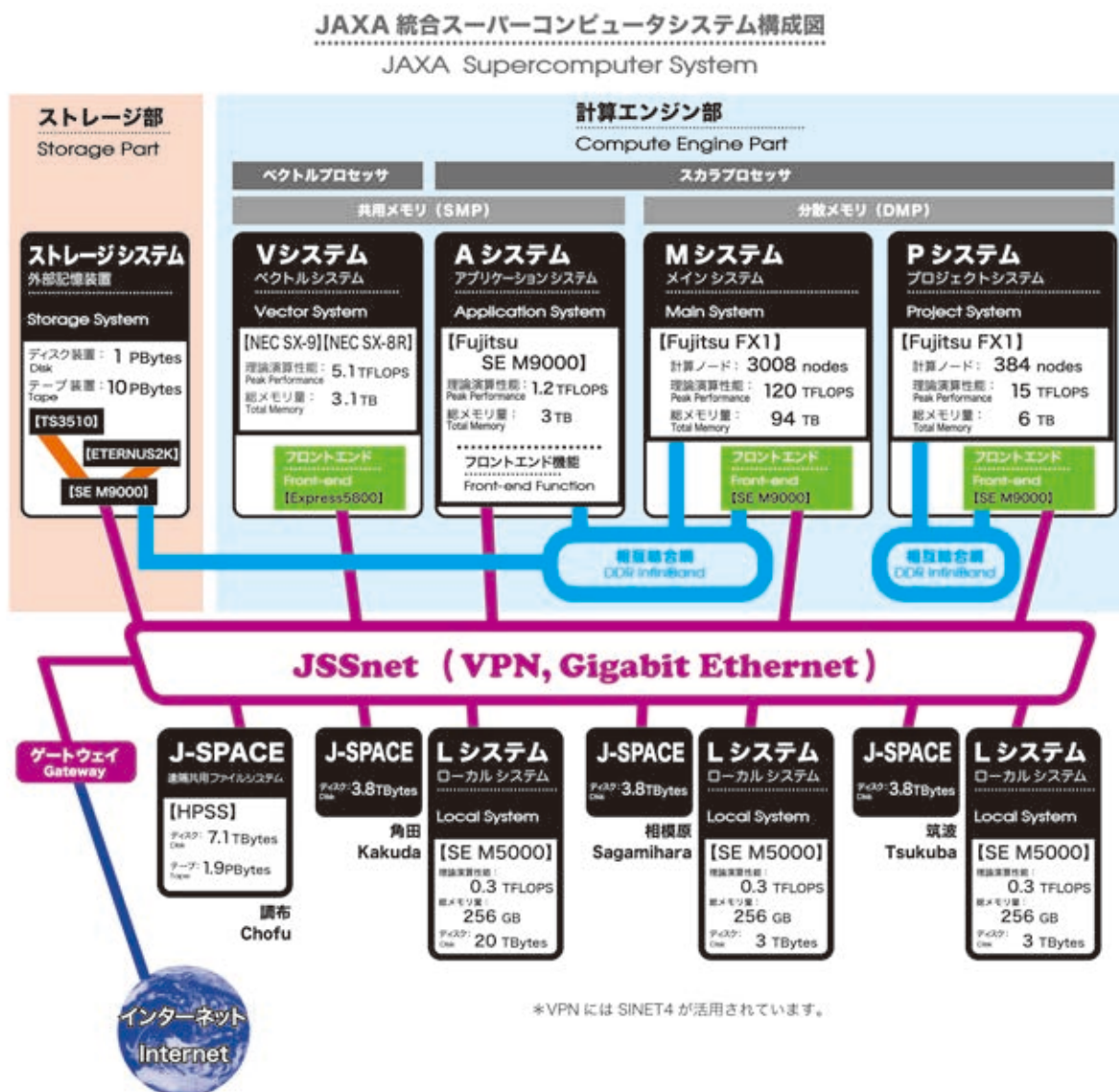


図 1-1 JSS の構成図

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。

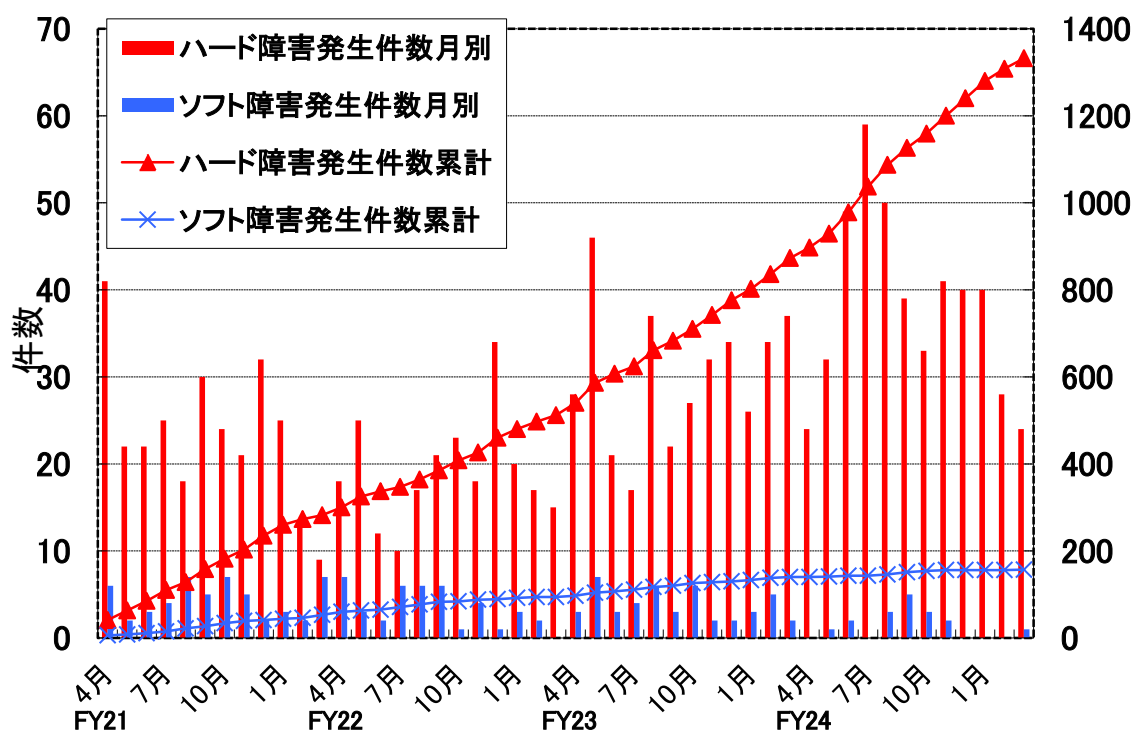


図 2-1 JSS-M システム障害件数

3. 運用概要

平成 21 年度から平成 24 年度の JSS-M システムの稼働状況を表 3-1 に示す。ここでの CPU 稼働率とはジョブ処理計画時間に対しての、バッチジョブ割当時間（実行ジョブに CPU を割当てていた時間）の割合である。平成 21 年度の平均は 83.5% だったのに対し、平成 22 年度の平均は 93.5%，平成 23 年度の平均は 92.7%，平成 24 年度の平均は 93.4% 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

図 3-1 に平成 21 年度(2009 年度)から平成 24 年度(2012 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。

月別CPU台数ごとの利用CPU時間

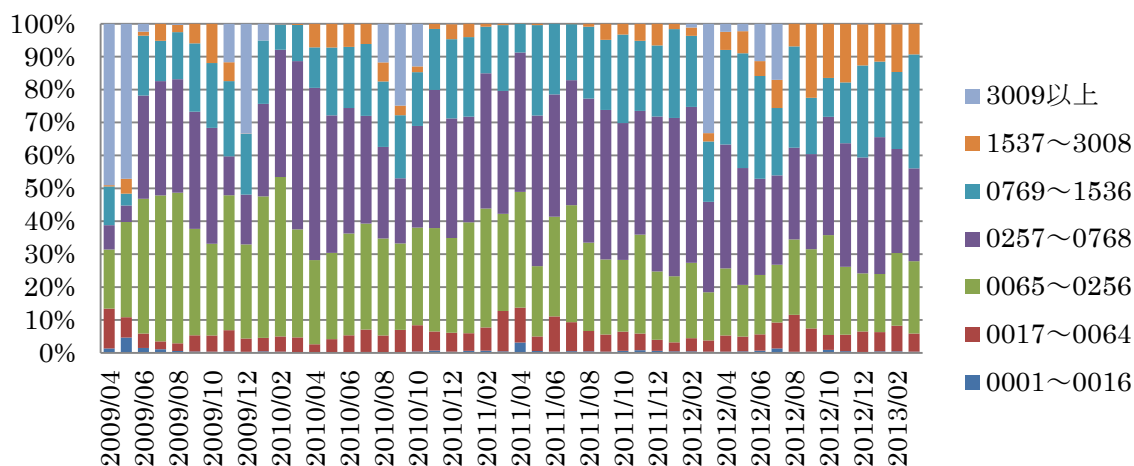


図 3-1 CPU 規模 (コア数) 別ジョブの実行状況

4. ユーザ登録状況

JSS へのユーザ登録状況を表 4-1 に示す。JSS では JAXA 内部の一般利用のほか、共同研究や大学共同利用や有償による設備貸付等、外部のユーザにも利用いただいている。

表 4-1 ユーザ登録状況
(人)

分類	登録人数
内部利用	517
共同研究	59
大学共同利用	71
設備貸付	4
研修生・学生	106
合計	757

5. ユーザ区分別利用状況

JSS-M システムのユーザ区分別利用割合を図 5-1 に示す。9 割が内部利用で占めている。外部利用としては、共同研究、設備貸付、大学共同利用があるが、共同研究が外部の利用割合としては最も多い。

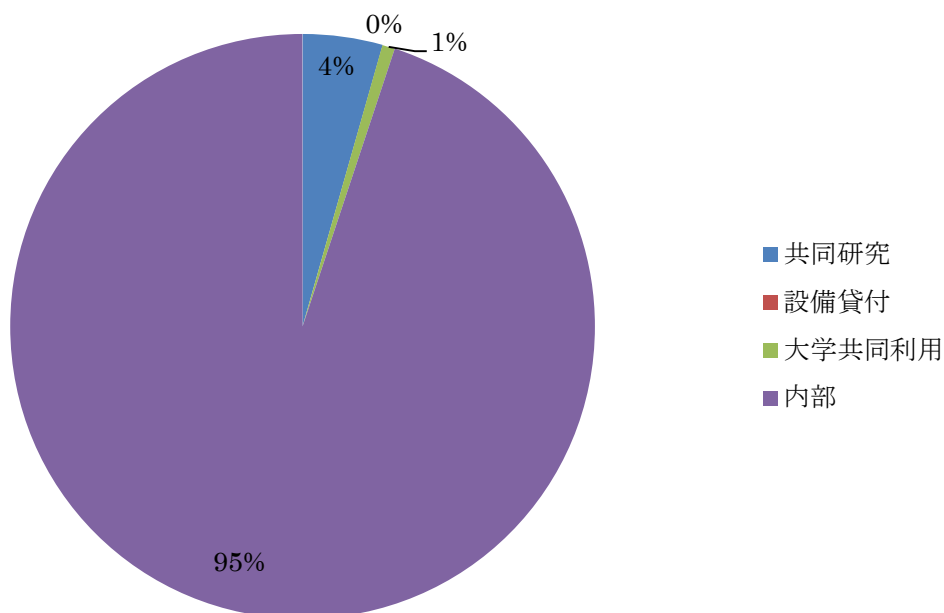


図 5-1 ユーザ区分別利用割合

6. 分野別利用割合

JSS システムの分野別利用割合を図 6-1 に示す。平成 21 年度は JSS-M システム、それ以前はそれ以前の調布地区スパコンによる統計である。平成 15 年度頃は、航空分野が多くを占めていたが、平成 15 年度に JAXA 統合があり、これ以降で宇宙分野の割合が増加していることがわかる。

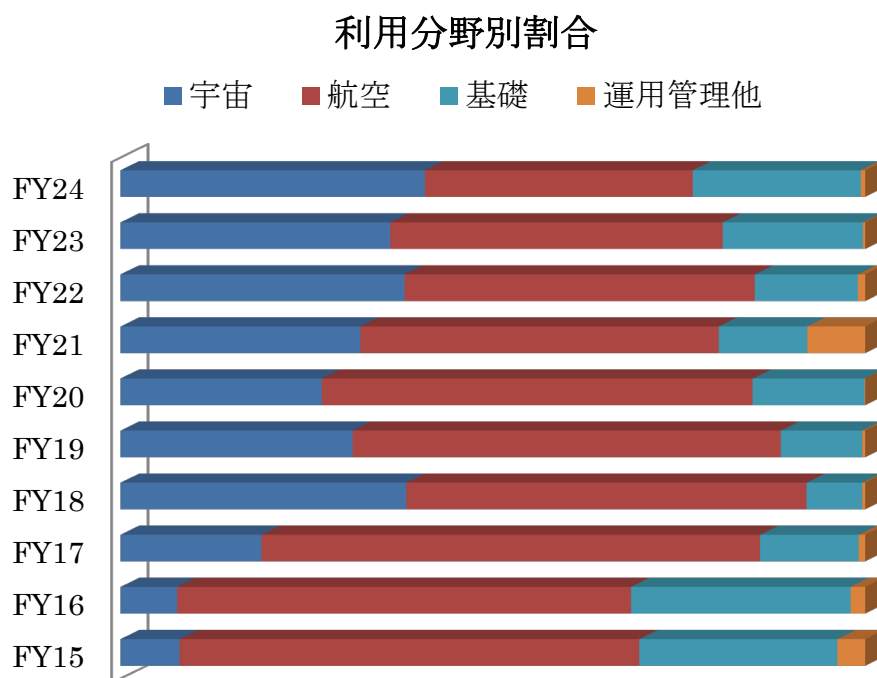


図 6-1 分野別利用割合

空へ挑み、宇宙へ拓く

