

将来輸送技術の研究

報告書番号：R17JG3103

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4308/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

長谷川進 hasegawa.susumu@jaxa.jp

● メンバ

長谷川進

● 事業概要

将来宇宙輸送技術を実現するために、スペースプレーンの機体とエンジンを統合する技術を確立する。

● JSS2 利用の理由

風洞実験で取得したデータを用いて、数値計算結果の検証を行う。また、データの検証後、実験では得ることができないデータを CFD を用いることにより取得するして、スペースプレーンの研究に活用する。

● 今年度の成果

風洞実験で行ったスペースプレーンの対応数値計算を行った。実験で得られた結果と数値計算で得られた結果との比較検討を行った。実験結果と数値計算結果を比較すると、おおむね一致する結果が得られた。さらに、スペースプレーンの形状改善を行うために、各試験マッハ数において、剥離が生じやすい形状部の特定を行った。第二期のスペースプレーンの機体形状を変更し平成 29 年 12 月に再度試験を行った。また、エジェクタ実験の試験解析を CFD を用いて行った。

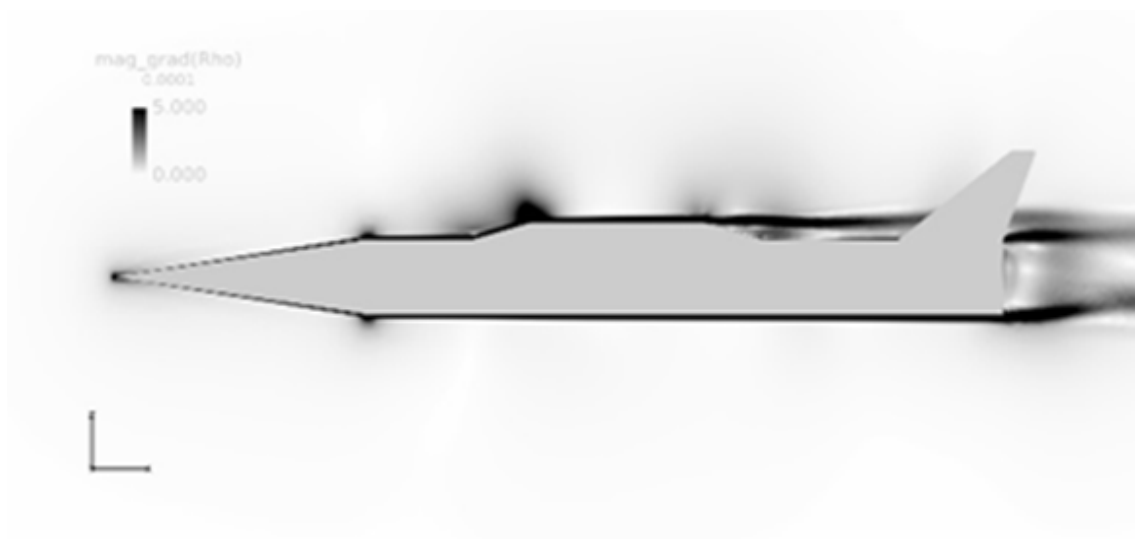


図1 スペースプレーン周りのシュリーレン図 (飛行マッハ数 0.7)

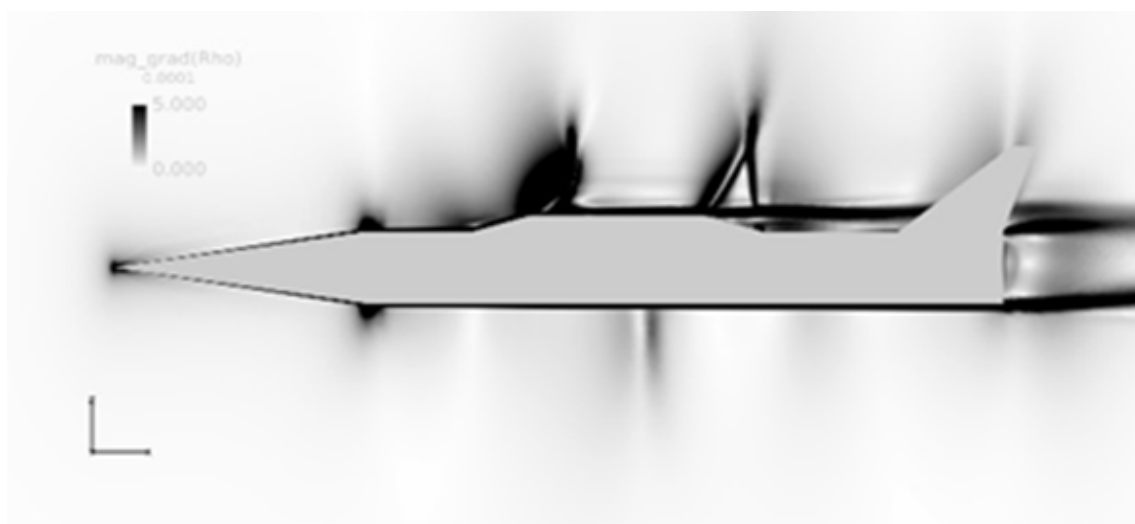


図2 スペースプレーン周りのシュリーレン図 (飛行マッハ数 0.9)

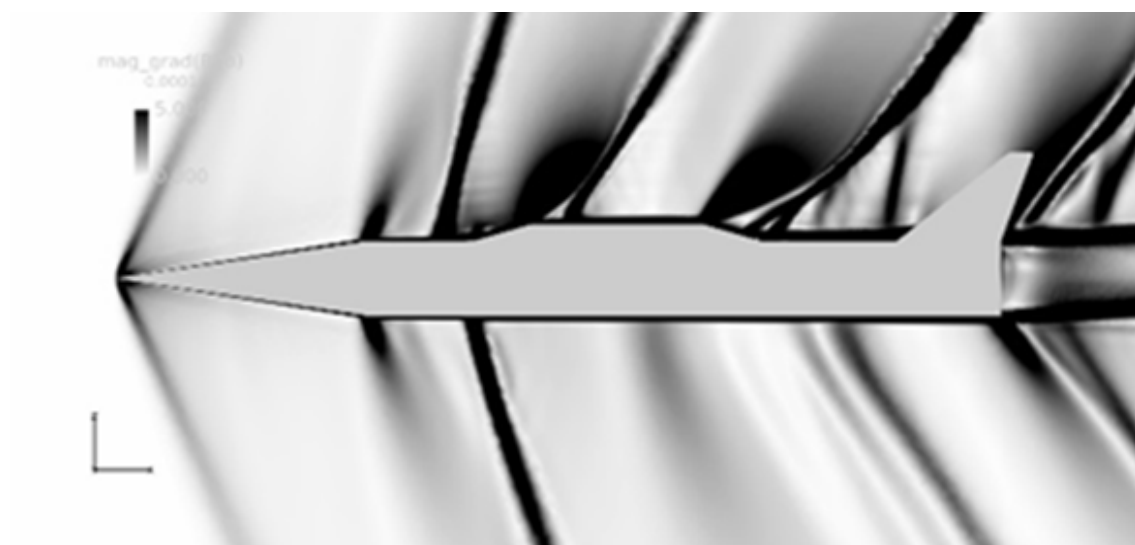


図3 スペースプレーン周りのシュリーレン図 (飛行マッハ数 1.1)

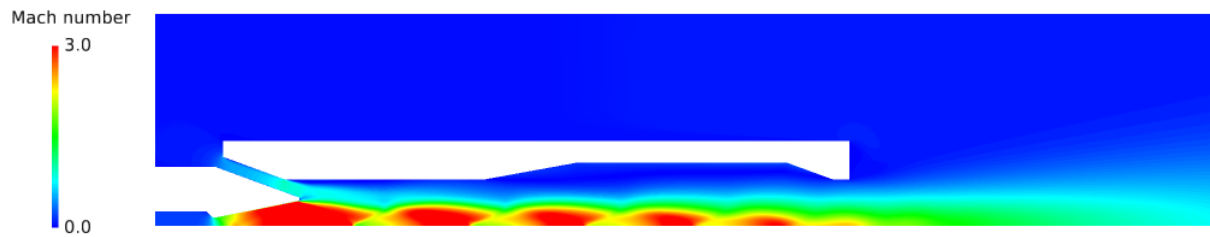


図4 エジェクタ周りの流れのマッハ数分布 (チャンバー圧は, 3 MPa)

● 成果の公表

● 査読付論文

- 1) Susumu Hasegawa, Takeshi Kanda: "Preliminary Numerical Simulation of Flow around Spaceplane for Airframe Engine Integration", Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan.

● 査読なし論文

- 1) Kanenori Kato, Kouichi Takasaki, Kouichiro Tani, Susumu Hasegawa, Kazuhide Mizobata, and Takeshi Kanda, "Coupled Aerodynamic Characteristics of Airframe and Engine of Space Plane", 31st ISTS, 2017-a-41, Matsuyama, Ehime, Japan. Jun. 2017.
- 2) 長谷川進, 荻田丈士, "遷音速風洞を用いたスペースプレーン周り流れ場の数値解析", 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演, 仙台, 2018 年 3 月.

● 口頭発表

- 1) Susumu Hasegawa, Takeshi Kanda: "Preliminary Numerical Simulation of Flow around Spaceplane for Airframe Engine Integration ", 31st ISTS, 2017-a-40, Matsuyama, Ehime, Japan. Jun. 2017.
- 2) Kanenori Kato, , Kouichi Takasaki, Kouichiro Tani, Susumu Hasegawa, Kazuhide Mizobata, and Takeshi Kanda, "Coupled Aerodynamic Characteristics of Airframe and Engine of Space Plane", 31st ISTS, 2017-a-41, Matsuyama, Ehime, Japan. Jun. 2017.
- 3) 長谷川進, 荻田丈士, "遷音速風洞を用いたスペースプレーン周り流れ場の数値解析", 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演, 仙台, 2018 年 3 月.

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	32 - 256
1 ケースあたりの経過時間	3.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.04

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	279,219.58	0.04
SORA-PP	105.87	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	004.45	0.00
/data	4,231.77	0.08
/ltmp	651.04	0.05

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.57	0.02

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

将来輸送技術の研究(エンジン流路形状の研究)

報告書番号：R17JG3104

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4309/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

佐藤茂 ssato@kakuda.jaxa.jp

● メンバ

佐藤茂, 宗像利彦, 福井正明, 高橋正晴

● 事業概要

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 を行い, 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 CFD で試すこと。

● JSS2 利用の理由

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, 特に飛行マッハ 6 条件下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。

● 今年度の成果

角田宇宙センターに設置されているラムジェット試験設備 (RJTF) にてエンジン試験実施済み形態と対比すべく, 改良型のエンジン形態の仮想実験を進めている。この形態は, スクラムエンジン流路の中央に設置される支柱 (ストラット) の後縁を絞り込み且つ切り落としたポートテイル形のもので, エンジン試験実施済みのエンジンと基本寸法は同一ながらエンジン推力性能の改善を図ったものである。

図1にエンジンの概要を,図2には各形態を示す.この両者に就いてエンジン内部諸量の違いを比較した.比較は3次元燃焼条件にて行い,エンジン内の衝撃波等の影響を調べることで行った.

計算には汎用熱流体解析ソルバ Fluent を用いた.最少格子幅はストラット前縁周辺等の 0.1mm である.計算ではエンジン左右中央断面を対称面とする右舷半裁を対象とし,格子数は 503 万,対流項評価の数値流束は AUSM+,制限関数は二次精度,時間積分は陽的解法,乱流モデルは $k-\omega$ である.壁面は断熱壁と仮定した.気流条件は,流入マッハ数 5.3 等 RJTF エンジン試験条件に揃えている.機体下面境界層に相当する設備境界層も込みである.燃焼計算に関しては,反応モデルは Petersen and Hanson の論文*)を元に水素-酸素の反応式を Fluent に読み込ませたものを用いている.燃焼モデルは Finite Rate Chemistry (有限速度反応),反応は 9 種 20 素反応である.尚,数値計算には当機構の統合スーパーコンピュータ“JSS2”を用いた.角田からは遠隔利用である.

図3に気流条件下のカウル衝撃波の様子を示す.図3aに 5/5 高さストラット形態,図3bにはポートテイル形ストラット形態を示す.何れもカウル前縁から発生した斜め衝撃波が明瞭に伸びて天板側に達している様子が分かる.両者の比較で言えば,ポートテイル形ストラット形態の方はストラット後部が短くかつ絞られた形状となっていることから,衝撃波の印影がより明瞭に示されている.

図4は,上記に対比し燃焼条件下のカウル衝撃波の様子を示す.図4aに 5/5 高さストラット形態,図4bにはポートテイル形ストラット形態を示す.何れもカウル前縁から発生した斜め衝撃波が見て取れるが,角度が立っていることが分かる.また,斜め衝撃波も明瞭なまま天板に届く訳ではなく,途中で曖昧となる.何処までが衝撃波であるのか厳密には言い難い姿である.

当然のことながら,燃焼状態に移行すれば,圧力と温度は上昇するので,音速も大きくなり,マッハ数は下がる.それにより斜め衝撃波の角度が大きくなる.当計算ではそれに加えて,衝撃波の到達先が曖昧となることが示されている.エンジン内流れ場はここで大きく様相を変えている.この様相を変えた流れ場を更に詳細に調べ,推力発生 of 源泉を見極める必要が有る.その源泉を見極めることでエンジンの性能確保の方法論を立てることが可能となる.

*) Petersen, E.L. and Hanson, R.K., Journal of Propulsion & Power, Vol. 15, No. 4, July–August 1999.

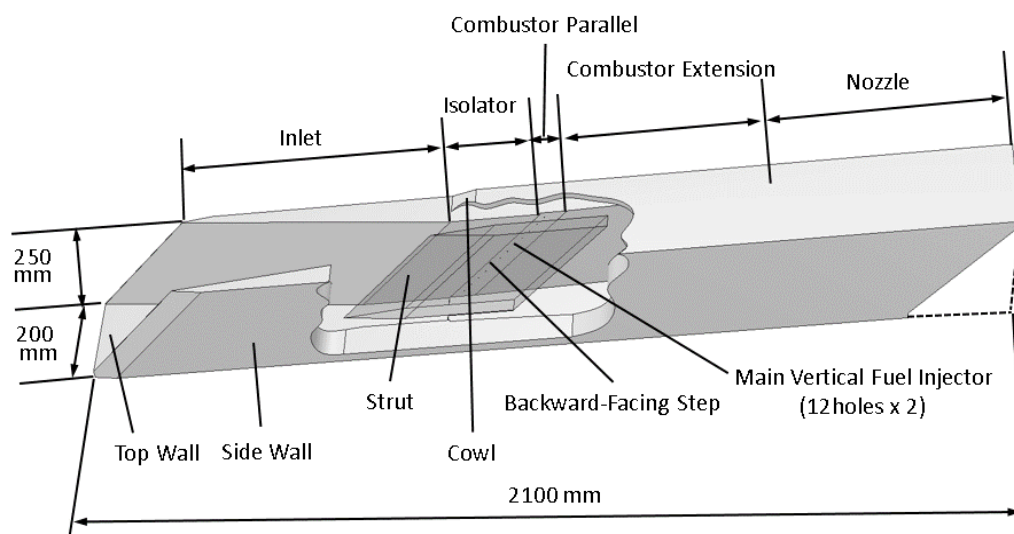
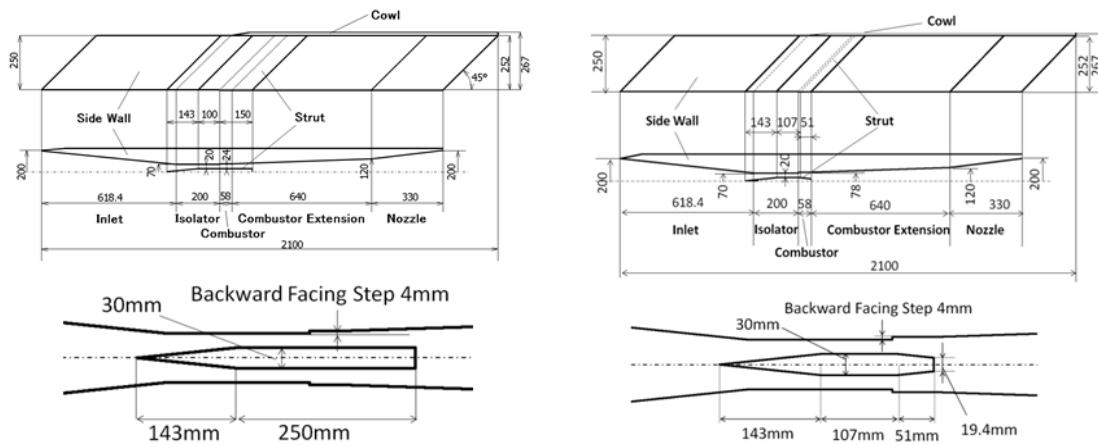


図1 スクラムジェットエンジン供試体の概要



5/5高さストラット形態

＜エンジン試験済みの形態＞

ボートテイル形ストラット形態

＜改良を見込んだ仮想形態＞

図2 5／5高さストラット形態及びボートテイルストラット形態

気流条件におけるカウル衝撃波

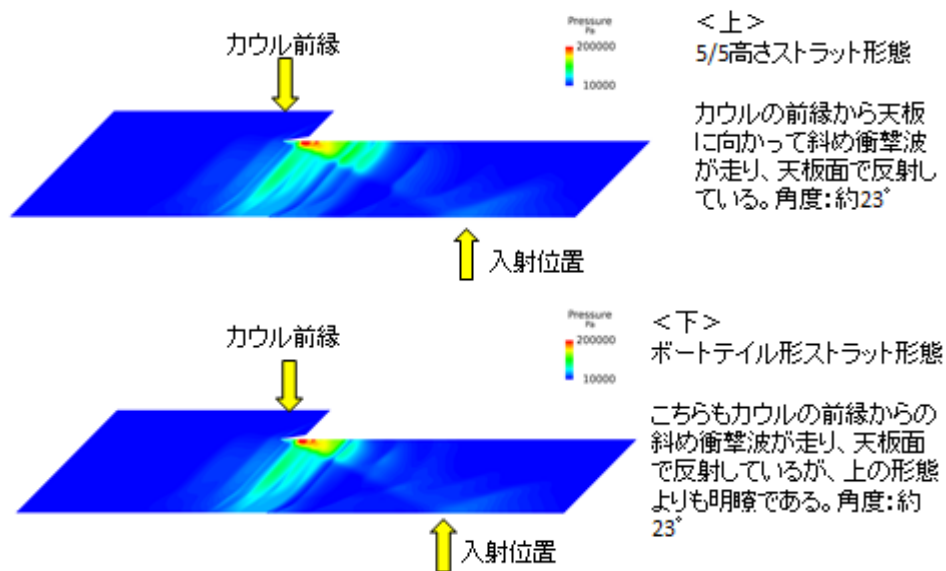


図3 気流条件下のカウル衝撃波

燃焼条件下におけるカウル衝撃波

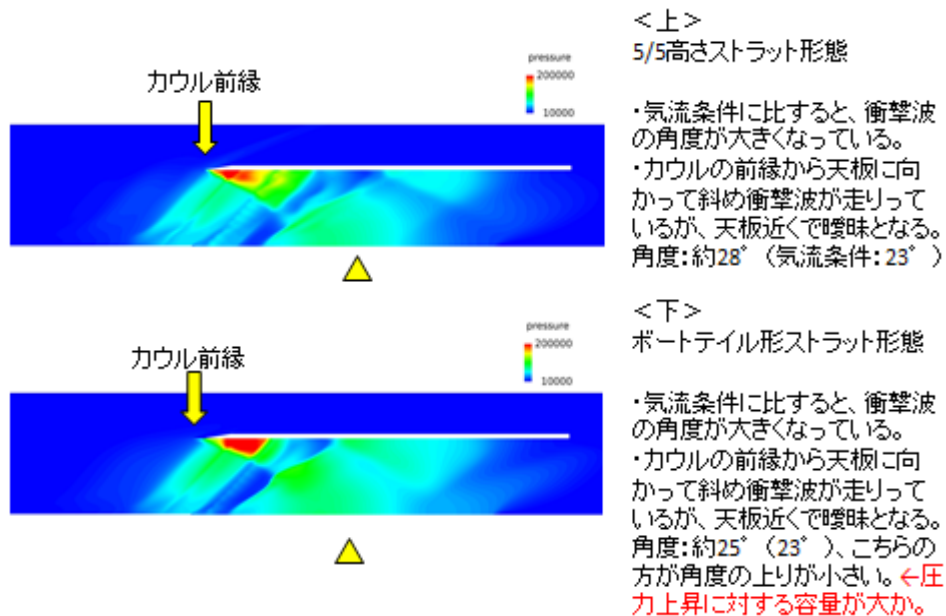


図4 燃焼条件下のカウル衝撃波

● 成果の公表

● 査読なし論文

- 1) 佐藤 茂,福井正明,渡邊孝宏,宗像利彦,スクラムジェットエンジンの性能向上に関する試みー燃焼状態再現手法の検討,第49回流体力学講演会/第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(平成29年6月東京代々木)論文集,宇宙航空技術研究開発機構特別資料,JAXA-SP-17-004,2017年12月

● 口頭発表

- 1) 佐藤 茂,福井正明,渡邊孝宏,宗像利彦,スクラムジェットエンジンの性能向上に関する試みー燃焼状態再現手法の検討,第49回流体力学講演会/第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム,平成29年6月東京代々木
- 2) 佐藤 茂,福井正明,宗像利彦,渡邊孝宏,高橋正晴,スクラムジェットエンジン性能向上に関する試みー燃焼状態下の衝撃波,平成29年度衝撃波シンポジウム(平成30年3月仙台)

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	熱流体解析汎用ソフト FLUENT 内部の並列処理に依拠
スレッド並列手法	熱流体解析汎用ソフト FLUENT 内部の並列処理に依拠
プロセス並列数	2 - 32
1 ケースあたりの経過時間	720.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.03

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	43,179.91	0.54
SORA-LM	48.40	0.02
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	039.07	0.03
/data	397.05	0.01
/ltmp	2,115.89	0.16

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.58	0.02

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

デブリ推移モデルによる長期軌道上デブリ環境予測

報告書番号：R17JG3105

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4310/>

● 責任者

杉田寛之 研究開発部門第二研究ユニット

● 問い合わせ先

東出真澄 higaside@chofu.jaxa.jp

● メンバ

平井隆之,河本聡美,東出真澄,北川康弘,阿部修司,花田俊也

● 事業概要

宇宙活動の安全確保のためスペースデブリの増加が問題となっており,JAXA ではデブリ除去技術に関して研究開発している。JAXA と九州大学が共同開発したデブリ環境推移モデル (NEODEEM) を使って将来の軌道物体数の予測を行い,除去すべきデブリの評価等を行う。

<http://www.kenkai.jaxa.jp/research/debris/debris.html>

● JSS2 利用の理由

NEODEEM では,百年以上先の将来物体数をモンテカルロ法を使って予測する。解析にかかる時間を短縮したく,本年度より JSS2 の利用検討を開始した。

● 今年度の成果

今年度は SORA_PP を使って NEODEEM の解析テストを実施した。解析例を図 1 に示す。OpenMP による並列化についても検討したが,計算結果の再現性を担保できない点が問題となり採用できなかった。モンテカルロ試行回数を複数コアに割り当てることでも総解析時間は短縮されたので,次年度より将来のデブリ環境解析に JSS2 を利用していきたいと考えている。

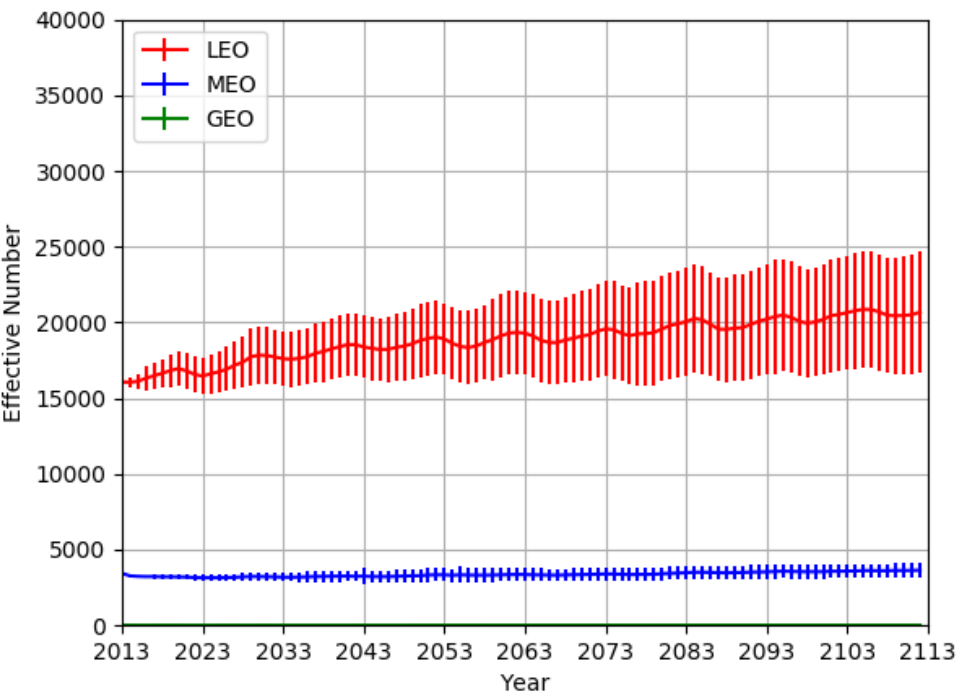


図 1 100 年間の軌道上物体数予測例

● 成果の公表

なし

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	モンテカルロ 試行回数を複数コアに割り当て
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	2 - 10
1 ケースあたりの経過時間	60.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.01

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	7,260.68	0.09
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	023.84	0.02
/data	238.42	0.00
/ltmp	4,882.81	0.37

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

基幹ロケットの再使用化による打ち上げコスト低減

報告書番号：R17JG3106

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4311/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

高間良樹 takama.yoshiki@jaxa.jp

● メンバ

高間良樹, 青木良尚

● 事業概要

本研究では, 将来の再使用型ロケットに適用される長寿命ロケットエンジン, 軽量構造, 着陸誘導等のキー技術とそれを検証するための小型実験機の検討を行う。

● JSS2 利用の理由

CFD で小型実験機の空力特性を推算する。

● 今年度の成果

ノズル内部は計算せず, ノズル出口面での静圧, 静温, 流速を境界条件として与えるやり方で打ち上げフェーズの計算を FaSTAR で行った。「空間一次精度, ノズルの出口圧ノミナル値の 1/3, CFL=0.01」から計算を始めて, 最後は「空間二次精度, ノズルの出口圧ノミナル値, CFL=1」に条件を段階的に変えて収束させることができた。マッハ数 0.1, 迎角 0 度のときのノズル出口付近の軸方向速度分布を(図 1)に示す。

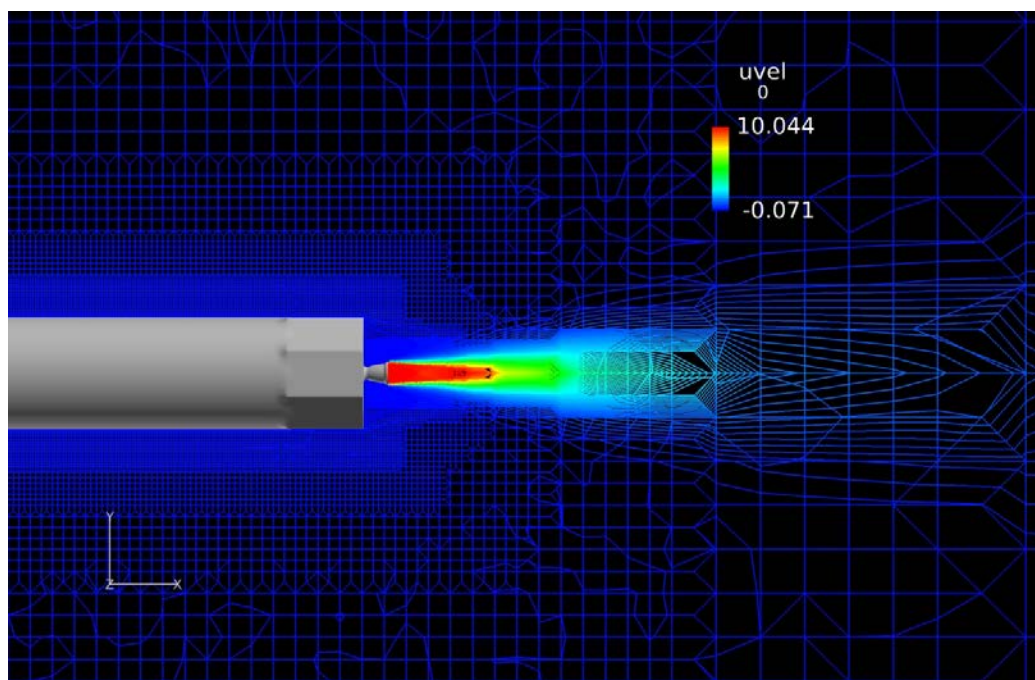


図 1 打ち上げ時の x 軸方向速度分布 ($M=0.1$, $AOA=0\text{deg}$)

● 成果の公表

なし

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	96
1 ケースあたりの経過時間	300.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.23

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	1,895,520.26	0.25
SORA-PP	113.88	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	037.71	0.03
/data	889.02	0.02
/ltmp	634.77	0.05

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

※1 総資源に占める利用割合：3つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合：対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

ロケット推進・エンジン革新研究(振動燃焼・DB ノズル)

報告書番号：R17JG3204

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4312/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

長谷川進 hasegawa.susumu@jaxa.jp

● メンバ

長谷川進,木村俊哉,後藤公成,長田敦,福井正明,宗像利彦,高橋正晴

● 事業概要

宇宙往還輸送機として完全再使用型ロケットが注目されているが,そのエンジンには幅広い環境圧で高性能であることが求められる.本研究では,数値計算を用いて性能を調べる.

● JSS2 利用の理由

試験を行う回数は限られている上,得られるデータも限られている.よって,数値計算データの検証後,試験ではできないデータを得ることができる.より高性能なコンピュータを用いることにより,より信頼性の高いデータを得ることができ,ノズルの技術確立に貢献することができる.

● 今年度の成果

本年度より,アエロスパイク・ノズルの数値計算に着手した.過去に,実験をしたデータを用いて検証を進める必要があるので,80% のリニア・アエロスパイク・ノズルに加えて,60%,および 40% のノズルの計算を行った.ノズル圧力比 (NPR) は,10, 40, 100 の場合に計算を行い計算結果を得た.詳細に関しては,検討中である.

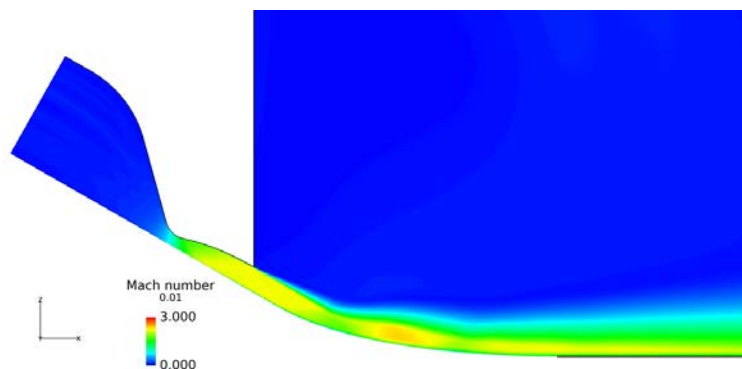


図1 マッハ数分布 80%リニア・アエロスパイク・ノズル,NPR=10

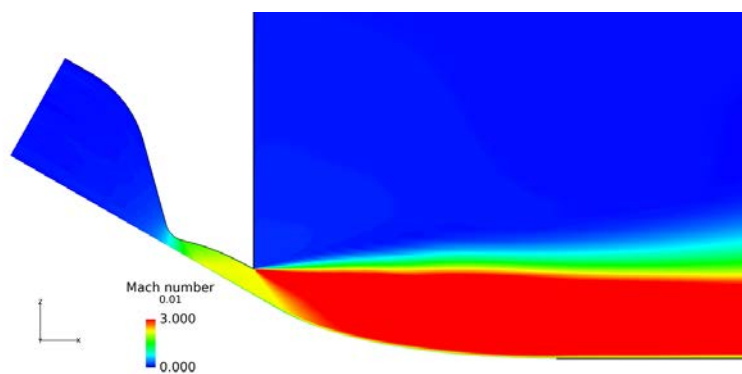


図 2 マッハ数分布 80%リニア・アエロスパイク・ノズル,NPR=100

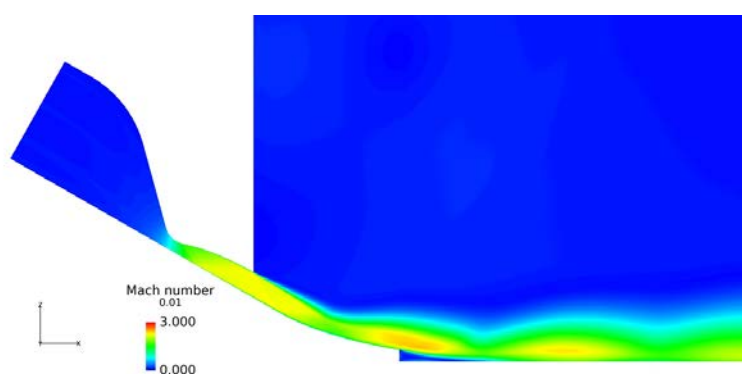


図 3 マッハ数分布 60%リニア・アエロスパイク・ノズル,NPR=10

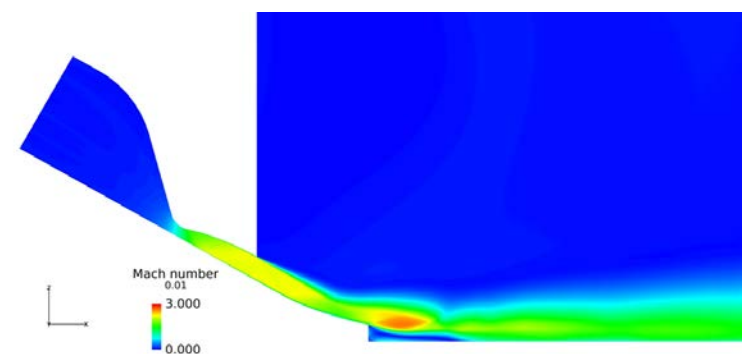


図 4 マッハ数分布 40%リニア・アエロスパイク・ノズル,NPR=10

● 成果の公表

なし

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	32 - 256
1 ケースあたりの経過時間	3.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.01

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	6,423.68	0.00
SORA-PP	9.49	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	100.89	0.07
/data	5,034.13	0.09
/ltmp	11,067.71	0.83

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	1.15	0.05

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

将来輸送システムの研究(空気吸い込み式輸送システム)

報告書番号：R17JG3205

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4313/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

小寺正敏 koderam.masatoshi@jaxa.jp

● メンバ

高橋政浩,小寺正敏,福井正明,宗像利彦,高橋正晴,富岡定毅,志牟田晃大,宮浦拓人

● 事業概要

近年,宇宙輸送システムの大幅な低コスト化のために,ロケットの再使用化が考えられている.しかしながら構造寿命を長くするために比較的低いエンジン出力で作動させる必要があり,打ち上げ能力の低下につながる.したがって,それを補う手段として空気吸込み式エンジンであるスクラムジェット及びロケット/スクラム複合サイクルエンジンが有望視されている.大気中の空気を酸化剤として利用することにより高効率となり,再使用化でも打ち上げ能力の維持向上が期待できる.本事業では,同エンジンの実用化に向け鍵となる技術の研究開発を行う.

● JSS2 利用の理由

地上実験によるエンジン設計の問題点として,以下の点が挙げられる.1) 離陸から超高速域までの様々な気流条件を再現するには限界がある.2) 測定値が限られエンジン内部の複雑な3次元流れ構造を把握できない.3) 時間・費用が限られるためエンジン流路形状を容易に変更できない.したがって設計ツールとして3次元CFDの活用が必要不可欠であり,数多くのCFDを効率よく実行するためにスパコンが必要となる.

● 今年度の成果

課題1: 高分子炭化水素熱分解燃料の反応機構簡易化に関し,東北大学と共同研究を昨年度に引き続き実施した.今年度は熱分解後のジェット燃料を模擬したメタン・エチレン混合気に関する簡易反応機構を超音速燃焼器流れを含む燃焼CFD計算に適用し,詳細反応機構を用いたCFD結果との比較による検証を行った(図1).

課題2：過去に行われたエチレンを燃料としたスクラムジェット燃焼器試験に対応した燃焼 CFD を実施し、試験結果との比較により CFD を検証し課題を抽出した。また、解析結果に対する反応機構および乱流シュミット数の影響を評価した（図2,図3）。この他、現在進めているスクラムジェット燃焼器試験に対応した燃焼 CFD を行い、試験結果の理解を支援した。また、次年度製作予定の改良型燃焼器の事前評価 CFD を実施し、流路形状の妥当性を評価した。

課題3：炭化水素燃料の熱分解吸熱特性について、円管を定壁面温度で加熱する試験との比較のために CFD を行った。n-オクタンを題材に、簡略化した熱分解反応機構を乱流モデルを含む RANS 計算に組み合わせ、実験との比較を行った（図4）。反応機構の一部欠落、実験におけるコーキング発生による誤差発生など問題点などが明らかになった。

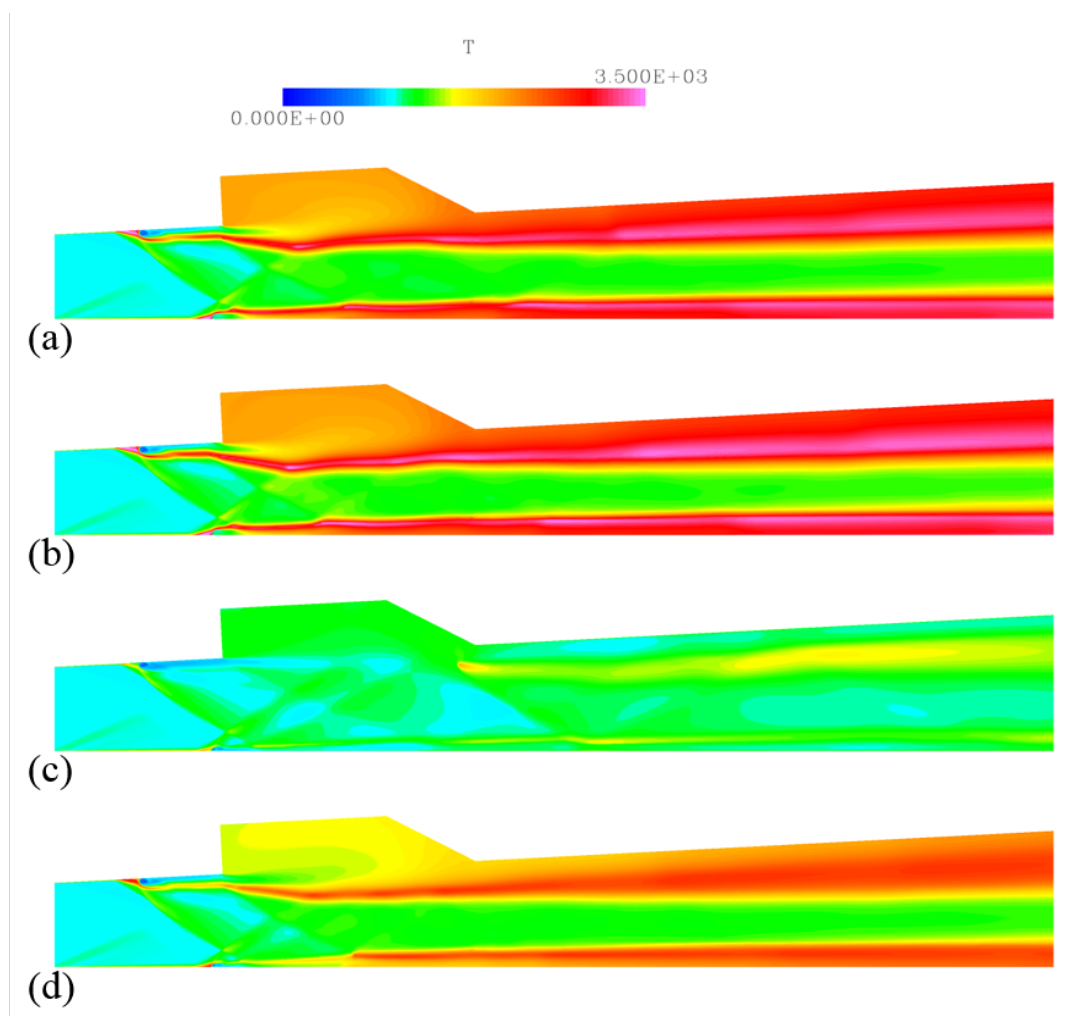


図1 簡易反応機構及び詳細反応機構を用いた結果（超音速燃焼器内温度分布）の比較（(a)-(c) 簡易反応機構, (d) 詳細反応機構）

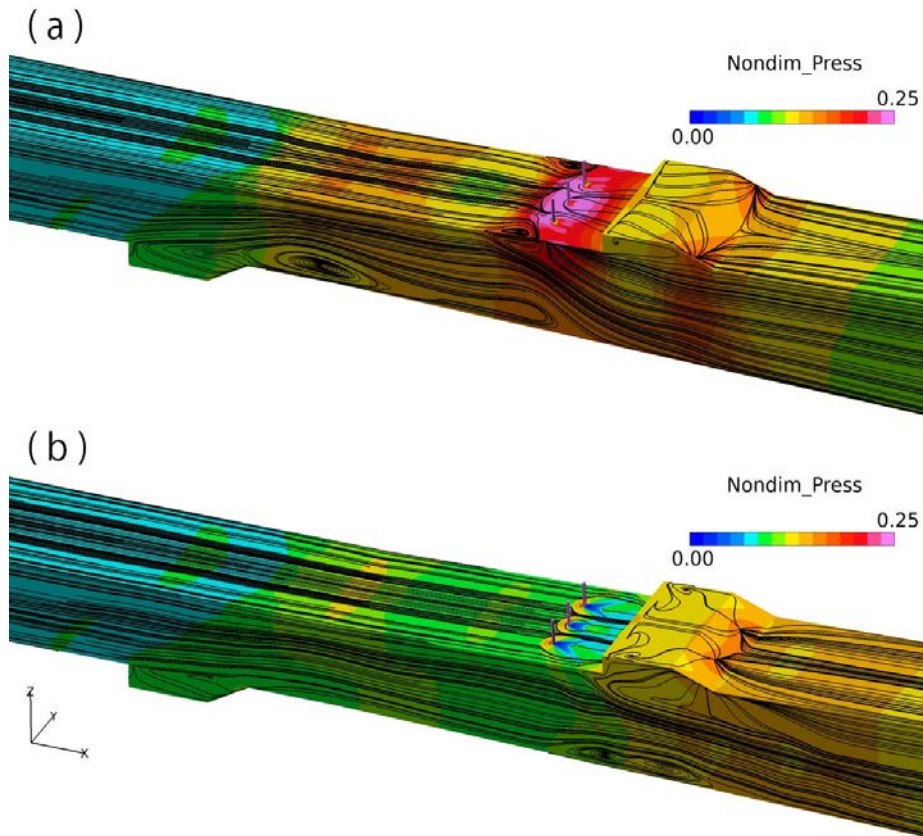


図2 エチレン燃料スクラムジェット燃焼器試験の解析結果(その1) 無次元化した壁圧分布および表面流跡線(乱流シュミット数の影響 (a) $Sct=0.3$ (b) $Sct=0.89$)

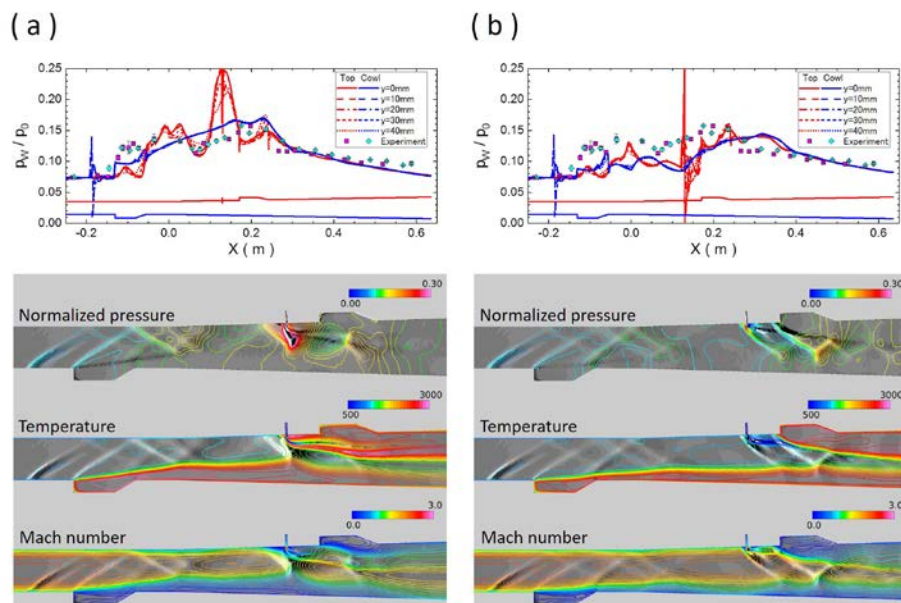


図3 エチレン燃料スクラムジェット燃焼器試験の解析結果(その2) 壁圧分布の比較および2段燃料噴射断面の無次元化静圧/静温/マッハ数分布(乱流シュミット数の影響 (a) $Sct=0.3$ (b) $Sct=0.89$)

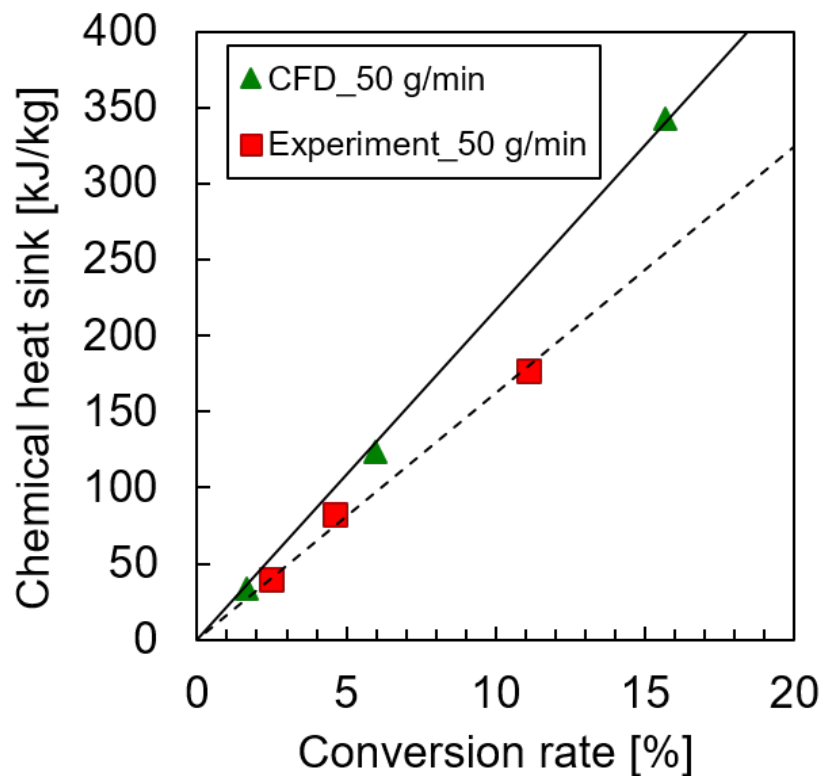


図 4 n-オクタンの分解率と化学的吸熱量の関係を CFD と実験で比較

● 成果の公表

● 査読なし論文

- 1) 小寺,富岡,佐々木,中村,丸田,"メタン／エチレン混合燃料に関する簡易反応機構の超音速燃焼器流れ計算への適用について",日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会講演論文集, 2018 年.
- 2) 高橋,野島,清水,青野,宗像,"LS-FLOW による炭化水素燃料スクラムジェット燃焼器流れの解析",第 31 回数値流体力学シンポジウム講演論文集,2017 年.
- 3) 志牟田,"超臨界状態における高分子炭化水素燃料の熱分解吸熱特性に関する研究",東北大学大学院修士論文,2018 年 3 月.

● 口頭発表

- 1) 小寺,富岡,佐々木,中村,丸田,"メタン／エチレン混合燃料に関する簡易反応機構の超音速燃焼器流れ計算への適用について",日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会,2018 年.
- 2) 高橋,野島,清水,青野,宗像,"LS-FLOW による炭化水素燃料スクラムジェット燃焼器流れの解析",第 31 回数値流体力学シンポジウム講演論文集,2017 年 12 月.
- 3) 高橋,野島,清水,青野,宗像,"エチレンを燃料としたスクラムジェット燃焼器流れについて",平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム,2018 年 1 月.
- 4) 宮浦,志牟田,大門,富岡,"超臨界状態における炭化水素燃料の熱分解吸熱特性に関する研究",日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会,2018 年.

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	32 - 1280
1 ケースあたりの経過時間	72.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 1.10

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	9,220,531.74	1.22
SORA-PP	1,197.46	0.01
SORA-LM	69.74	0.04
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	260.80	0.18
/data	6,000.80	0.11
/ltmp	9,765.63	0.74

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	2.88	0.12

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

宇宙利用拡大を目指した宇宙環境防護に関する研究

報告書番号：R17JG3210

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4314/>

● 責任者

山中浩二 研究開発部門第一研究ユニット

● 問い合わせ先

後藤亜希 goto.aki@jaxa.jp

● メンバ

後藤亜希, 島崎一紀

● 事業概要

将来のさらなる宇宙利用拡大のため,宇宙機と人を厳しい宇宙環境から防護することを目的としている.特に有人探査ではより安全な長期滞在が求められるため,軽量かつ効果的に被ばく線量を低減できる遮蔽技術が求められる.我々は,材料の観点から,船内もしくは月・火星面上で宇宙飛行士が安全かつ長期に活動できるための遮蔽設計について検討を進めている.

● JSS2 利用の理由

PHITS (粒子・重イオン輸送計算汎用モンテカルロコード) シミュレーションによる材料の遮蔽効果予測のために,JSS2 を利用している.有人宇宙船を模擬した体系など,大きく複雑な体系での放射線輸送モンテカルロシミュレーションには,膨大な時間を要する.JSS2 の利用により,そのような体系でのシミュレーションを高速かつ統計精度よく実施することが可能となる.

● 今年度の成果

本年度は,将来有人探査ミッションが行われる地磁気圏外 (Beyond Low Earth Orbit: BLEO) において防護対象となる銀河宇宙線 (Galactic Cosmic Ray: GCR) に注目し,それに対する最適な宇宙船遮蔽設計に関する検討を,PHITS (Particle and Heavy Ion Transport Code System) コードを用いた計算機シミュレーションにより実施した.

GCR は太陽系外から定常的に飛来する高エネルギー粒子であり,陽子 (~85%),He 原子核 (~14%),電子 (~1%),Li から U までの重核からなるとされている.GCR による人体の被ばく線量を低減する手段の一つとして,遮蔽材料の設置が挙げられる.輸送重量の観点から,有人ミッション用途の遮蔽材料として,単位あたりの遮蔽効果が高い材料が望ましい.原子番号が低い元素ほど,GCR に対する単位質量あたりの遮蔽効果が高いことが知られており,水素 (^1H) が最も効果が高い.今回,水素を多く含む既存遮蔽材料であるポリエチレン (PE, $(\text{CH}_2)_n$, 水素重量濃度: 14 wt%) の最適遮蔽厚さに関する検討を行った.PE の最適設置厚さは,線量計測位置 (人滞在位置) からの宇宙船 (主に Al 合金からなる) の

遮蔽厚により異なるものと考えられる.宇宙船の遮蔽厚に応じた PE の最適厚さについて調査するため,Al と PE の 2 層壁からなる単純な球殻体系による線量計算を実施した.

計算体系を図 1 に示す.内径 400 cm の Al/PE 2 層球殻の中心に,直径 30 cm の水球 (人体を模倣した仮想線量計) を設置した.Al/PE 球殻は,外側が Al となる設置順とし,Al の厚さは 0-50 g/cm²,PE の厚さは 0-60 g/cm² とした.球殻内部 (水領域を除く) は,真空とした.計算に使用した GCR スペクトルを,図 2 に示す.GCR 線源として,CREME96 モデルを使用した.太陽活動は極小期 (フレアなし条件) とし,宇宙機位置は地球近傍惑星間 (捕捉粒子なし,地磁気なし) とした.GCR 線源 (陽子-Ni 核) を等方的に Al/PE 2 層体系 (図 1) に照射した場合の水球の線量当量を,モンテカルロ計算により算出した.

計算結果を図 3 に示す.PE の設置により,水球の線量当量は (遮蔽材なし条件と比較し) 最大 40% 低減した.Al の遮蔽厚に関わらず,30 g/cm² 程度の PE 付加により線量当量は 34-40% 程度低減され,それ以上の厚さ PE を付加しても線量に与える影響が小さい (遮蔽厚-線量当量曲線がほぼプラトーである) ことがわかった.この結果より,BLEO ミッションにおける 30 g/cm² 以上の厚さの遮蔽材付加は GCR 遮蔽の観点で無駄であり,30 g/cm² 程度遮蔽材を付加することで被ばく線量を最小化 (現実的な厚さのパッシブな遮蔽により達成可能な最小値)できると言える.

今後の課題は,本結果を実ミッションに適用可能な遮蔽指針に反映することである.太陽活動時期・ミッション内容 (場所・期間) によっては,必ずしも遮蔽材の付加が必要ではないものと考えられる.今後,太陽活動やミッション期間・宇宙船の形状に応じた遮蔽設計最適化指針に資する,データ獲得を実施する計画である.

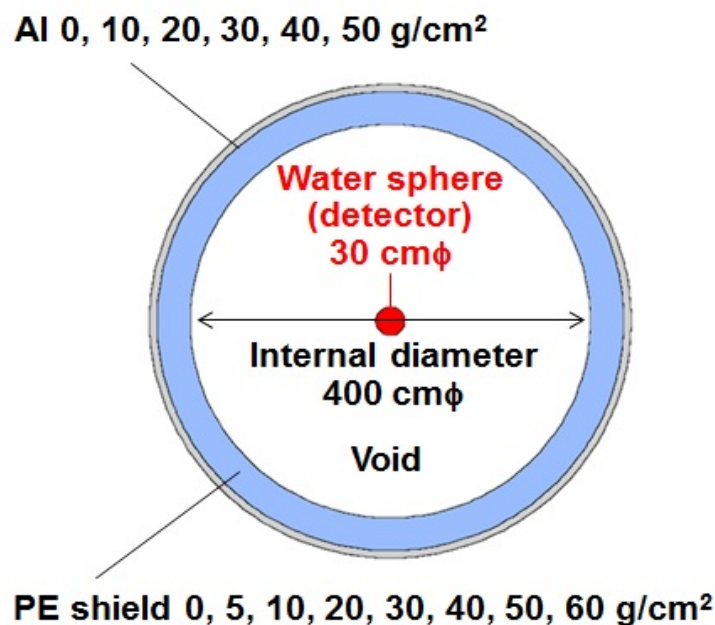


図 1 GCR 照射における水球の線量当量計算に使用した体系

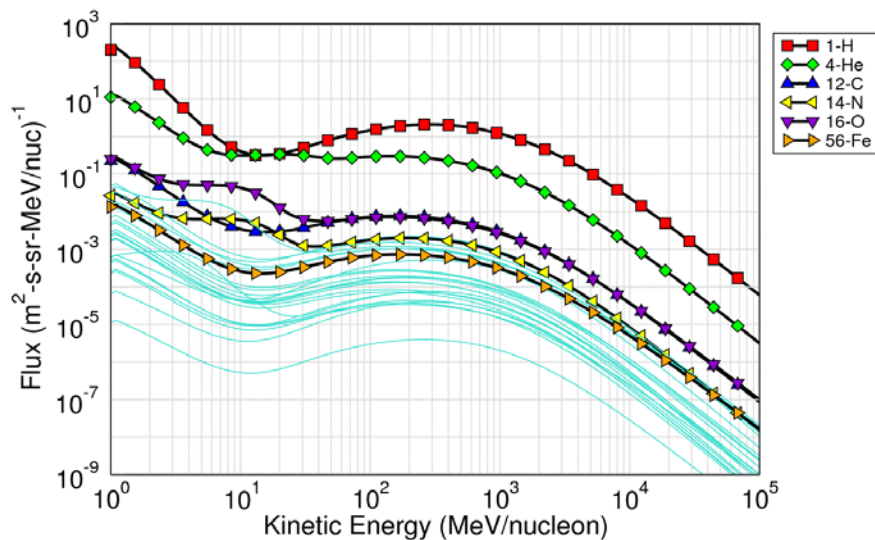


図 2 GCR スペクトル (CREME96 モデル; 太陽活動極小期 (フレアなし), 地球近傍惑星間条件,H-Ni 核)

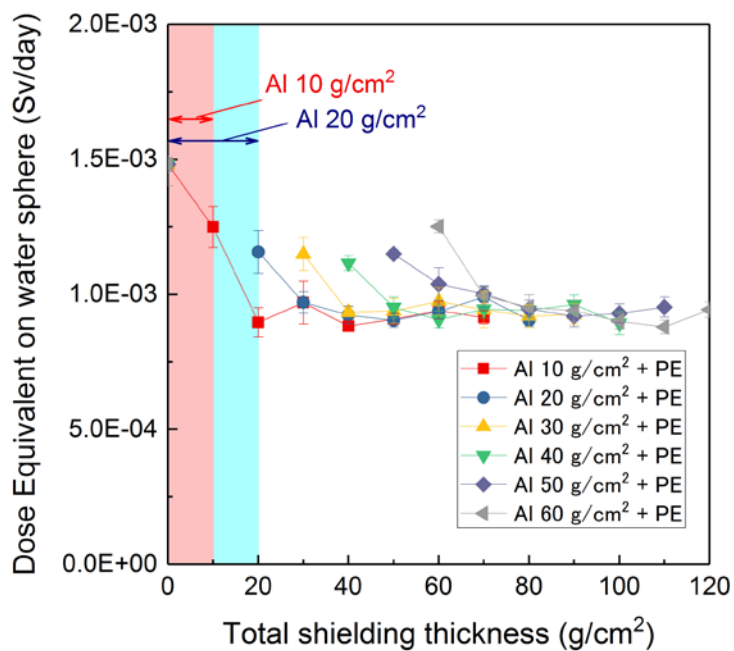


図 3 球殻の遮蔽厚に対する水球の線量当量計算結果 (GCR 照射時)

● 成果の公表

● 口頭発表

- 1) Aki Goto, Kazunori Shimazaki, Yugo Kimoto, Haruhisa Matsumoto, and Aiko Nagamatsu, PHITS Simulations for Development of Space Radiation Shielding Materials, 31st ISTS, 2017.
- 2) 後藤亜希, 島崎一紀, 銀河宇宙線に対する遮蔽技術の確立に向けた検討, 第 14 回宇宙環境シンポジウム, 2017.
- 3) Aki Goto, Kazunori Shimazaki, Exposure Dose Calculation inside JEM Using PHITS and 3D ISS Geometry, 42nd COSPAR Scientific Assembly, 2018. (発表予定)

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	5 - 24
1 ケースあたりの経過時間	30000.00 秒

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.04

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	58,110.50	0.73
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	014.31	0.01
/data	4,978.18	0.09
/ltmp	2,929.69	0.22

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

プロジェクト課題対応

報告書番号：R17JG3211

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4315/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

根岸秀世 negishi.hideyo@jaxa.jp

● メンバ

伊藤孝行,高木亮治,堤誠司,伊藤浩之,清水太郎,青野淳也,芳賀臣紀,森井雄飛,安部賢治,寛雅行,本江幹朗,菱田学,根岸秀世,大西陽一,西元美希,大門優, Ashvin Hosangadi,猪野正輝,深澤修,大野真司, Andrea Zambon,中島健賀,秋村友香,雨宮孝,藤原大典,谷洋海,飯村拓哉,藤本圭一郎,王丸哲文,小谷秋子,福田太郎,松本万有,外山雅士,雨川洋章,石橋克之,西村彗,武藤大貴,政家一誠,藤本峻,佐藤之,鵜飼諭史

● 事業概要

第三U(JEDI)保有および開発技術を活用して現行 JAXA プロジェクト等における技術課題解決に対応し、各課題対応案件についてプロジェクトからの依頼に確実に対応する。また、数値シミュレーション技術ならではの“付加価値(効率化, 高信頼化, コスト・期間低減, 波及効果等)”を実現する。

http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/jedi/jedi-index.html

● JSS2 利用の理由

プロジェクトの要望にタイムリーに対応するために,実機の複雑形状を模擬しかつ多数の条件の解析を短期間に実施する必要がある。

● 今年度の成果

H3 プロジェクト,SLIM プロジェクト, HTV-X プロジェクトにて検討されている課題に対して, 第三ユニットにて開発した解析技術と JSS2 を活用することで設計妥当性評価やリスク評価, 改良検討を実施した。

● 成果の公表

- Web 上の研究成果の URL

http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/jedi/jedi-index.html

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	16 - 32
1 ケースあたりの経過時間	30.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 1.17

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	5,738,372.24	0.75
SORA-PP	141,174.57	1.77
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	1,035,782.58	30.77

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	6,790.95	4.70
/data	111,422.26	2.06
/ltmp	21,380.23	1.61

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	111.76	4.81

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

内部流・燃焼・回転機械解析技術

報告書番号：R17JG3212

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4316/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

清水太郎 shimizu.taro@jaxa.jp

● メンバ

雨川洋章,伊藤孝行,高木亮治,堤誠司,伊藤浩之,清水太郎,青野淳也,芳賀臣紀,森井雄飛,安部賢治,寛雅行,本江幹朗,菱田学,根岸秀世,大西陽一,西元美希,大門優,Ashvin Hosangadi,猪野正輝,深澤修,大野真司, Andrea Zambon,中島健賀,秋村友香,雨宮孝,藤原大典,谷洋海,飯村拓哉,藤本圭一郎,王丸哲文,小谷秋子,福田太郎,松本万有,外山雅士,石橋克之,西村慧,阿部諭,武藤大貴,菅野望

● 事業概要

液体ロケットエンジン内の非定常現象を捉えるため,燃焼 LES 解析を実施し,サブスケール試験との比較検証により評価ツールを完成させる.またスラストについては,噴霧燃焼形態を模擬できる解析コードを構築し,まずは定常性能の予測を目指す.

http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/jedi/jedi-index.html

● JSS2 利用の理由

燃焼室内の流れ場は乱流状態であつ,非定常な特性を有するため,LES 解析が必須となっている.本検証対象でも数千万セルの格子に対して,数百万ステップ程度の解析計算が必要であるため,スパコンの利用なしには到底目標を達成できない.

● 今年度の成果

- ① 噴霧燃焼に対する数値解析コードの開発と検証を目的として,エタノール噴霧燃焼バーナの LES 解析を行った.対象のバーナ直径は 10.5 mm であり,3 次元の解析を行いモデルのセル数は約 1500 万個である.有限体積法で空間を離散化し LES による解析を行った.燃焼反応のシミュレートには 50 化学種 258 反応式の詳細反応モデルを用いた.その際,ERENA 法により時間積分を行った.図 1 に温度分布,図 2 に軸方向速度分布を示す.図に示すように,解析コードが定性的に噴霧燃焼を再現できていることを確認した.
- ② 液体ロケットエンジン燃焼室の設計開発においては,熱負荷による燃焼室壁面の損傷防止や寿命評価の観点から,壁面熱流束を高精度で予測できる数値シミュレーション技術が求められている.

本研究では LES 解析による燃焼室壁面熱流束の予測に向けて,壁面モデルを使用した LES (WMLES) によるチャンネル乱流熱伝達の数値解析を行った(図 3). WMLES により,実機レベルのレイノルズ数である 100,000 までの広い範囲で速度場や温度場をよく再現することができた. また格子点数はおよそ 400 万点であり,通常の LES より粗い格子解像度であるにも関わらず,WMLES により乱流熱伝達の予測が可能であることを示した.

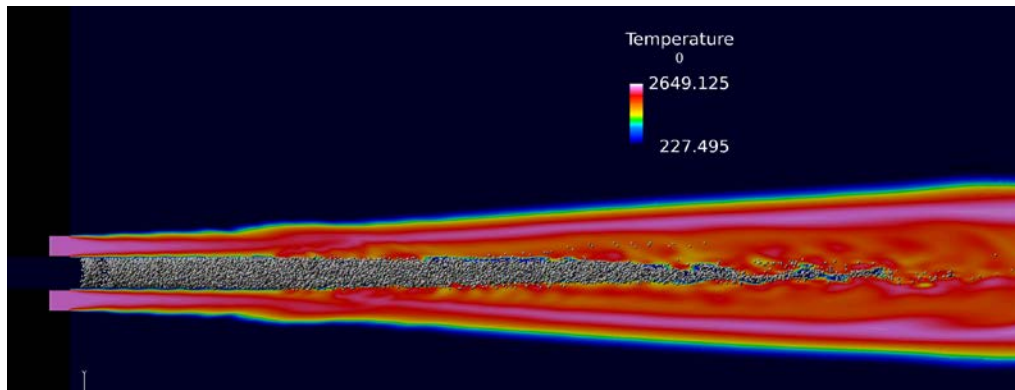


図 1 噴霧燃焼 LES,温度分布

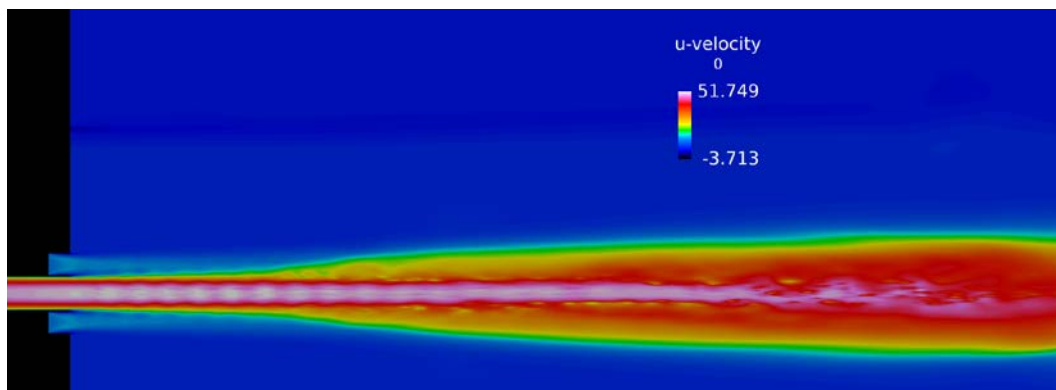


図 2 噴霧燃焼 LES,軸方向速度分布

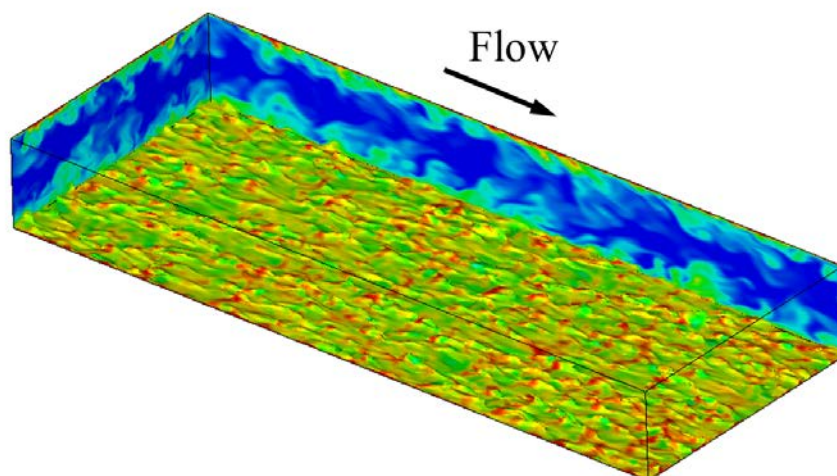


図 3 熱伝達のあるチャンネル乱流の WMLES. 速度の等値面(温度で色づけ)を示す.

● 成果の公表

● 査読付論文

- 1) 根岸ら, "圧縮性 URANS 解析によるロケット液体水素ポンプオープンインペラーの流動特性評価", ターボ機械, 2018 年 6 月号 (予定).

● 口頭発表

- 1) 本江, "同軸バーナによる噴霧燃焼に対する詳細反応機構を用いた燃焼シミュレーション", 日本流体力学会 年会 2017.
- 2) Muto, D., et al., "Preliminary Study on Wall-modeled Large Eddy Simulation of Turbulent Heat Transfer for Liquid Rocket Engines", 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, 649, 2017.
- 3) Negishi, H., et al., "Numerical Analysis of Unshrouded Impeller Flowfield in the LE-X Liquid Hydrogen Pump", 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA paper 2017-4930, 2017.
- 4) 根岸ら, "圧縮性 URANS 解析によるロケット液体水素ポンプオープンインペラーの流動特性評価", 第 78 回ターボ機械協会富山講演会, 2017.
- 5) 雨川ら, "粒子法によるグリースマクロ流れ解析の基礎検討 -グリースダム崩壊問題の実験と解析検証-", トライボロジー会議 2017 年秋, 2017.
- 6) 根岸ら, "宇宙機の長寿命化に向けた転がり玉軸受内グリース流動数値解析技術構築に向けた展望", 第 31 回数値流体力学シンポジウム, E10-3, 2017.
- 7) Daimon, Y., et al., "Heat Flux Estimation on a Chamber Wall of GH2/GOX and GCH4/GOX Single Element Rocket Combustors", 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017.
- 8) Daimon, Y., et al., "Numerical Investigation on Effects of Recess Variation upon a GCH4/GOX Shear Coaxial Combustion Chamber", 31st International Symposium on Space Technology and Science, 3-9 2017.
- 9) Daimon, Y., et al., "Film Cooling Performance Analysis of a Full-scale Liquid Rocket Engine Combustion Chamber based on a Coupled Combustion and Heat Transfer Simulation", AIAA Paper, 2017-4919, 2017.
- 10) Daimon, Y., et al., "Combustion Modeling Study for a GOX-GCH4 Multi-element Combustion Chamber", Proceedings of the 2017 Summer Program, SFB TRR40, 2017.
- 11) 清水ら, "LES による液体ロケット水素ミキサー特性評価とその課題", 第 31 回数値流体力学シンポジウム, E10-2, 2017.

● 招待講演

- 1) Negishi, H., "Numerical Modeling of Liquid Rocket Turbopumps," The National DFG SFB TRR40 project, Graduate Program on Launchers and Propulsion, University of Stuttgart, 2018.
- 2) Daimon, Y., "Numerical and Experimental Study on Small Thruster", The National DFG SFB TRR40 project, Graduate Program on Launchers and Propulsion, University of Stuttgart, 2018.
- 3) Daimon, Y., "GCH4/GO2 Rocket Combustor Simulation -Methane vs Hydrogen, Single vs Multi Element-", DLR Institute of Combustion Technology Seminar, 2018.

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	1280 - 2560
1 ケースあたりの経過時間	500.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 6.10

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	49,901,475.03	6.57
SORA-PP	88,645.47	1.11
SORA-LM	709.56	0.37
SORA-TPP	85,997.68	9.60

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	6,431.26	4.46
/data	107,461.81	1.99
/ltmp	18,249.37	1.38

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	122.73	5.28

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

音響解析技術

報告書番号：R17JG3213

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4317/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

堤誠司 tsutsumi.seiji@jaxa.jp

● メンバ

高木亮治,堤誠司,伊藤浩之,清水太郎,青野淳也,芳賀臣紀,森井雄飛,安部賢治,寛雅行,本江幹朗,
菱田学,川島康弘,伊藤俊,多湖和馬

● 事業概要

次期基幹ロケット(H3)開発に向け、リフトオフ時ブルーム音響、及び遷音速バフェットに起因する衛星の音響環境レベルの予測と低減化が求められている。そこで、第2期までに構築したリフトオフ時音響解析ツールの改良および適用範囲の拡大を行い、ロケット・宇宙機の飛行全般に渡る音響環境を予測し、低騒音射点、静粛機体設計に貢献する。

<http://stage.tksc.jaxa.jp/jedi/index.html>

● JSS2 利用の理由

数十億点規模のLES解析を実施する必要がある、目標とする周波数解像度を達成するためにはスパコン規模の計算リソースが必須である。

● 今年度の成果

H3 ロケットの射点音響設計のために実施されたサブスケール試験では、地下に設けられた煙道の左右に取付けられた空気取入口を遮蔽することで優位な騒音レベルの低減化が観察された。そこで、CFDを利用することで空気取入口の流れ構造、及び音響環境に影響を調べ、低騒音化の原因を解析した。また、サブスケール試験では複数ある液体ロケットエンジンを忠実に模擬することが難しいことから、単一のエンジンとしてモデル化している。サブスケール試験形態と実機形態の双方をCFD解析することにより、試験形態に起因する音響環境の差異を調べた。図1では、液体ロケット(LE-9)が3基のみで固体ブースターが0基のH3-30形態に関するサブスケール試験形態の解析結果を示す。

H3 ロケットでは一段メインエンジンをクラスタ化することが検討されている。これまでに小型コールドフロー試験を実施し、クラスタ化によるフリージェットのマッハ波低減を観測しているが、発射台と干渉する条件下でのクラスタ効果は未確認であった。本年度実施されたサブスケール試験では、新し

い射場形状を模擬した音響計測が行われたが,供給系の制約によりクラスタノズルは同排気量の単一ノズルとしてモデル化され,クラスタ効果は評価されていない.本解析では,排気ジェットと発射台の干渉におけるクラスタ効果を明らかにすることを目的とし,リフト量をパラメータとしてクラスタおよび単一の各ノズル形態に対する機体近傍の音圧レベルを比較した.解析の結果,各ノズル形態のノズル直径 D で無次元化したリフト量で最大音圧となるリフト量を整理できること(本ケースでは $17D$ で最大となる),さらに無次元化した同一リフト量で比較するとクラスタノズルの方が単一ノズルよりも音圧(OASPL)が小さくなることがわかった(図2).

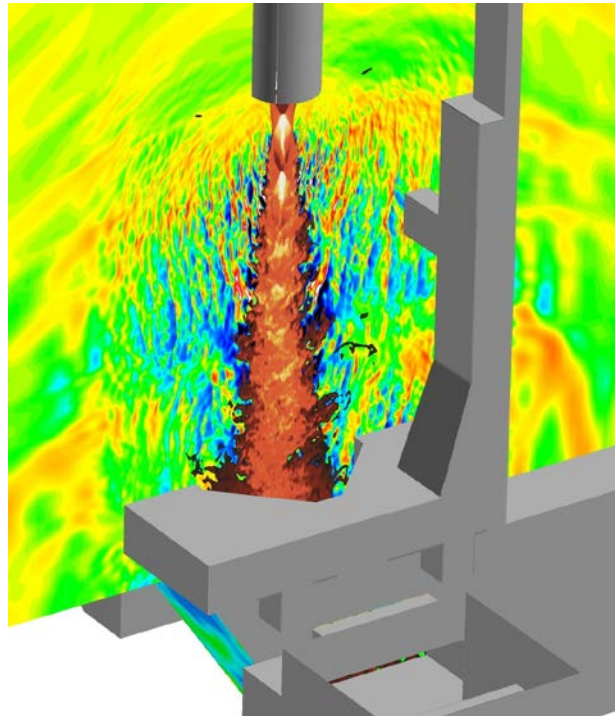


図1 H3-30 形態サブケース試験対応解析. (音響場は静圧分布, ジェットは温度分布)

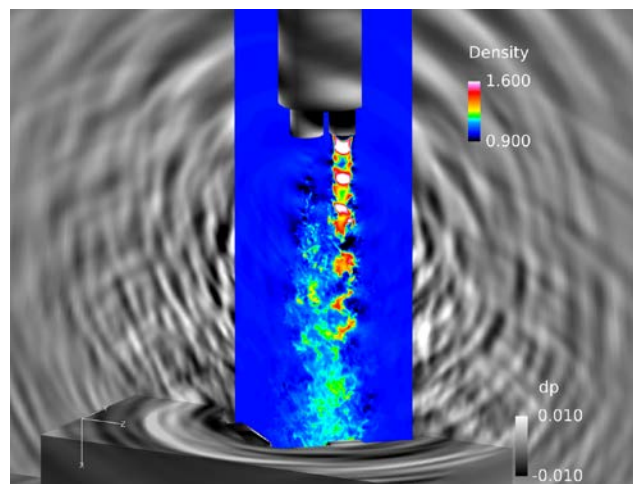


図2 コールドクラスタジェットと発射台の干渉解析. (密度と圧力の瞬時場)

● 成果の公表

なし

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	64 - 119
1 ケースあたりの経過時間	1440.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 5.03

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	41,901,509.38	5.49
SORA-PP	135,532.99	1.70
SORA-LM	880.09	0.45
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	5,591.15	3.87
/data	33,975.56	0.63
/ltmp	5,913.99	0.45

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	111.51	4.80

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

宇宙ガスダイナミクス解析技術

報告書番号：R17JG3214

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4318/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

根岸秀世 negishi.hideyo@jaxa.jp

● メンバ

雨川洋章,伊藤孝行,根岸秀世,大西陽一,西元美希,大門優,Ashvin Hosangadi,猪野正輝,深澤修,大野真司,Andrea Zambon,中島健賀,秋村友香,雨宮孝,藤原大典,谷洋海,飯村拓哉,藤本圭一郎,王丸哲文,小谷秋子,福田太郎,松本万有,外山雅士,武藤大貴,寺本進,都木貴彦

● 事業概要

地上試験が困難である,高高度,宇宙空間における希薄流体現象を把握し,再突入時の空力・熱環境や宇宙空間に排出される排気ガスの熱負荷を予測することを目的として,複雑な実機形状を取り扱えるかつ解析時間の短い実用的なツールの開発を目指す.

http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/jedi/jedi-index.html

● JSS2 利用の理由

プロジェクトの要望にタイムリーに対応するために,実機の複雑形状を模擬しかつ多数の条件の解析を短期間に実施する必要がある.

● 今年度の成果

HTV-X プロジェクトにて検討されているスラスタ配置に対して,第三ユニットにて開発した希薄流解析ツールを用いて,スラスタプルームと搭載物干渉により異常高温となるリスクを評価した.プルームが搭載物に干渉する際の熱負荷を予測し,スラスタ取り付け位置や角度の変更に貢献した.図1はHTV-X プルーム解析の一例である.

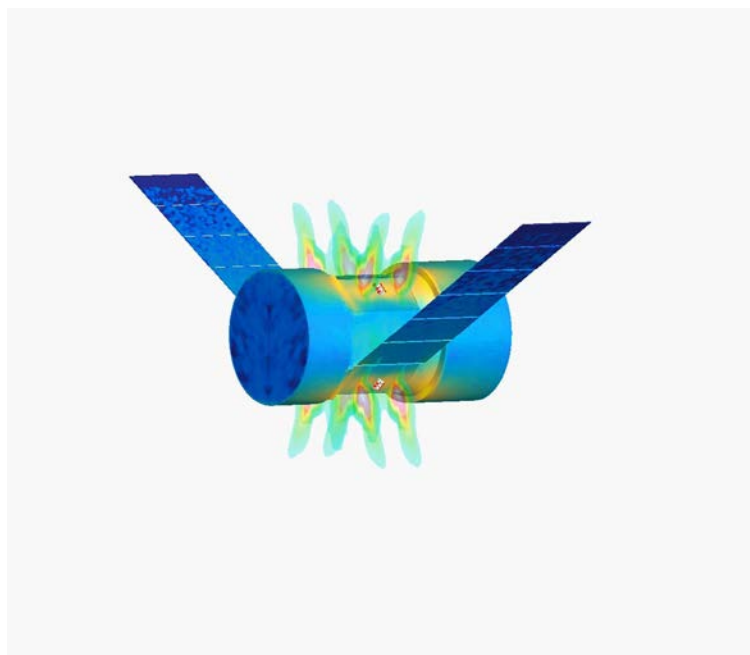


図 1 HTV-X プルーム解析 数密度分布

● 成果の公表

- Web 上の研究成果の URL

1) http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/jedi/jedi-index.html

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	300 - 625
1 ケースあたりの経過時間	50.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.99

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	8,234,867.05	1.08
SORA-PP	1,337.81	0.02
SORA-LM	4.64	0.00
SORA-TPP	11.25	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	509.62	0.35
/data	25,306.17	0.47
/ltmp	16,404.39	1.24

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.24	0.01

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

推進薬熱流体挙動解析技術

報告書番号：R17JG3215

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4319/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

梅村悠 umemura.yutaka@jaxa.jp

● メンバ

小川哲司,根岸秀世,大西陽一,大門優,深澤修,飯村拓哉,藤本圭一郎,外山雅士,照沼暁光

● 事業概要

ロケット及び宇宙機の輸送能力向上には推進薬や加圧ガスの搭載量を最適に設計する必要があり,極低温推進薬の蒸発や低重力環境がシステム運用を決定する際の不確定要因となっている.本事業は,極低温推進薬の熱流動現象を再現する数値シミュレーション開発を実施し,軌道上飛行中の実機フライトデータ再現による現象理解を行う.推進薬タンクやフィードラインの内部熱流動を把握する事によって,「実機設計変更」や「推進薬供給に関する運用変更」の提案に繋げている.

● JSS2 利用の理由

上段ロケットの推進薬タンク内熱流動解析は,液面での蒸発を考慮する為に数ミリサイズの計算格子が必要であり,500 秒規模の運用時間を解かなければならない.この熱流動解析の計算負荷は非常に大きく,スーパーコンピュータの性能を必要とする.

● 今年度の成果

飛行運用中の上段推進薬タンク内は,流体密度差や機体加速度の変化によって流動が時々刻々と変化している.気液界面へ伝わる熱量評価を向上させる為に気液界面相変化やヘリウムなどの成分混合の影響を考慮する物理モデルを実装し,H-IIA ロケット上段についてエンジン始動前からエンジン停止後の慣性飛行までのシミュレーションを実現させた.

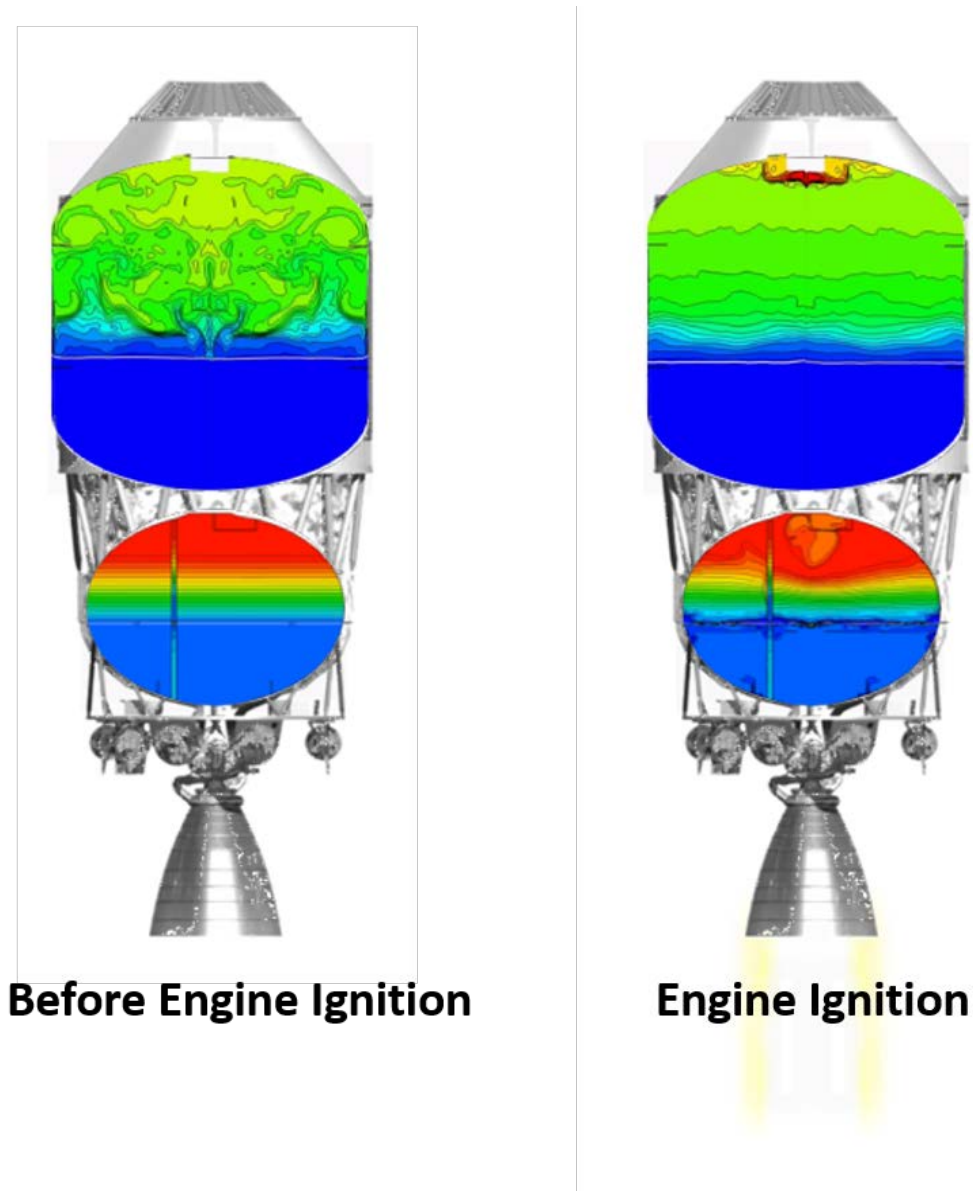


図 1 H-IIA 上段タンク内推進薬挙動

● 成果の公表

● 査読なし論文

- 1) Liquid Nitrogen Chill-down Process Prediction by Direct Interface Tracking Approach, Yutaka UMEMURA, Takehiro HIMENO, Osamu KAWANAMI, Wataru SARAE, Kiyoshi KINEFUCHI, Hiroaki KOBAYASHI, Osamu FUKASAWA, Propulsion & Energy 2017
- 2) 再使用型ロケット用推進薬管理技術開発に向けた可視化技術, 梅村悠, 姫野武洋, 幅大地, 深澤修, 松本万有, 斎藤靖博, 宇宙科学連合 2017
- 3) 宇宙輸送機推進薬タンク運用検討に向けたシミュレーション技術の研究, 梅村悠, 姫野武洋, 幅大地, 河南治, 深澤修, 斎藤靖博

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	3 - 4
1 ケースあたりの経過時間	104.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.92

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	4,481,020.35	0.59
SORA-PP	537,755.45	6.73
SORA-LM	81.10	0.04
SORA-TPP	8,021.22	0.89

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	646.24	0.45
/data	22,964.06	0.42
/ltmp	15,688.24	1.18

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.24	0.01

※1 総資源に占める利用割合：3つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合：対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

シミュレーションによる安全評価技術

報告書番号：R17JG3216

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4320/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

050-3362-3589 fujimoto.keiichiro@jaxa.jp

● メンバ

藤本圭一郎,伊藤孝行,須藤翔太,王丸哲文,照沼暁光

● 事業概要

先導研究「非デブリ化」の一環としてロケット上段や衛星のリエントリ安全性の溶融性評価や経験式モデルの検証データ取得のために,数値シミュレーションによる広範囲の気流条件下での空力特性及び熱流束評価をおこなう.また,開発してきたターンアラウンド時間が短い流体シミュレーションを活用し,HTV 搭載型小型回収カプセルや再使用型ロケットの空力・熱流束評価に貢献する.

● JSS2 利用の理由

定量的な安全性評価では広範囲なオフノミナル条件での複雑な物理現象を高精度に解析することが求められ,かつ安全性評価法やその結果は重要な機微情報であり,ハイスpekクな独自のスーパーコンピュータが必須である.

● 今年度の成果

従来のリエントリ安全評価法における空力・熱流束モデルは保守的な仮定に基づき構成されており,ロケットや衛星の複雑形状を球,円柱等のシンプルな形状の組合せで扱っている.従来法はワーストケースを仮定していることから安全側の評価結果を出す,今後の国際的な安全要求の厳格化に対応するためには数値シミュレーションによる高精度なリエントリ安全評価法を開発し,溶融性を設計段階で実現する安全性設計が不可欠である.

本研究では新しいリエントリ安全評価法の開発を目的とし,安全性評価法の確立には欠かせない経験式モデルの検証のために CFD による空力特性及び熱流束の評価を行った.

形状を簡素化したロケット上段に対する表面熱流束分布の CFD 結果と経験式モデルによる結果との比較を図 1 に示す.

経験式モデルによる熱流束は全体的に CFD 結果とよく一致しており,とくに他国の安全評価法では考慮できないノズル出口リップ部などの曲率半径が小さい箇所における熱流束の増加も再現できていることがわかる.

近年 JAXA では HTV 搭載型小型回収カプセルの技術実証プロジェクトや、先導研究における再使用型ロケットの研究など、次世代の宇宙輸送機や往還機に関する研究開発が盛んに行われている。そのような研究開発では、広範囲にわたる気流条件での空力・熱流束評価が必須であり、特に流体解析は計算コストが高い代表例である。従って、本研究ではリエントリ安全性評価向けに開発してきた解析ターンアラウンド時間の短い CFD ツール (LS-FLOW) を用いた設計検討支援を行っている。

HTV 搭載型小型回収カプセルについては、極超音速から亜音速まで非定常後流による外部音響レベルの評価と音響印加試験条件の選定 (図 2)、高空落下試験における横風クライテリア設定のための 6 自由度軌道解析 (図 3) などのために CFD 解析を実施した。いずれも広範囲の気流条件下での評価が不可欠であり数十～百ケースのパラメトリック解析を行った。また、再使用型ロケットの実験機の空力設計をおこなうために必要な様々な形状に対する広範囲の気流条件下での空力特性評価をおこなった。開発してきた CFD ツールの特徴である十分な精度を持ちつつ高速な流体解析により、こうした大規模なパラメトリック解析を実現させることができた。

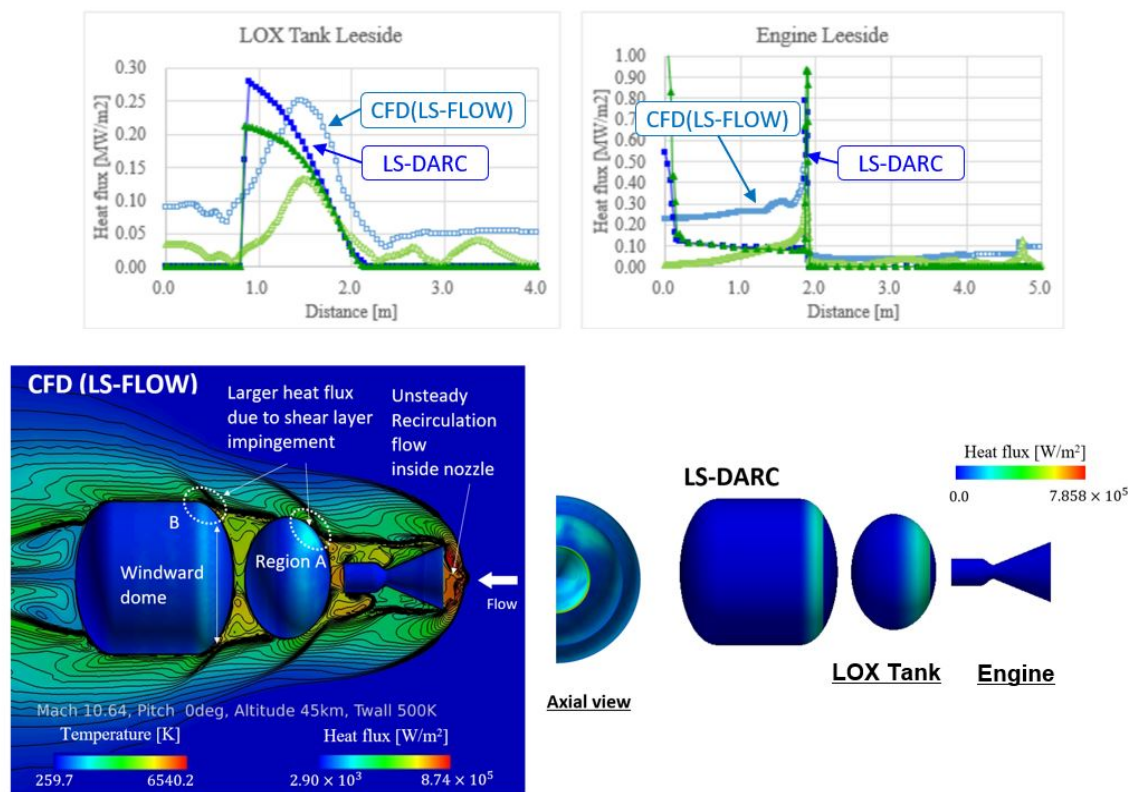


図 1 CFD 及び経験式モデルによるロケット上段に対する表面熱流束の比較

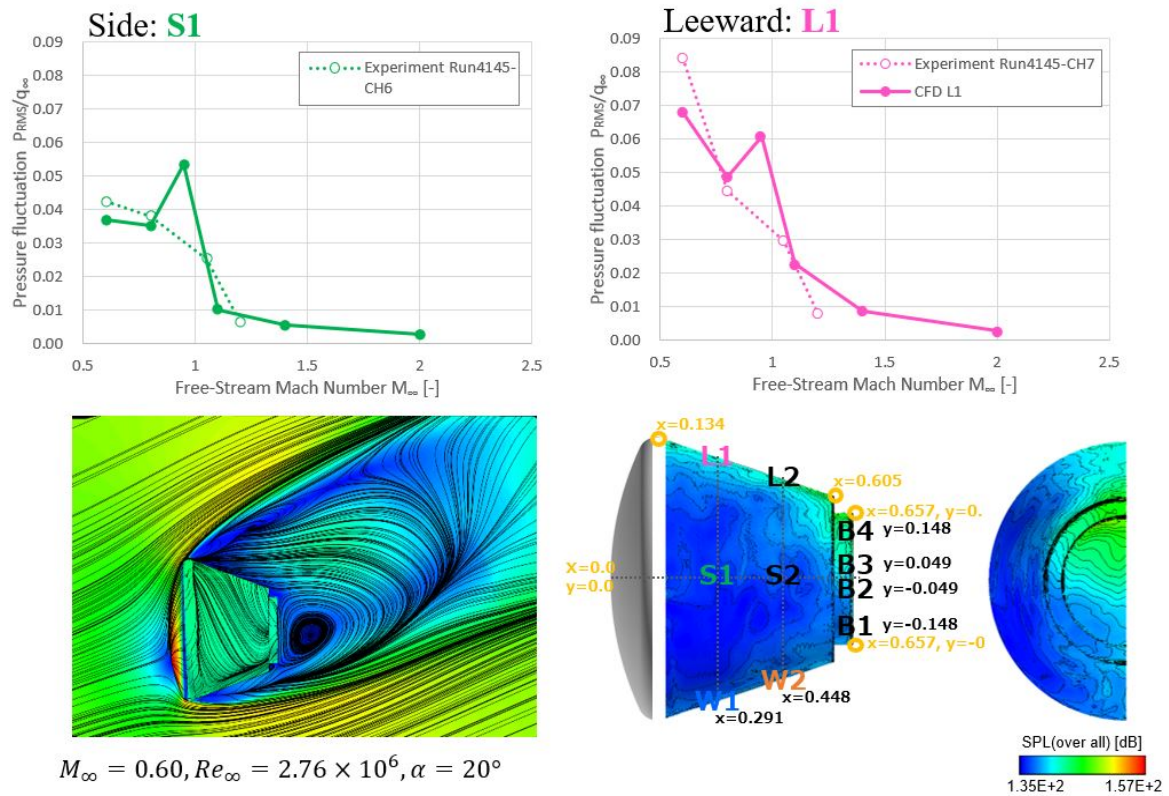


図 2 HTV 搭載型小型回収カプセルの外部音響場評価

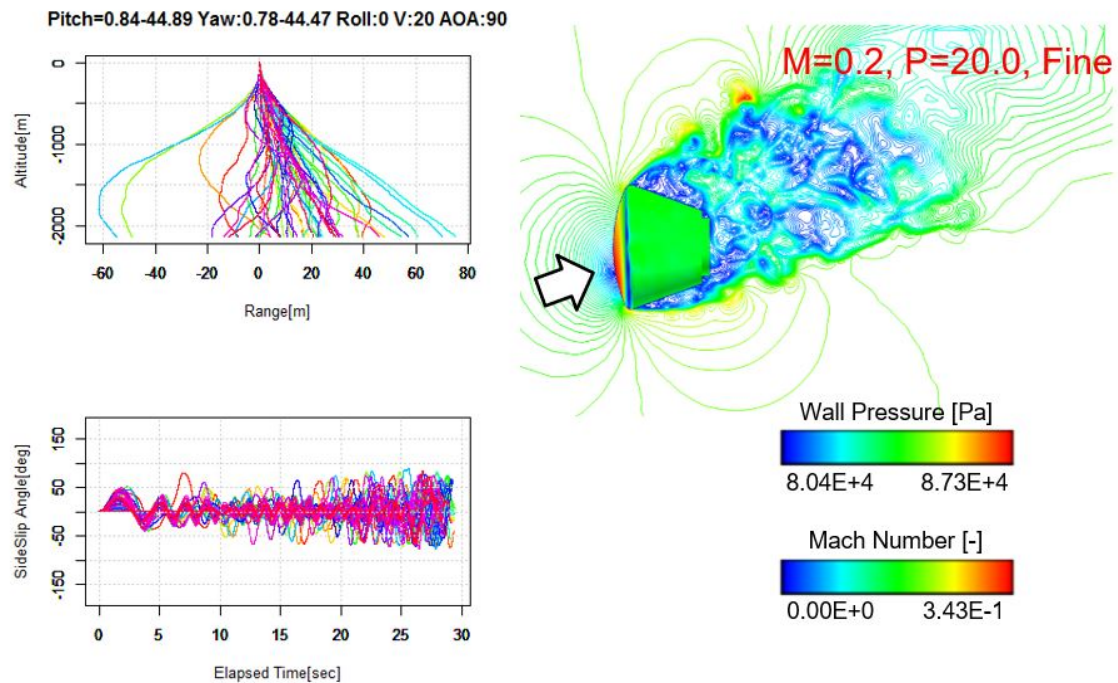


図 3 HTV 搭載型小型回収カプセルの高空落下試験に向けた 6 自由度軌道解析

● 成果の公表

● 査読付論文

- 1) Ryuta Hatakenaka et al., “Thermal Design of Small Sample-Return Capsule Integrated into HTV,” ICES 2017, 2017.

● 査読なし論文

- 1) K. Fujimoto, H. Tani, H. Negishi, Y. Saito, N. Iizuka, and K. Okita, “High-fidelity Numerical Simulations for Destructive Re-entry of Upper Stages,” in 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- 2) F. Keiichiro, N. Hideyo, S. Yasuhiro, M. Spel, and G. Prigent, “BENCHMARK OF JAXA AND CNES RE-ENTRY SAFETY ANALYSIS TOOLS FOR ACCURATE HEAT-FLUX PREDICTION,” in IAASS 2017, 2017.
- 3) F. Keiichiro, N. Hideyo, N. Ryoh, and N. Kazuyuki, “Aero-Acoustics CFD Prediction for Re-entry Capsule at Subsonic to Supersonic Regime,” in AIAA Scitech 2018, 2018.
- 4) 藤本 圭一郎, 根岸 秀世, 齊藤 靖博, 飯塚 宣行, 沖田 耕一, ロケット上段のリエントリ安全評価に向けた空力・熱流束評価法の構築, 第 31 回数値流体力学シンポジウム,E09-4 ,2017.

● その他

- 1) F. Keiichiro et al., Stardust Final Conference Advances in Asteroids and Space Debris Engineering and Science, Uncertainty Quantification for Destructive Re-Entry Risk Analysis. Springer, 2018.

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	64 - 512
1 ケースあたりの経過時間	72.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.56

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	4,493,003.30	0.60
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	421.40	0.29
/data	25,614.73	0.47
/ltmp	14,990.70	1.13

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.24	0.01

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

高温極超音速流れの数値解析

報告書番号：R17JG3217

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4321/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

丹野英幸 tanno.hideyuki@jaxa.jp

● メンバ

山本純平

● 事業概要

衝撃風洞 Hiest 試験結果の数値シミュレーション

http://www.rhd.mech.tohoku.ac.jp/index_en.html

● JSS2 利用の理由

大規模計算が必要であったため

● 今年度の成果

有翼飛翔体模型 Hyflex の3分力空力係数を取得した。

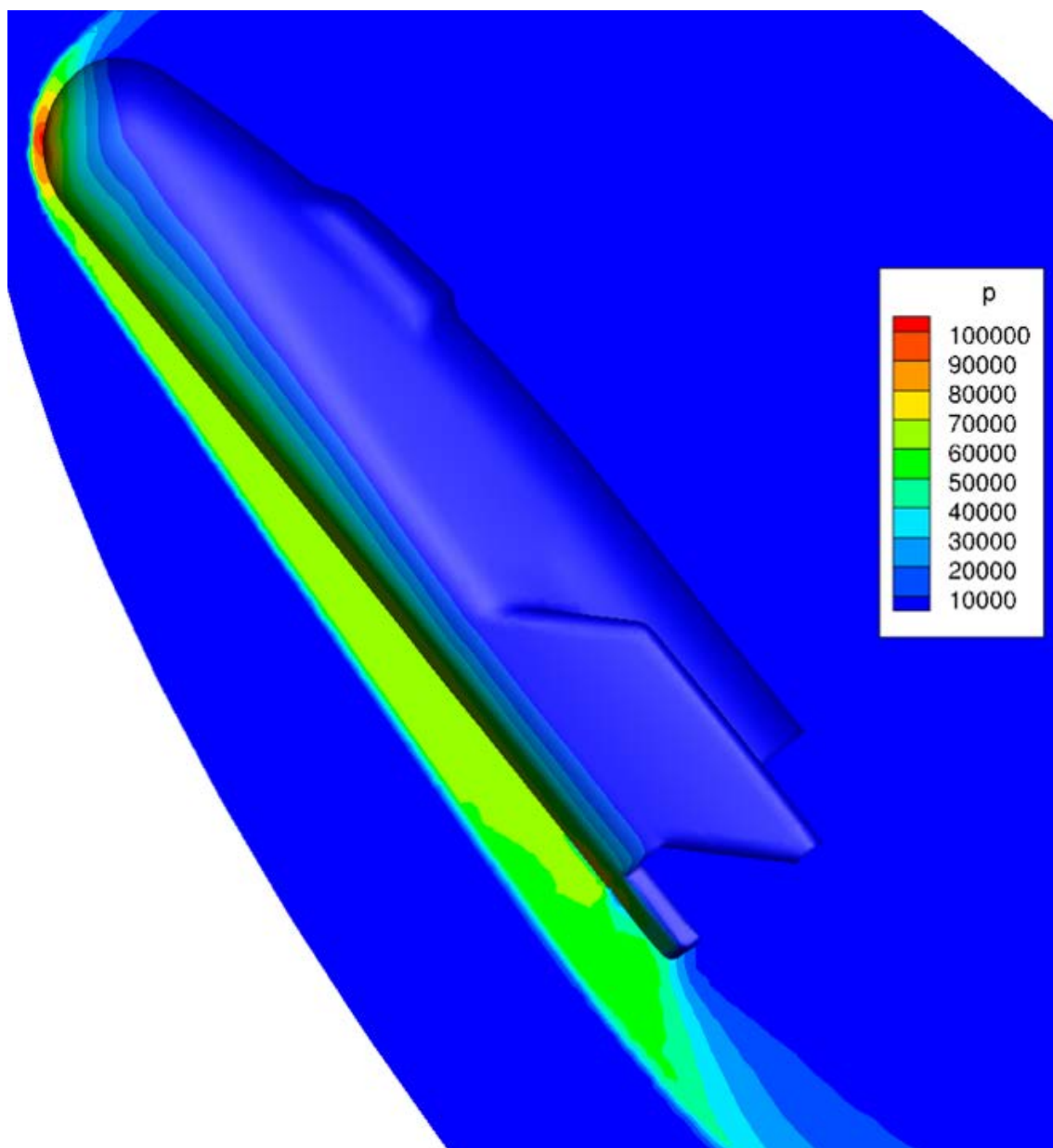


図 1 HYFLEX 機体回りの圧力コンター図(気流速度 3km/s)

● 成果の公表

● 査読付論文

- 1) 東北大学修士論文【リフティングボディ模型全機周りの極超音速流れに関する数値解析】

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	自動並列
プロセス並列数	2 - 100
1 ケースあたりの経過時間	100.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.11

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	880,584.26	0.12
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	476.84	0.33
/data	9,765.63	0.18
/ltmp	1,953.13	0.15

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

衛星熱環境の不確定性定量化

報告書番号：R17JG3288

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4322/>

● 責任者

嶋英志 研究開発部門第三研究ユニット

● 問い合わせ先

加藤博司 kato.hiroshi@jaxa.jp

● メンバ

加藤博司

● 事業概要

衛星熱設計の合理化を目指して「衛星熱環境不確定性定量化」の実現に必要な鍵技術を獲得し、衛星開発の効率化・高度化に貢献することを目的とする。

● JSS2 利用の理由

何十、何百万サンプルの衛星熱解析を検証可能な計算時間で実施できる環境は他にはない。

● 今年度の成果

ガウス過程回帰を活用した衛星熱シミュレータのエミュレータ化技術を開発し、実衛星問題に適用し、その効果を実証した。JSS2 は、ガウス過程回帰の実装部分での計算高速化の検討に利用した。

● 成果の公表

● 査読付論文

- 1) Hiroshi Kato, Makiko Ando, and Yasuhiro Fukuzoe, "Toward Uncertainty Quantification in Satellite Thermal Design," Transactions, 2017. (Accepted)

● 口頭発表

- 1) Hiroshi Kato, Makiko Ando, and Yasuhiro Fukuzoe, "Toward Uncertainty Quantification in Satellite Thermal Design," 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 9, 2017, Matsuyama, Japan.

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	64
1 ケースあたりの経過時間	0.00 秒

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.00

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.36	0.00
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	011.92	0.01
/data	2,384.19	0.04
/ltmp	488.28	0.04

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合

メタン RCS に関する基礎的研究

報告書番号：R17JG3500

利用分野：研究開発

URL：<https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4323/>

● 責任者

沖田耕一 研究開発部門第四研究ユニット

● 問い合わせ先

寺門大毅 terakado.daiki@jaxa.jp

● メンバ

寺門大毅

● 事業概要

メタンの特徴である無毒性に着目し,これまでロケットの姿勢制御に使われてきたヒドラジンガスジェット（有毒性）に代わる,より安全で高性能なロケット用 RCS の実現を目指す.

● JSS2 利用の理由

本計算では流れ場の計算に加えて,10種類を超える化学種の反応計算を行う必要があるため,1ケースあたりの計算量が大きい.さらに,メタン噴射方法（方式,個数,位置）を変えた大規模なパラメトリックスタディを予定しているためスパコンの使用が必須である.

● 今年度の成果

利用なし.

● 成果の公表

なし

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	非該当
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	1
1 ケースあたりの経過時間	24.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1 (%) : 0.00

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	26.64	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	158.95	0.11
/data	3,255.21	0.06
/ltmp	651.04	0.05

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

※1 総資源に占める利用割合 : 3 つの資源(計算, ファイルシステム, アーカイバ)の利用割合の加重平均

※2 資源の利用割合 : 対象資源一年間の総利用量に対する利用割合