

## ロケットエンジン開発における CFD

山西伸宏<sup>\*1</sup>、清水太郎<sup>\*1</sup>、根岸秀世<sup>\*1</sup>、清水和弥<sup>\*1</sup>、谷直樹<sup>\*1</sup>

## The application of CFD in rocket engine development

by

Nobuhiro Yamanishi<sup>\*1</sup>, Taro Shimizu<sup>\*1</sup>, Hideyo Negishi<sup>\*1</sup>, Kazuya Shimizu<sup>\*1</sup> and Naoki Tani<sup>\*1</sup>

## ABSTRACT

The numerical simulations carried out for the rocket engine development at the Japan Aerospace Exploration Agency is presented. Although numerical simulations played a major role in the return to flight of the H-IIA launch vehicle, the basic design of the rocket was initiated more than a decade ago. Back then, CFD was gradually spreading from the academia to the industrial society, but not to a level where CFD was actively used as a design tool. Now, the remarkable progress in the performance of high-end computers and the advances in the simulation techniques have made CFD an indispensable tool for designing. In this paper, the research activities of developing numerical simulators of rocket engines and some numerical analysis carried out for the return to flight program of the H-IIA launch vehicle are presented. Results show that CFD is beginning to expand its role as a tool for developing rocket engines.

## 1. はじめに

2005年2月に7号機の打上げに成功したH-IIAロケットの設計は、その約10年前の1990年代前半に実施された。当時のCFDは大学や研究機関から産業界に普及し始めた頃ではあったが、ロケット開発に代表される宇宙産業には積極的に活用される時代ではなかった。

一方、ここ10年間のCFD技術およびそれを取り巻く環境（計算機性能、汎用ソフトの普及など）は確実に進歩しており、ロケット開発においてもCFDが活用される環境が整ったと言える。

本論文ではH-IIAロケットエンジンの簡単な紹介の後、その開発を支援するために当グループで実施している研究開発活動について紹介する。

## 2. H-IIAロケットエンジン

H-IIAロケットは第一段にLE-7Aエンジン、第二段にLE-5Bエンジンをそれぞれ単基搭載し、固体ロケットモータと組み合わせることにより必要推力を得ている。両エンジンは液体水素と液体酸素を推進剤としており、インデューサと呼ばれるポンプ入口に配置された羽根車でそれぞれの推進剤を吸い込み、メインポンプで昇圧し、燃焼室で混合した後に燃焼させ、更にノズルで燃焼ガスを膨張させることによって推力を発生している。

液体水素はポンプで昇圧された後に燃焼室やノズルを冷却する通路を流れるが、ここでの吸熱特性や圧損はエンジン成立性に大きく影響する。さらにインデューサにおけるキャビテーションの発生状況はその吸込性能を大きく支配しているほか、燃焼室におけるガス水素と液体酸素の混合状態は燃焼効率と強い相関を持つ。エンジン性能は最終的には燃焼室での推進剤の燃焼状態によって決まるが、エンジンが所定の性能を得るためには燃焼効率90%台後半が必要とされる場合が多い。

このように、流体力学で言う混相流や燃焼流がロケットエンジン内部の物理現象を支配しており、これら現象の把握がエンジン信頼性向上や性能向上への鍵となる。

## 3. ロケットエンジンシミュレータの開発

H-IIAロケットエンジンの信頼性向上プログラムおよび次期主力ロケットエンジンの開発を支援することを目的に、当グループではロケットエンジンシミュレータの研究開発を進めている。具体的には、ロケットエンジンシステムシミュレータの開発、ロケットエンジン供給系シミュレータの開発、ロケットエンジン燃焼系シミュレータの開発に三つにわけられる。各シミュレータの開発目標、開発計画、これまでの成果についてここで述べる。

\*1 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 システム評価技術G

### 3.1 ロケットエンジンシステムシミュレータ

本シミュレータの開発目標は、エンジン起動/停止過渡特性の把握、エンジンロバスト性の検討、推力制御やアポートなど制御性の検討に適用可能なシミュレータを開発することにある。

シミュレータは、原子カプラントなどに代表される管路系流れの解析において有用性が示されている、ボリューム・ジャンクション法により一次元的な流体と熱の輸送を扱う。具体的には、質量保存則とエネルギー保存則を解く「ボリューム」と運動量保存則を解く「ジャンクション」を組み合わせ、エンジン全体をモデル化する。この結果、ボリュームでは密度、圧力、温度などのスカラー量が求められ、ジャンクションでは流量などのベクトル量が求められる。ロケットエンジンにおいては、タンク、ポンプ、配管、再生冷却通路、燃焼室などがボリュームでモデル化され、配管接合部、バルブ、オリフィス、インジェクタなどがジャンクションでモデル化される。また、タービンはジャンクションとボリュームを組み合わせたモデルとなる。

図1にLE-7Aエンジン配管系の概念図を示す。エンジンは基本的に3系統に分けられる。図からもわかるように、赤線は液体水素(LH<sub>2</sub>)系統を示し、青線は液体酸素(LOX)系統を示し、紫線は燃焼ガス系統を示している。まず液体水素タンクから排出されたLH<sub>2</sub>は燃料ターボポンプ(FTP)によって昇圧され、燃料主バルブ(MFV)を経てメイン燃焼室(MCC)およびノズルスカート(NSA)の冷却系統にわけられる。MCCおよびNSAを冷却した高温の水素はプリバーナ(PB)と呼ばれるタービン駆動用のガス発生器に送られ、ここで微量のLOXと燃焼する。次に液体酸素タンクから排出されたLOXは酸化剤ターボポンプ(OTP)に入るが、メインポンプによって昇圧されたLOXはMCCへと流れ、スプリットポンプによって昇圧されたLOXはPBへと流れる。PBへのLOX流量はプリバーナ酸化剤バルブ(POV)によって制御され、MCCへのLOX流量はメイン酸化剤バルブ(MOV)によって制御される。燃焼ガス系統はPBから発生する水素リッチのガスから始まり、タービンを駆動した後にMCCへと流れる。ガスはMCCでLOXと混合、反応した後にノズルにて膨張し、エンジンとしての推力を生む。

シミュレータの妥当性を検証するために実施したエンジン起動過渡の解析例を図2に示

す。点線で示されたエンジン試験におけるターボポンプ回転数に対して、実線で示されたシミュレータによる解析が良好な一致を得ている。図3はエンジン認定試験におけるエンジン過渡状態の再現例である。試験ではOTP後流に配置された点火器バルブを制御することによってOTP流量を可変制御した。ここでは解析結果だけを示すが、試験との比較によってバルブ制御による吐出圧の変化が再現されているのが確認されている。

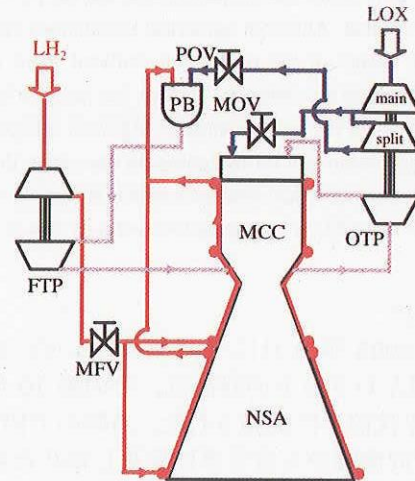


図1. LE-7Aエンジン系統図

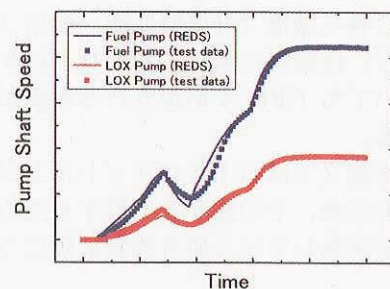


図2. LE-7Aエンジンの起動過渡解析例  
(青:FTP回転数、赤:OTP回転数)

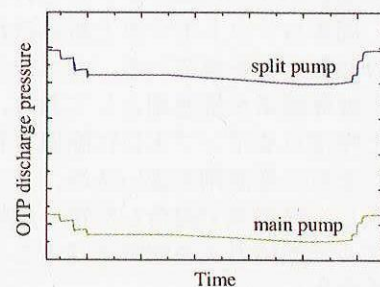


図3. LE-7Aエンジン認定試験における過渡解析例  
(OTPの吐出圧)

### 3.2 ロケットエンジン供給系シミュレータ

本シミュレータの開発目標は、ポンプ性能（吸込性能、効率、揚程等）、タービン性能（効率、エンタルピ落差）、軸系特性（漏れ量、冷却性能等）およびタンク特性の把握および検討に適用可能なシミュレータを開発することにある。シミュレータは主にターボポンプ系とタンク系の二つに分けられる。

タンク系では推進薬タンク内部における液面挙動、圧力および温度を予測するシミュレータを開発する。近年行われている低重力下での二段エンジンの再/再々着火や、今後開発が予定されている大推力ロケットの飛行中には、急激な加速度変化により、もはやスロッシングの範疇には入らない破波や液の離散・合体を伴う大規模な液面変形が発生する可能性がある。このような液面の大変形が発生する場合には、もはや従来のスロッシング解析で用いられてきた評価手法は利用できないため、CFD技術の貢献が期待されている。シミュレータは基本コードとしてCIP-LSMを採用している。CIP-LSMは、様々な加速度環境における気液二相の自由表面流を解析対象とし、CIP-CUP (CIP-Combined Unified Procedure)法を気液二相流の熱流動問題に適した形に改良された Thermo CIP-CUP 法を流体計算に利用し、界面捕獲法に HLSM (Hybrid Level Set Method & MARS)を利用して、3次元一般曲線座標系に拡張した手法である<sup>[1]</sup>。

これまで CIP-LSM を用いて横スロッシング問題とダム崩壊問題の計算を実施し、実験結果および他の計算手法と比較して妥当な結果が得られることが確認された（図4）。今後もコード検証を実施し信頼性向上に努めると共に、乱流モデルや相変化モデルの導入に取り組んでいく予定である。本研究は東京大学姫野講師との共同研究で実施している。

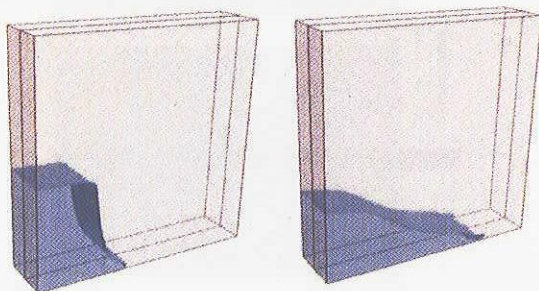


図4. ダム崩壊問題によるCIP-LSM検証例  
(左:t=0.1sec, 右:t=0.2sec)

ターボポンプ系では、これまでのインデューサ/キャビテーションのシミュレータに加えて、インペラ、タービン、軸封シール、軸受冷却流路のシミュレータの開発に着手した。インデューサ/キャビテーションについては二種類のシミュレータを開発している。ひとつは基本設計におけるインデューサ翼面形状最適化プロセスのツールとして使用する場合や吸込性能、揚程推算ツールとして使用する場合を想定しており、もうひとつは旋回キャビテーションやキャビテーション・サージに代表される非定常キャビテーション現象の把握に活用される。

前者は既に LE-7A エンジン OTP 改良設計インデューサの検討に活用されており、ライナ形状の変更に伴う吸込特性の変化を再現するに至っている（図5）。本シミュレータは汎用熱流体解析ソフト FLUENT を基本に開発されており、現在は圧縮性や熱力学的効果モデルの検証を実施している。一方、後者は加藤らによって開発された LES 流体解析コード (FrontFlow/blue) にキャビテーションモデルを実装<sup>[2]</sup>したものとなっており、旋回キャビテーションの再現に取り組んでいる（図6）。本研究は東京大学松本教授と加藤教授との共同研究で実施している。

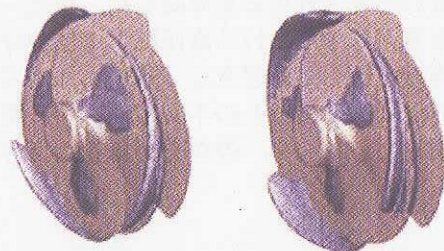


図5. LE-7A エンジン OTP 改良設計インデューサ解析例  
(左図:サージ対策前、右図:サージ対策後)  
(青:キャビテーション発生領域)

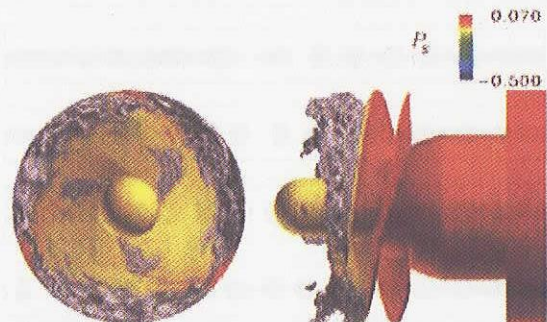


図6. インデューサ旋回キャビテーション解析例  
( $\sigma=0.008$ におけるボイド率10%等値面と表面圧力)

3.3 ロケットエンジン燃焼系シミュレータ

本シミュレータの開発目標は、エンジン燃焼室における燃焼効率と熱流束分布、再生冷却性能およびノズル性能の検討に適用可能なシミュレータを開発することにある。これまで特にノズル性能推算コードやノズル3次元非定常シミュレータなどノズルに係わる開発に注力してきたが、現在は噴射器流れにおける混合、反応過程に焦点を絞っている。

まず、ロケットエンジン噴射器における液体酸素・水素流れの微粒化・混合過程を詳細に検討するために、気液二相流解析手法を応用した計算コードを新たに開発した。燃焼器内の流れは圧力が高く、近臨界～超臨界条件であることが多い。したがって噴射器周辺の流れ解析で燃料・酸化剤の混合過程を再現することを考えた場合、状態方程式・物性値を厳密に考慮した実在流体を扱えること、および表面張力を考慮した気液二相流を扱えることが必須となる。本解析コードは、実在流体に対する状態方程式を厳密に考慮可能であり、亜臨界～超臨界流体まで統一的に解析することが可能である。

コードの検証として、単一液滴の振動に対する解析において、振動の周期が理論的に予測されるものと定量的に一致するなど表面張力の扱いの妥当性などを確認した。また、超臨界水素雰囲気中における高圧酸素液柱の分裂過程を再現することができた(図7)。一方で、このような液体ジェット的不安定性解析に関しては定量的に若干の不一致が見られるなど今後の課題も残した。

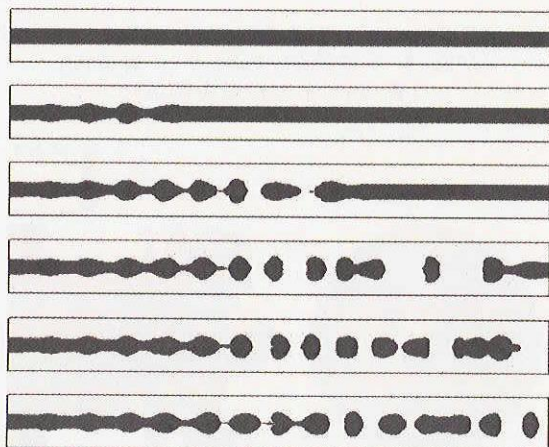


図7. 超臨界水素雰囲気中における高圧酸素液柱の分裂過程の解析例 (上から0ms, 20ms, 40ms, 60ms, 80ms, 100ms経過)

次に、ロケットエンジン燃焼器噴射エレメント付近の噴射流れを想定した、窒素による噴流実験の再現を目的とし、実在気体効果を考慮した噴流解析を行い、解析手法の妥当性を評価する(図8)。この解析は、最終的にJAXA主力ロケットエンジンの燃焼器内部流れ全体を解析するツールを構築する上での基礎検討である。解析には汎用熱流体解析ソフト FLUENT を用いた。そのため、本解析では表面張力の効果を考慮できない。

解析の結果、現在得られている実験結果を再現する程度であれば、ここで用いた計算手法で解析できる可能性が示された。しかし、特に表面張力の効果が無視できない亜臨界状態の場合には本手法は用いる事が出来ず、例えば別の二相流の計算手法による解析が必要となるなど、少なくとも現象によって使い分ける必要があることなどを確認した。このことから、温度変化などにより超臨界状態と亜臨界状態が混在する場合には、統一的に解析可能な前記の手法が不可欠である。

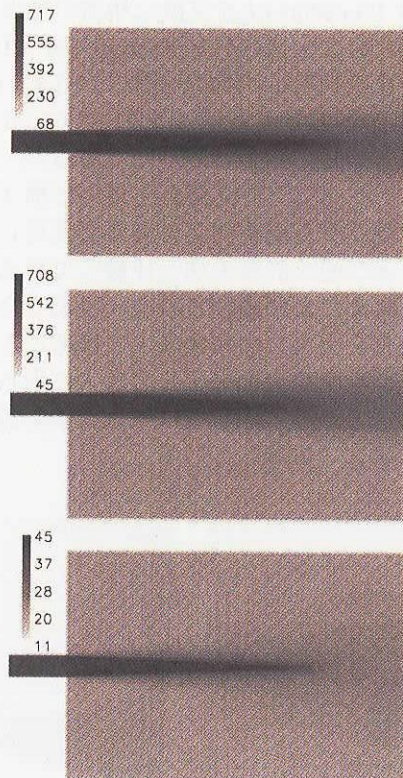


図8. 実在気体効果を考慮した窒素噴流解析 (上から6MPa, 4MPa, 1MPaにおける密度分布[kg/m<sup>3</sup>])

#### 4. ロケットエンジンシミュレータ適用事例の紹介

LE-7A エンジンおよびLE-5B エンジンは現在も信頼性向上に向けて改良を続けており、当グループではその開発プログラムを支援する解析を実施している。これらの解析は全てH-IIA プロジェクトの要求に基づいて解析の実施項目、計画などが設定されており、解析の最終報告までに短いケースで一ヶ月、比較的長いケースで一年程度の時間を要した。以下に適用事例を紹介する。

##### 4.1 LE-7A エンジン LOX フィードライン CFD 解析

LE-7A エンジンの領収試験や認定試験は種子島スタンドもしくは田代スタンドで実施している。各スタンドは目的に応じて構成されているため、(当然のことながら) エンジンに液体酸素を供給する LOX フィードラインはそれぞれ形態が異なる。本解析では、OTP インデューサ入口における流れ場を評価するため、実機、種子島スタンド、田代スタンドにおける LOX フィードラインのシミュレーションを実施した。図9に各フィードラインにおける流れ場を示した。実機の流れ場が最も旋回が小さく、逆に田代スタンドは曲がりが多い形態となっていることから旋回の強い流れ場であることが確認された。



図9. LE-7A エンジン LOX フィードライン CFD 解析 (左から実機、田代、種子島スタンドにおける流れ)



図10. LE-7A OTP 改良設計インデューサの CFD 解析 (キャピテーション係数の減少に伴うキャピテーションの変化) (青色:キャピテーション発生領域)

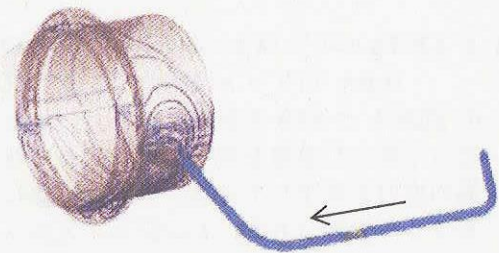


図11. LE-7A OTP-LBB ラインの CFD 解析 (流れの可視化例)

##### 4.2 LE-7A エンジン OTP 改良インデューサ CFD 解析

JAXA における信頼性向上事業の一環として信頼性改革本部が立ち上がったが、そこに OTP インデューサの改良設計を目的としたタスクフォースが設定された。タスクフォースでは水流し試験、極低温インデューサ試験とともに CFD 解析を実施した(図10)。解析の目的は、改良設計インデューサの揚程、吸込性能、キャピテーション特性に関する評価ではあったが、これ以外にマスフロー・ゲイン・ファクタ、M やキャピテーション・コンプライアンス、K の推算などに成功し、一定の成果を得た。

##### 4.3 LE-7A エンジン OTP-LBB ライン CFD 解析

インデューサの改良設計と併せて OTP 軸受冷却戻り (LBB) ラインの戻り位置が変更されたので、当グループで流れ場を評価した。特に従来型と比べて流れ場が大きく変化することはなかった。高温で流速の高いポンプ配管ではキャピテーションの影響が無視できないこともあり、圧損の定量的評価には注意を要した。図11に典型的な流れ場の様子を示す。

##### 4.4 LE-5B エンジン水素ミキサー CFD 解析

LE-5B エンジンでは、燃焼室を冷却した高温の水素とメインポンプより吐出された低温の水素がミキサーにおいて混合され、燃焼室マニフォールドへと流れる。ミキサーにおける混合状態はエンジンの燃焼効率や燃焼振動などに大きな影響を及ぼすことが確認されている。エンジンのミキサー改良と並行してミキサー上流のバルブから燃焼室マニホールドまでの CFD 解析を実施した(図12)。バルブによって流れが偏向された後、二枚のオリフィスによって圧損が調整され、低温の水素がミキサーに流入するが、結果的にはこれらオリフィスも改良された。解析では超臨界状態の水素も考慮した物性モデルの構築に時間を要したが、これは燃焼系シミュレータと共通の課題であり、今後も検討

が必要である。

#### 4.5 LE-7A エンジンノズル横力 CFD 解析

LE-7A エンジンの始動停止過渡時においてノズルに発生した過大な横力は、エンジンのコンフィギュレーションに大きく影響を及ぼし、結果的には若干性能は低下するものの下部ノズルを装着しないエンジンを使用することとなった。この不具合は、設計上の要求から設けられたノズル下流の板金部を水素でフィルム冷却するため、円周に渡ってノズル内壁に存在した段差に起因しているが、これがノズル内部流れの剥離位置に非対称性を持たせ、流れが壁に及ぼす応力のアンバランスを生んだ。これは主に実機試験から明らかにされ、当グループの実施した三次元の CFD でも発生メカニズムの検証がなされた。これ以外にも剥離流れの再付着に起因する横力が発生しており、これはサブスケール試験で明らかにされ、その後当グループの CFD による検証 (図 13) がなされた<sup>[1]</sup>。

#### 4.6 LE-7A エンジンノズルへのプルーム加熱 CFD 解析

H-IIA ロケットは固体ロケットブースタの SRB-A と SSB を自在に組み合わせることによって様々な重量を持つペイロードに対して最適の推力を発生している。ブースタから発生するプルームが LE-7A エンジンノズルへ与える熱負荷を把握するため、CFD 解析を実施した (図 14)。

#### 5. 結言

ロケットエンジンシミュレータの最終目標は JAXA 主力ロケットエンジンの開発に資することであり、目標達成のため、社内開発コードのほか汎用ソフトや大学開発コードの積極的な導入を進めている。このとき重要となるのは目的に適したレベルのモデルやスキームを選択することであり、これは常に開発プロジェクトと接することによって判断できるものと考えている。ロケットエンジンは極低温の推進薬を高温、高圧で燃焼する複雑な物理現象を伴うものである。これを的確に再現するモデルやスキームの開発には地道な基礎研究が欠かせないと認識しており、JAXA 内外の協力によって最終目標に到達したいと考えている。

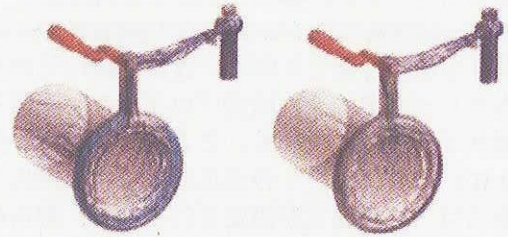


図 12. LE-5B ミキサー混合流の CFD 解析 (従来型(左)と改良型ミキサー(右)における流れ線)

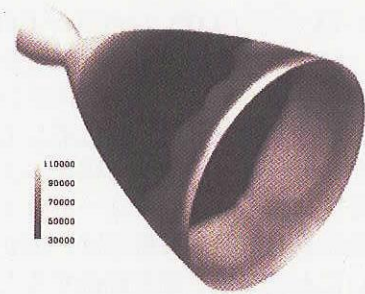


図 13. LE-7A エンジンノズル横力 CFD 解析 (圧力比 52 におけるノズル壁面圧力[Pa])

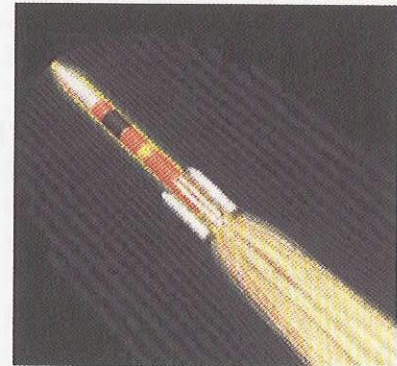


図 14. LE-7A エンジンノズルへのプルーム加熱 CFD 解析 (図は H-IIA2024 形態)

#### 謝辞

本論文中の解析の一部は、海洋研究開発機構の支援により地球シミュレータを利用し、計算したものである。また、JAXA の NS システムを利用し、計算したのもも掲載してある。

#### 参考文献

- [1] 姫野武洋ほか 1 名, 機論(B), 69 巻, 687 号, 2003
- [2] 西村香純ほか 4 名, 日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集, 1515, 2005
- [3] Shimizu, T., et al., AIAA Journal, to be published.