

H-IIA ロケットおよび LNG 推進系の開発を支援する CFD 解析

Numerical Analysis to Support the Development of H-IIA Launch Vehicle and LNG Propulsion System

システム評価技術グループ

清水和弥、伊藤隆、根岸秀世、清水太郎、山西伸宏

Space Systems Evaluation Engineering Group

Kazuya Shimizu, Takashi Ito, Hideyo Negishi, Taro Shimizu and Nobuhiro Yamanishi

Abstract

Numerical simulation has been carried out to support the development of the H-IIA launch vehicle and the LNG propulsion system. Numerical results reveal the mixed flow field with hot hydrogen and cold hydrogen in a liquid rocket engine of the H-IIA. The local erosion results from the change of the heat flux to the concavity and convexity of the fin in the solid rocket booster (SRB-A). In the LNG propulsion system, it is indicated from the numerical evaluation that the increase of the pressure in the combustion chamber and the decrease in the chemical non-equilibrium loss are required in order to improve the engine performance. The effect of the film cooling inside the igniter is shown and the flame temperature was estimated. The consumption of helium gas at the flight is evaluated by the numerical analysis.

1. はじめに

ロケットエンジンの高性能化・高信頼性化および開発段階におけるコスト・期間の削減が求められる中、これまでのように試作・試験を繰り返す設計開発手法では大幅な改善は望めない。一方、近年の CFD 技術の進展は目覚しく、複雑な流れ場を高精度に再現することが可能となり、各種不具合の解明手段として、また設計・開発時の一手法として確立されつつある。本研究では、ロケットエンジン設計・開発手法としての CFD 技術をさらに発展させ、今後の効率的な設計開発に資することを目的として、また、シミュレーション技術を生かして各種不具合の原因究明の一助となることを目的として実施した、H-IIA ロケットおよび LNG 推進系の開発を支援する CFD 解析について報告する。

2. 研究概要

平成 15 年度には H-IIA ロケットの開発を支援する解析として

(1) 液酸液水ロケットエンジンミキサーCFD 解析

(2) SRB-A2 流れ解析

の 2 項目を行った。液酸液水ロケットエンジンミキサーCFD 解析では、高温水素・低温水素混合過程に関する CFD 解析を行い、ミキサーから燃焼室に至る流れ場を明らかにした。また、SRB-A2 流れ解析では H-IIA ロケット打上げ再開に資する解析を実施した。また、LNG 推進系の開発を支援する解析として

(3) エンジン性能解析

(4) エンジン内点火器流れの解析

(5) エンジン推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析

を行った。エンジン性能解析ではエンジンノズル内の流れ場を検討するとともに比推力等の性能に関して検討した。また、点火器流れの解析では、ガスメタンとガス酸素の流れ込む点火器の流れに関して混合の様子や着火条件に関する検討を行うとともにフィルム冷却の効果について検討した。さらに、推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析では、推進薬タンクを調圧加圧するヘリウムガスの消費量について検討した。

3. 成果概要

(1) H-IIA ロケット液酸液水エンジンミキサーCFD 解析

液酸液水ロケットエンジンのミキサー設計に関する支援業務として、エンジン内部水素流の CFD 解析を行っている。

解析を行ったエンジンは、ミキサーにて高温水素と低温水素を混合させた後噴射器へと導く構成となっている。図 1 にその概略図を示す。ミキサー部は、直角に曲がる低温水素管路に高温水素管路が合流する形状となっており、この合流部にて高温水素と低温水素を混合させる設計となっている。

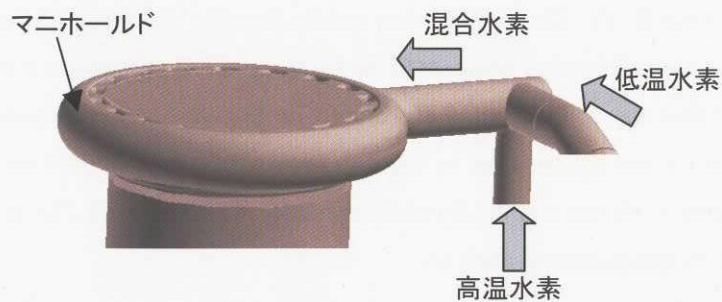


図 1: ミキサー概略図

図 2 に解析結果の例としてミキサー下流の水素マニホールド内での温度分布を示す。横軸はマニホールド内での位置を角度で表しおり入口側が 0 度、図 1 を上から見たとき反時計周りに 360 度までを表す。図 2 中 A の条件では、ミキサー下流側の流れに温度分布があり、マニホールド内の時計回りの流れと反時計回りの流れに温度差が生じている。

これらの温度差のある逆方向の流れは図中 270 度付近で合流しており、多くの条件においてこのような流れとなった。しかし、高温水素、低温水素の入口での流量、温度に変化を与えた場合、ある条件においてはこの流れの様子が変化し、マニホールド内、噴射面の温度分布に大きな差異が生じる結果となった。高温水素流量が多くなった場合 (図 2 B)、反時計回りの流れがほぼ一周し明確な合流点は確認できないが、逆に低温水素流量が多い条件 (図 2 C) では合流点は 200 度付近に形成されている。このように、ミキサー部から噴射面

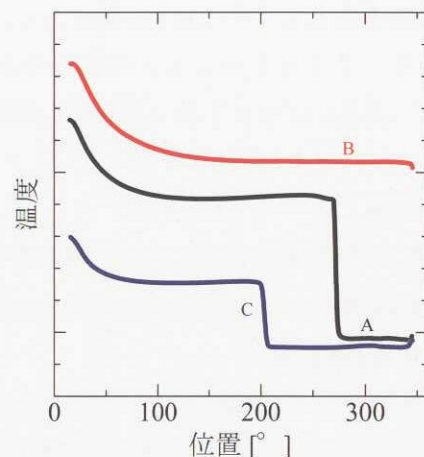


図 2: マニホールド内温度分布

に至るエンジン内部の CFD 解析により、ミキサー下流での混合水素の流れのパターンが把握され、また条件によっては下流の温度分布が大きく変化し得ることが明らかになった。

(2) H-IIA ロケット SRB-A2 流れ解析

H-IIA ロケットの固体ロケットモータ SRB-A2 内部の流れ場を把握するため、CFD 解析を実施している。

図 3 に SRB-A2 燃焼室内部流れの渦度分布を示す。光芒から発生した一対の縦渦がラジエーションシールドに衝突している様子がわかる。図 4 に光芒での渦度分布とアルミ液滴の軌跡を示す。アルミ液滴が光芒の谷から発生する縦渦に集中して流れていく様子がわかる。したがって、アルミ液滴等を多く含んだ縦渦がラジエーションシールドに衝突することにより、不整が発生することが予想される。図 5 に燃焼初期におけるノズル壁面の加熱率分布を示す。実線は光芒谷位相を示しており、燃焼初期には光芒の影響を受け、谷位相で相対的に加熱率が高くなるのが分かる。図 6 に、燃焼中後期段階を仮定し、光芒を除いてラジエーションシールドに不整をつけた場合の加熱率分布を示す。山位相で加熱率が相対的に高くなっているのがわかる。以上より、燃焼初期段階では光芒の影響を受けて光芒谷位相で相対的に加熱率が高まり、燃焼中後期ではラジエーションシールドの不整（アルミ液滴等を含んだ縦渦の衝突により形成）の影響で位相が反転し、光芒山位相で相対的に加熱率が高まることが明らかになった。ノズル開口部の局所エロージョンは光芒山位相で発生しており、このような位相の反転をもたらす流れ場の変化がこれに関係しているものと考えられる。

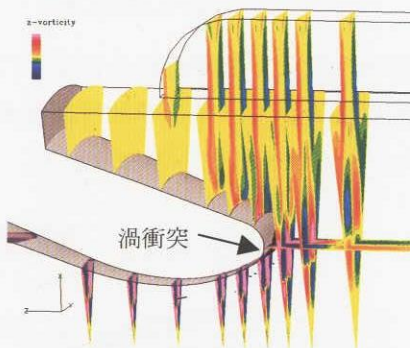


図 3: SRB-A2 内部渦度分布

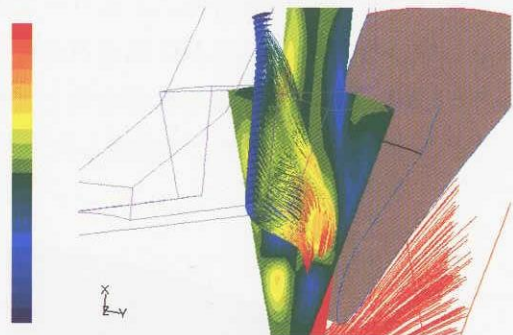


図 4: 渦度分布及び粒子軌跡

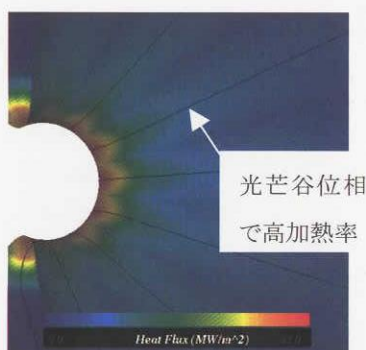


図 5: 燃焼初期のノズル内部加熱率分布

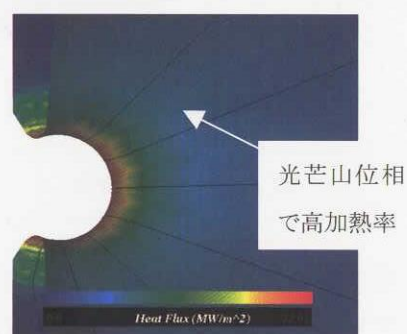


図 6: 燃焼後期のノズル内部加熱率分布

(3) LNG 推進系エンジン性能解析

LNG 推進系飛行実証プロジェクト支援の一環としてエンジン性能解析を行った。解析手法としては以下の方法とした。初めに燃焼室圧および推進薬の解析条件を与え、化学平衡計算を行うことで燃焼室内部の温度、化学種組成などを算出する。燃焼室収縮部からは、化学平衡計算の結果を初期解として化学非平衡計算を行い、同時に亜音速部の流れ計算を一次元的に行うことで、スロート部での化学組成を算出する。スロート部から下流では、化学非平衡計算で算出した解を初期値とし、二次元オイラー方程式を用いノズル内部の非粘性解析を行う。その結果を基に乱流境界層の外縁を算出することで、ノズル流れのコアの領域を求め、その領域で再度オイラー方程式を解き全体の流れ場および性能を算出する。表 1 に解析条件を示す。

図 7 に LNG 推進系ノズル内部のマッハ数分布を示す。今回用いているノズルの設計手法は放物線近似を用いているため、強い内部衝撃波が発生している様子がわかる。図 8 に混合比に対する比推力の分布を示す。今回は燃焼効率損失として MDC 燃焼試験から得られた C*効率を用いている。化学非平衡損失は、燃焼室内部で解離した分子がノズル下流で十分に再結合しないために起こる損失であり、二次元損失はノズル出口で流れが中心軸と平行にならないために起こる損失、また境界層損失はノズル壁での粘性による損失である。図 8 から分かるように、燃焼室圧力が 0.98MPa と低いために燃焼器内部で解離する分子が多くなり化学非平衡損失が非常に大きくなっている。その他の損失によるカーブは化学非平衡損失によるカーブとほぼ平行な分布をしていることから、LNG 推進系の混合比に対する性能特性は化学非平衡損失によって決まっている。以上から LNG 推進系の性能を向上させるためには燃焼室圧力を上げて化学非平衡損失を小さくすること、さらに噴射器などの性能を向上させ燃焼効率損失を低下させることが望まれる。

燃焼室圧	0.98MPa
混合比	3.0 - 4.0
推進薬	LOX、LCH4
亜音速開口比	2.31
超音速開口比	71
壁条件	断熱

表 1: 解析条件

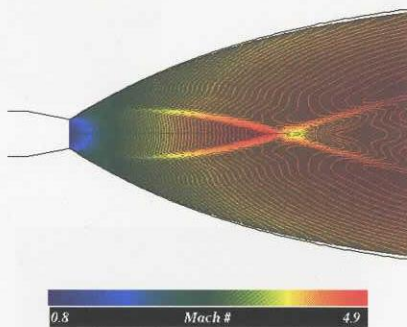


図 7: マッハ数分布

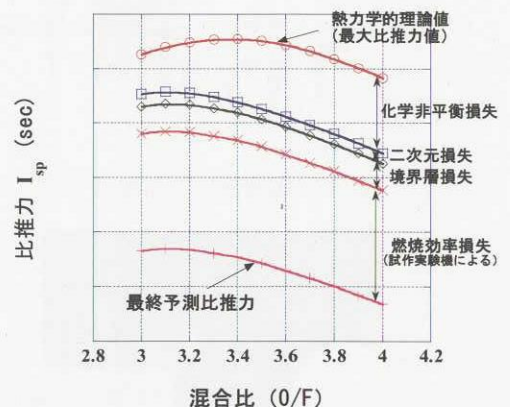


図 8: ノズル性能

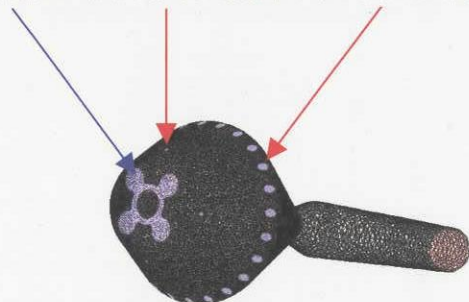
(4) LNG 推進系エンジン点火器内流れの解析

ガスメタン (GCH₄) とガス酸素 (GO₂) の流れ込む点火器内での流れを計算する事で、混合の効果の評価し、着火条件を満たすかどうかを明らかにし、またフィルム冷却の効果調べた。本解析では燃焼計算は実施せず、ガスの混合のみを評価し、今後の燃焼を含む解析への準備のための計算と位置づけた。

解析には市販コード（Fluent6.1）を用い、陰解法による定常計算を実施した。計算格子は非構造格子を用い、格子数約 6 万点（36 万セル）とした。壁条件は slip、断熱を仮定した計算を行った。計算に用いた格子表面を図 9 に示す。また計算条件を表 2 に示す。

図 10 に混合比の計算結果を示す。解析対象とした点火器には、燃焼室とノズルの接合部にスロートを設け、チョークさせている。このため、トーラス輪状の渦が発生し、スロート部から燃焼室に向かって逆流が発生し、混合を促進している。また、フィルム冷却も燃焼室内では良好に行われている様子が分かる。壁面付近の混合比によって、化学平衡時の火炎温度（燃焼圧 0.98MPa 時）から、ある程度は最大温度が予想でき、およそ 1200K 程度と分かった（正確な温度分布を得るためには、今後燃焼計算を行う必要がある）。

酸素噴射口 メタンメイン噴射口 メタンフィルム冷却噴射口



	メタン		酸素
	メイン 流入口	フィルム 冷却部	花卉状 流入口
温度[K]	280	280	280
流量[g/s]	0.4	12	10

表 2: 計算条件

図 9: 計算格子表面（実機型点火器形状）

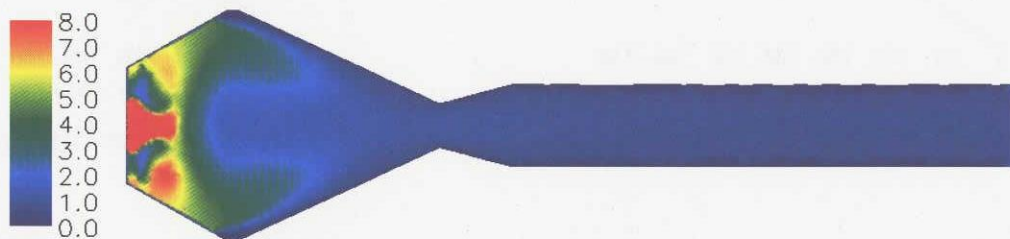


図 10: 混合比分布（メタンフィルム冷却噴射口中心を含む断面）

(5) LNG 推進系エンジンエンジン推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析

LNG 推進系の LOX/LNG エンジン^[1,2]は、GHe（ヘリウムガス）を用いた調圧加圧式エンジンである。図 11 に示すように、推進薬タンクは LOX（液体酸素）と LNG（液化天然ガス）でそれぞれ 2 本ずつの計 4 本あり、これらを 3 本の GHe 気蓄器で調圧加圧する仕組みとなっている。

本解析では、LNG 推進系の初回燃焼時における推進薬加圧用 GHe の消費量予測解析を実施した。GHe 気蓄器から推進薬タンクにかけての加圧ラインを単純化してモデル化し、熱力学/伝熱モデルを構築して解析を実施した。解析は準定常的な扱いをして、各タイムステップで気蓄器内および推進薬タンクのアレッジ部が熱平衡状態になると仮定した。また、推進薬タンクではタンク壁面と推進薬界面において熱伝達を考慮し、またタンク壁面はヒートマスとして扱い温度変化を考慮した。また、気蓄器と推進薬タンクは外部断熱とした。

解析は以下の手順で行った。

- ① 地上燃焼試験^[1]における推進薬タンクの熱力学/伝熱モデルを構築し、燃焼試験結果を元にコリレーションを行い、本解析手法の妥当性を検証した。図 12 に示す様に、解析結果は燃焼試験結果を良く再現できることを確認した。
- ② 実機の推進薬タンクモデルを構築し、実際のフライトにおける GHe 消費量を予測した。GHe 消費量は、図 13 のように予測された。

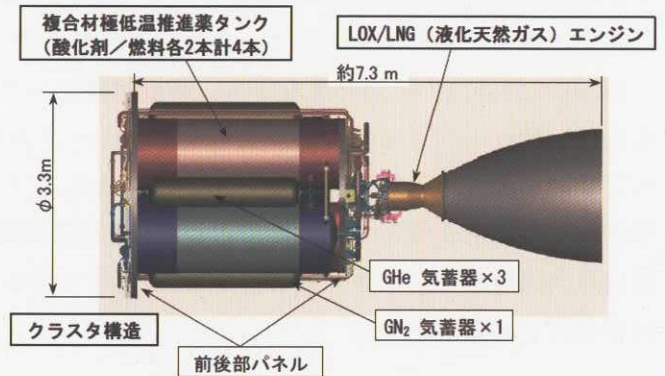


図 11: LOX/LNG エンジン概略図

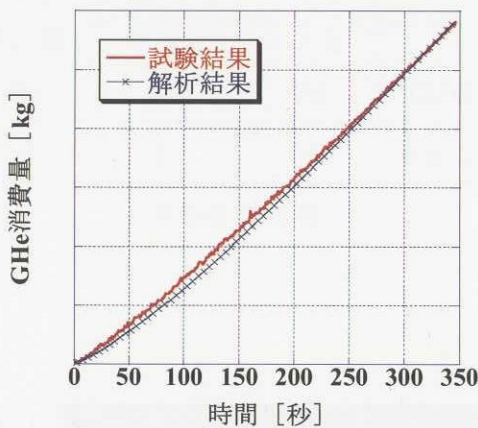


図 12: 地上燃焼試験における GHe 消費量

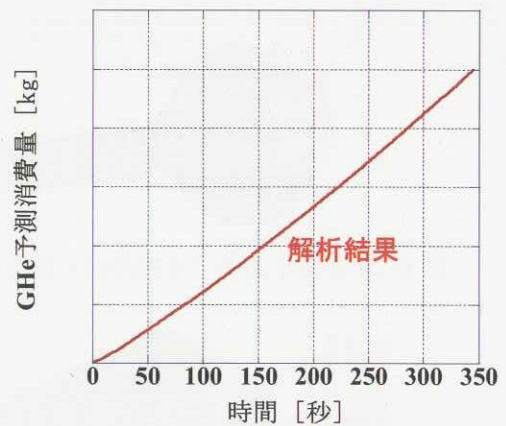


図 13: 実機での GHe 消費量

4. まとめ

H-IIA ロケットおよびLNG 推進系の開発を支援する CFD 解析を実施し以下のことを明らかにした。H-IIA ロケット開発を支援する解析として、液酸水ロケットエンジンミキサー内における高温・低温水素混合過程について検討し、マニホールド内では温度分布に差がある流れとなっていることなどを明らかにした。また、SRB-A2 流れ解析を実施し、光芒位相の違いによる加熱率の変化が局所エロージョンの原因となっていることを明らかにした。LNG 推進系開発を支援する解析として、エンジン性能評価を行い、LNG 推進系の性能を向上させるためには燃焼室圧力を上げて化学非平衡損失を小さくすること、さらに噴射器などの性能を向上させ燃焼効率損失を低下させる必要があることを指摘した。また、点火器内流れ解析ではフィルム冷却の有効性を示すとともに火炎の最高温度を明らかにした。さらに推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析を行い、解析手法の妥当性を示すとともに実機フライト時のヘリウムガス消費量を予測した。

参考文献

- [1] 石川ほか、"LOX/LNG エンジンの MDC 長秒時燃焼試験"、第 46 回宇宙科学技術連合講演会、2002
 [2] Ishikawa, Y., et al. "LOX/LNG Engine Design and Test Results for J-II Rocket", AIAA-Paper 2000-3454, 2000