

ロケット開発における HPC の利用

嶋英志（国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構）

Utilization of HPC for the Development of New Rockets

Eiji SHIMA (JAXA)

Abstract

Fluid dynamics is the one of the key engineering issues in the space programs as it is important in the other engineering on the earth. CFD (Computational Fluid Dynamics) have already become an indispensable tool in the aerospace engineering, however, it was difficult to use CFD for core of space programs due to requirements for huge computer resources and complex physical modeling. This article deals with recent efforts to apply up to date CFD technology to space program in order for showing recent advancement.

1. はじめに

ロケットが打ち上げられ人工衛星等が宇宙空間で活動する場面を考えると、ロケットエンジンの作動、高速での大気圏通過、宇宙空間でのスラスト（小型液体ロケット）による軌道変更・修正等、流体が関わる現象は数多い。したがって、地上機器と同様に宇宙開発においても流体现象の把握とその利用は設計・開発の要点である。それに加えて宇宙開発には次のような特有の難しさがある。

- ・真空・無重量等，実利用条件の地上での再現の困難さ
- ・高温・高圧などの高いエネルギーに伴う潜在的に危険で高価な実験
- ・高圧の燃焼室，細い冷却流路内の流れなど可視化が困難で現象把握ができない部品の存在
- ・高圧，極超低温化における混合物の物性・現象の不確かさ

これらの特徴から実験的に開発を進めるには多額の費用と長期間を要してきた。一方，CFDでは極端な条件も再現可能で危険性もなく，また如何なる部分でも可視化による現象理解が可能である。更に最適化設計による高性能な機器の設計も可能となり，実現できれば，インパクトは大きい。しかしながら宇宙開発分野の流体機械に対する精度の良いCFDは様々な理由から困難であった。

この状況に対し，JAXAでは数年前から宇宙開発分野に対するCFD技術の適用に取り組み，また，新型基幹ロケットH3の開発を見据えて，液体ロケットエンジン開発のためのCFD研究開発を戦略的に進めてきた。この活動を踏まえて，昨年4月から本格運用を開始し今年4月に3.5TFlopsに増強されたJAXAスーパーコンピュータシステムJSS2ではH3の開発への利用が重点利用として取り上げられている。

本講演では，H3開発において広範な利用に結び付

いている様々なロケット関連CFD技術の概要を紹介する。

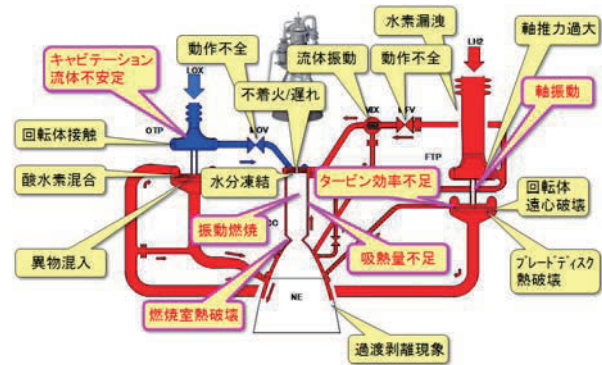


図1 液体ロケット開発におけるリスク

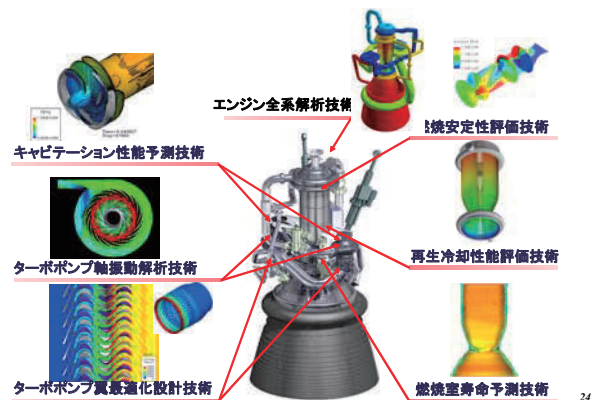


図2 LE-9に向けて研究開発した技術

2. ロケットエンジン開発のためのCFD技術

JAXAでのHPCの利用は70年代に始まり，旧NALやISASにおいてインハウスコードを用いて空力分野で先進的な研究が行われてきた。しかし，宇宙分野への適用は，再突入時の空力過熱などの高速空気力学などの分野が主であり，JAXAにおいてロケットエンジンなどコア技術のためのCFD研究が盛んになった

のは、2003年の宇宙三機関統合，JAXA誕生の後である。

一方、流体機械設計の分野では、様々な機能をもつ市販ソフトの利用も一般的になっており、JAXAにおいても、これらソフトの利用を試みたが、ロケット開発に用いるには、精度・機能が十分ではなかった。

H3に用いられるLE-9開発に先立って、液体ロケットエンジン開発時の課題（重要故障モード）の分析を行った。（図1）これに従い、数値シミュレーションに期待されるテーマとして下記に取り組み、シミュレーション技術を構築し、実験結果との比較による検証を進めてきた。（図2）

- ・ エンジン全系解析技術：エンジン全体の性能予測と故障モードの影響把握[1]
- ・ 燃焼室寿命予測技術：エンジン寿命を支配する燃焼器寿命の予測[2]
- ・ ターボポンプ翼最適化設計技術：エンジン成立性の鍵となるインペラとタービンの翼形状最適化[3]
- ・ 再生冷却性能評価技術：エンジン駆動源となる熱交換量とエンジン寿命を決める熱負荷の予測[4]
- ・ キャビテーション性能予測技術：推進薬の吸い込み不良やロケット機体全系の構造-推進系連成(POGO)振動を引き起こすインデューサキャビテーション特性の予測[5]
- ・ 燃焼安定性評価技術：燃焼器損傷の主要因となりうる燃焼振動の予測[6]
- ・ ターボポンプ軸振動解析技術：ターボポンプ損傷の主要因である軸振動現象の予測

これらの研究開発においては、LE-9の設計開発に利用可能であることを前提とし、乱流計算には、RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)方程式を用いるなどで、定常解法を中心として、十分な精度を保ちつつも、計算時間の極力短い手法を選択してきた。

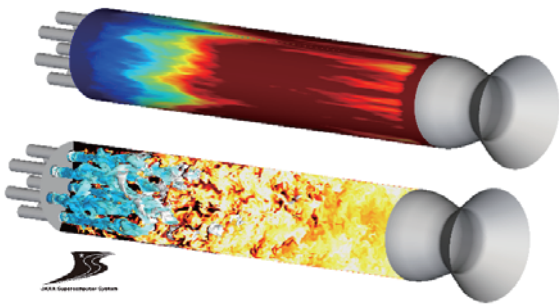


図3 サブスケール燃焼器の燃焼LES. 表面熱流束(上), 温度等高面(下)

このような計算手法の有効性は、乱流、キャビテーション、燃焼、等の複雑な現象の物理モデリング

と、その実験との検証によるところが大きい。一方、例えば、高温高圧などの実験的計測が困難な対象では、モデルの検証も難しい。最近、そのような対象として、燃焼室内の燃焼現象が設計課題として浮上することが増えてきた。そこで、サブスケール燃焼器を対象にJSS2の6400コアを用いた大規模な燃焼LES計算で、RANSでは捕らえきれない、燃焼の詳細を捕らえる計算を実施している。[7] (図3)

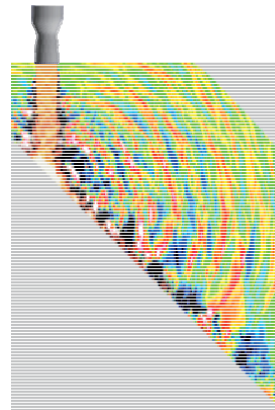


図4 45度平板に入射するプルームからの音響

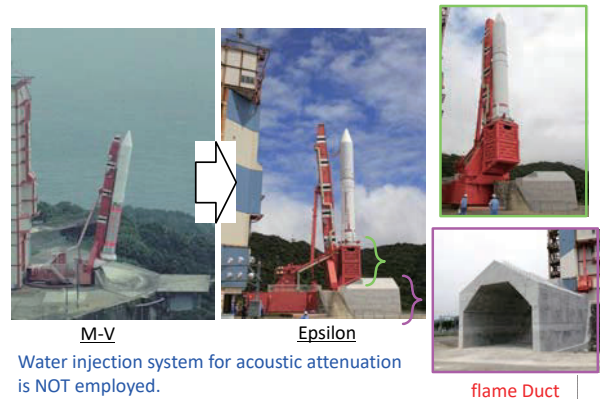


図5 M-Vの射場(左)とイプシロンの射場(中右)

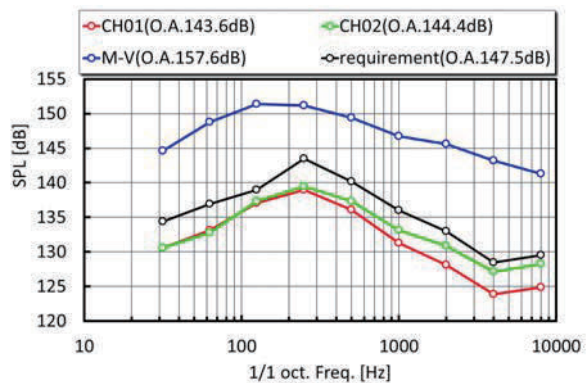


図6 M-Vとイプシロンのプルーム音響実測値比較

3. HPCによる革新的設計の実現例

H3開発においてHPCの効果が確認されるのは、これからであるが、ここでは、すでに初フライトした新型固体ロケット・イプシロンの開発における、HPC活用による設計革新の実現例を示す。

ロケット打上げ時に排気噴流から生じる空力音、また射点構造物とプルーム（噴流）の干渉によって生じた空力音は機体へと伝播し、フェアリング内に搭載された人工衛星を加振する。例えば、ISASによって開発されたM-V型ロケットではフェアリング内部は約144dBの音響環境であることが観察されており、打上げ時の音響振動を低減化することがロケット開発時の設計要求に挙げられる。このプルーム音響解析には、超音速プルームの詳細な流体解析と、フェアリング部までの音響伝播解析のために莫大な計算を要し、スパコンなしには実現不可能である。(図4)

イプシロンロケットの開発においては、サブスケール試験での検証と組み合わせて実施したCFDを用いた流体音響解析での多くの設計案の評価により、経験的理論による設計案に比較して小規模でコストを1/10に抑えながら(図5)、図6に示すようにM-V外部音響レベルと比較して10dBの騒音低減を実現した[8]。この解析技術はH3にも活用されている。

4. 最後に

本稿では、JSS2で重点課題として取り上げられているH3ロケット開発への利用を念頭に、液体ロケットエンジンとプルーム音響への取り組みを述べたが、他にも衛星などに使われる小型の液体ロケットエンジンであるスラスタや宇宙空間での希薄化したプルームの解析等も宇宙開発におけるCFD課題として取り組まれている。[9]

JSS2システムは高速性のみならずトータルの数値シミュレーション処理の高速化を狙って、高速なメインシステムを中心に、前後処理用のクラスタや分散した事業所のローカルサーバーが結合されている。JSS2の機能を活用することでH3ロケット開発に大きく貢献するものと期待される。

参考文献

- [1] 嶋, 谷, 根岸, 大門, 砂川, 小林, 清水, "LE-Xエンジン全系シミュレーションによるハザード評価技術構築", 第43回流体力学講演会講演論文集 (2013)
- [2] 西元, 根岸, 吉村, 笠原, 秋葉, 砂川, 堀, 根来, "極限マルチフィジックス環境における液体ロケットエンジン燃焼室の破損メカニズムの解明と寿命評価", "日本機械学会論文集, Vol. 81, No. 826 (2015)

[3] K.Kawatsu, N.Tani, M.Shimagaki, M.Uchiumi and N.Yamanishi, "Multi Objective Optimization of a Supersonic Axial Turbine Blade Row Shape for a Rocket Engine Turbopump", AIAA-2011-5784 (2011)

[4] H.Negishi, Y.Daimon, N.Negoro and A.Kurosu, "Regenerative Cooling Performance Analysis of the LE-X Engine Combustion Chamber", AIAA-2015-3760 (2015)

[5] K.Kawatsu, N.Tani and N.Yamanishi, "Influence of Thermodynamic Effect on Cavitation Suction Performance of Rocket Engine Inducer", AIAA-2013-0989 (2013)

[6] 清水, 大門, 川島, "液体ロケットエンジン内の音響減衰要因のオーダ評価", 第48回流体力学講演会講演論文集 (2016)

[7] 大門, 清水, 森井, 根岸, 川島, "GH2/LOXロケット燃焼室の局所熱流束評価", 第48回流体力学講演会講演論文集 (2016)

[8] S.Tsutsumi, K.Ui, T.Ishii, and S. Tokudome and K.Wada, "Assessing Prediction and Reduction Technique of Lift-off Acoustics Using Epsilon Flight Data", AIAA-2015-1007 (2015)

[9] 嶋, "宇宙開発におけるCFDの課題", 第28回数値流体力学シンポジウム講演論文集 (2014)