

大規模数値解析によるロケット打ち上げ時の音響環境予測

福田紘大, 堤誠司, 高木亮治, 嶋英志, 藤井孝藏, 宇井恭一, 有田誠

宇宙航空研究開発機構(JAXA)

fukuda.kota@jaxa.jp

概要: 大型計算機を用いた、ロケット打ち上げ時のエンジン排気プルームの数値流体(CFD)解析を行い、音響環境を調べた。その結果、従来の予測手法では取得できなかった、音響の発生の詳細なメカニズムや打ち上げ設備の影響が明らかとなり、設計段階で、音響環境を把握することが可能となった。得られた知見は、現在、研究開発が行われているロケットの射場設備の設計に有効に活用されている。

1 はじめに

ロケット開発において、数値解析は欠かせない技術となってきており、開発の効率化や信頼性向上に大いに貢献している。本報では、著者らが研究を行ってきた、ロケットエンジン排気プルームの音響解析の現状について述べる。

ロケットエンジンの推力は非常に大きく、排気プルーム(高温、高速なジェット気流)から強い音波が発生する。例えば、推力 800ton の H-IIA ロケットの排気プルームは約 10^8 W の音響パワー(200dB)を持つ。特に、打ち上げ時には、音波が打ち上げ設備等と干渉しながら、ロケット先端のフェアリングまで到達し内部に搭載されている衛星を加振することから、衛星設計において、音響環境と衛星の耐振性能を把握することは重要な項目である。

これまでのロケット開発では、主に NASA SP-8072⁽¹⁾を用いて音響予測が行われてきた。この手法は米国の膨大な試験データに基づいた実験式であり、フリージェットで現れる音源が、流れに沿って分布すると仮定して音響環境を予測する。しかし、実際の音響発生メカニズムは、射点の形状や条件に大きく影響を受け、実測値と予測値の間に大きな差が生じることがあり、ロケット開発においては、スケールモデルによる検証試験を行う必要がある。そのため、莫大な開発コストを削減し、スケールモデル試験を必要としない、高精度な予測手法の確立が求められてきた。

このような背景から、著者ら^{(2),(3)}は、CFD による、実際の射場設備の影響を含めた音響解析を実施し、音響の発生および伝播のメカニズムを明らかにしてきた。さらに、その知見を活かすことで、音響環境を低減する射場形状の検討も既に行っており、ロケット開発に適用している。本報では、それらの現状と今後の展望について報告する。

2 音響発生メカニズムの把握

Fig.1(a)は、H-IIA ロケットの解析結果であり、圧力分布の瞬間値を示している。赤色部は高圧部を青色部は低圧部を示しており、交互に縞状に分

布している領域は、音波が伝播している領域である。解析により、プルームのせん断層が不安定化することでマッハ波と呼ばれる圧力波が発生することが明らかとなった。マッハ波は、発射台や発射整備塔に反射して、フェアリングへと伝播する。Fig.1(b)は、プルームを排出するために設置されている煙道内部で発生した圧力波の様子を示しており、発生した圧力波が煙道内を伝播し、煙道出口から機体側へ伝播する。

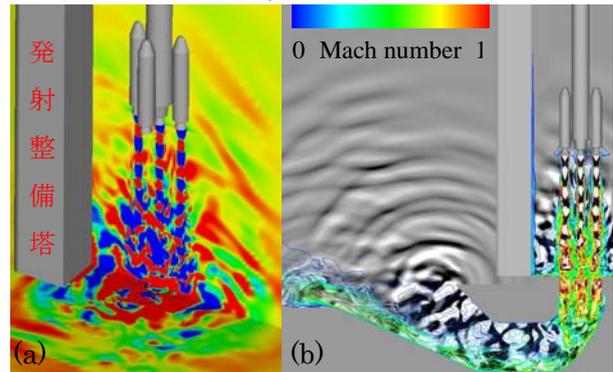


Fig.1 Acoustic field around H-II A rocket (a) pressure distribution, (b) velocity divergence field

M-V ロケットの音響解析結果を Fig.2 に示す。音波の主要な発生源は、お椀形状をした火炎偏向板(図中の矢印部)及び偏向板端部でのジェットのばたつきであり、この領域で発生した音波が伝播していく様子が分かる。Fig.3 は、M-V 5,7 号機において計測された実測データと解析結果を比較した結果である。図中の青矢印は解析で解像されている周波数帯を示す。解析時間の制約から、本解析での解像周波数帯域は 5.3-53Hz であり、上述の H-II A 解析でも狭い周波数帯域に限られる。一方で、SP-8072 でのロケット実機の実測データによれば、音圧レベルが最大になるのは約 30Hz であるといわれており、現状の解析でも支配的な音波は捉えられていると考えられる。図をみると、実測データ自体に最大で 10dB 程度のばらつきがあるものの、解像周波数帯域に関しては、6dB 程度の範囲内で音響レベルが予測できている。

このように、現状の周波数帯域が限られた解析においても、流れ構造及び音響発生メカニズムは、NASA SP-8072 の音源分布モデルとは大きく異なっており、音響発生、伝播のメカニズムに関する知見を得ることができた。

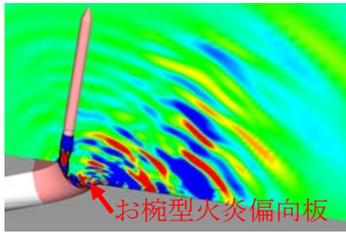


Fig.2 Acoustic field around M-V rocket

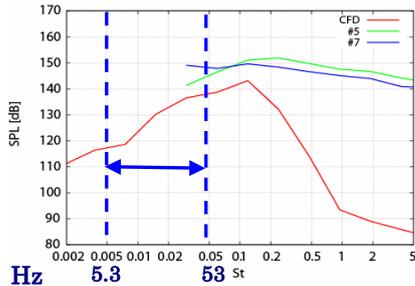


Fig.3 Comparison of octave-band spectrum between CFD result and flight data of M-V #5 and #7.

3 ロケット射場設計への応用

現在、JAXA では、H-II B ロケットおよび M-V ロケットの後継機となる新型固体ロケットの開発が進められており、音響解析を実施し音響環境が良好な射点の検討を行っている。

H-II B ロケットにおいては、H-II A ロケットに比べて推力が増加しており、また、射場形状も異なることから、開発においてはこれらの影響評価を行っておく必要がある。H-II B ロケットの射点では、H-II A とは異なり、発射整備塔(Fig.1(a))がなく、煙道内部で発生した圧力波が煙道出口から機体側へ伝播する。煙道の側面部には、空気取り入れ口と呼ばれる開口部があり、この開口部からも機体側へ圧力波が伝播することが解析により明らかとなった。現在、これらの知見を射場開発に適用するとともに、実機打ち上げ時に音響低減を目的に行う、散水の設備設計に適用している。

一方、新型固体ロケットの開発においては、これまでの知見を基に、最適な射点形状の検討を進めている。Fig.4 はその一例であり、形状の変更により、機体側へ伝播する圧力波が弱められている様子が分かる。

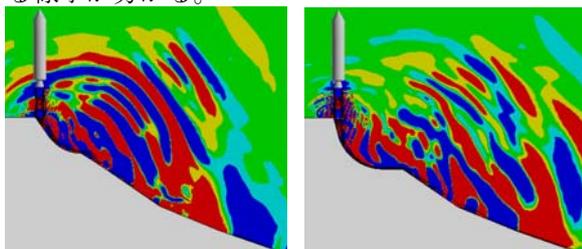


Fig.4 Designing launch-pad of advanced solid rocket

4 今後の展望

実機を想定した音響解析を実施することで、ロケット打ち上げ時の音響予測、射点形状の検討が可能となった。今後の課題としては、ロケットの音響測定データ自体が不足していることが挙げられる。そこで、ロケットモータの地上燃焼試験において音響測定を実施し、その測定データと解析結果との比較を行うことで、音響解析のさらなる信頼性向上を目指している⁽⁴⁾。もう一つの課題は、機械環境条件が算出できる手法への発展が挙げられる。人工衛星設計で要求される機械環境条件を算出するためには、2000Hz までの周波数帯域を解像する必要がある。現状の 5.3-53Hz といった限られた周波数帯域における解析では、JAXA/ISAS が保有する NEC SX6 の 1 ノード (8PE, 72GFLOPS, 64GB) を用いた場合、1 ケースあたり約 500 時間を要する。解析時間を短縮するため、現在、FW-H 等の音響学的手法の導入を検討しており、これにより解析時間を約半分に低減できると想定している。また、高次精度手法の導入も考慮できる。現状の解析では、1 波長の音波を解像するには、20 点程度の格子点が必要であるが、高次精度手法では 8 点程度となる。一方で、今後の計算機の発展を想定し、ペタスケール計算機での解析時間を見積もってみると、2000Hz まで解像するために必要な格子点数は、一方向約 33 倍であり、現状の解析手法で、解析時間は約 12850(h) となる。高次精度手法の導入を考慮すると、解析時間は、高次精度手法では従来手法より格子点当たり 4.35 倍計算時間がかかることを考慮しても、約 110(h) となる。また、高次精度手法では、格子幅を大きくとることができ、CFL 条件を考慮するとタイムステップを大きくすることが可能となる。つまり、音響学的手法や高次精度手法、ペタスケール計算機により、機械環境条件の算出が十分実現可能であり、ロケットの大幅な信頼性向上とコストの削減が実現できると考えられる。

参考文献

- [1] Eldred, K. M., Acoustic Loads Generated by the Propulsion System, NASA SP-8072, 1971.
- [2] Tsutsumi, S. et al., Generation and Propagation of Pressure Waves from H-IIA Launch Vehicle at Lift-off, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008-390, 2008.
- [3] Tsutsumi, S. et al., Numerical Analysis of Acoustic Environment for Designing Launch-Pad of Advanced Solid Rocket, The 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-g-05, 2008.
- [4] 福田他, 固体ロケットモータ地上燃焼試験に関する音響解析, 第 40 回流体力学講演会講演集, pp.307-310, 2008.