

LE-7A エンジン起動時に発生する圧力波動の数値的研究

○ 清水 太郎、小寺 正敏、高木 亮治、坪井 伸幸、
中辻 弘幸、小林 清、大和田 陽一（宇宙航空研究開発機構）

Numerical Study on Ignition Overpressure Induced by LE-7A Engine Ignition

Taro Shimizu, Masatoshi Kodera, Ryoji Takaki, Nobuyuki Tsuboi,
Hiroyuki Nakatsuji, Kiyoshi Kobayashi and Youichi Oowada (JAXA)

Key words: IOP, LE-7A, clustering engine, H-IIB

Abstract

The ignition over pressure induced by the LE-7A engine ignition is numerically investigated under single and clustering nozzle configurations. A three-dimensional compressible Navier-Stokes solver is used to capture the unsteady flow structure. Under the single nozzle configuration, the result shows that at the start up transient, an overpressure and a vortex ring are generated and propagate downstream from the nozzle. The nozzle tip pressure is compared between the numerical simulation and the experiment. The agreement is fairly good. Under the clustering (twin) nozzle configuration, the interaction between the overpressure waves and the vortex rings is occurred especially between the nozzles. This makes the force acting on the nozzle nonaxisymmetric. We estimate the side-load acting on the actuator of the nozzle by the simulation, which is taken into consideration at the early development process before the firing test.

1. はじめに

国産主力ロケット H-IIB (第 1 図) は 2008 年度打ち上げを目指し、現在開発が進められている。H-IIB ロケットは H-IIA ロケットと併せて、幅広いペイロードに対応する予定であるが、特に打ち上げ能力を高め、国際宇宙ステーション (ISS) への物資輸送を担う宇宙ステーション補給機 (HTV) を打ち上げることが主要な目的の 1 つである。そのため、大型化されることが特徴で、特に大きな変更点は既に性能の確定している液体ロケットエンジン LE-7A が、本体下部に 2 基搭載されることである。これに伴い、本体の直径も増加する。日本では、これまでに液体ロケットエンジンを複数束ねた形態 (クラスタ形態) での開発実績がないことから、このクラスタ化に伴う不確定

な要因を、基本設計段階で洗い出し、事前に対策を打つことは開発の効率化の上で非常に意義がある。

本研究の目的は、LE-7A エンジン 2 基が起動する際に、エンジン 1 基の場合に比べ、ノズル周りや外部環境がどのように変わるのかを数値計算により事前に予測することである。ノズル間隔が近いこともあり、ノズル間やその外部との流れの干渉による定常なエジェクター効果も発生する可能性があるが、ここでは起動時に発生する大きな圧力変動 (IOP ; Ignition Overpressure) に着目した。エンジン 1 基形態での IOP の解析は主として固体ロケットモータに対して盛んである¹⁻³⁾。国産ロケットでは、固体モータよりも液体ロケットでの IOP やそれより後に発生する小さな圧力波動

(音響) について、ロケット本体への影響などが良く取り上げられるが、詳しい圧力場の様相についてはまだ良く知られていない。ここでは、まずシングルノズル形態での IOP について詳しく調べ、計算条件の設定や基本的な現象を把握した。続いて、クラスタノズル形態について IOP の解析を実施し、圧力波がどのように外部へ伝播するかを理解し、また同時に発生する渦輪の挙動の把握やノズル横力へ及ぼす影響などの評価を実施した。

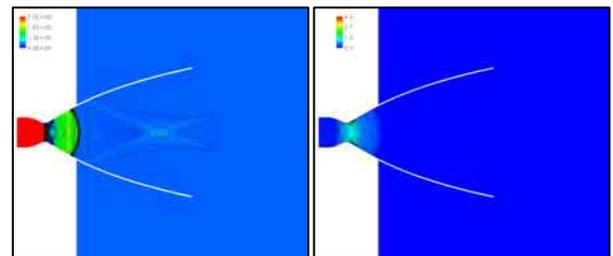


第 1 図. H-IIIB ロケット概略図

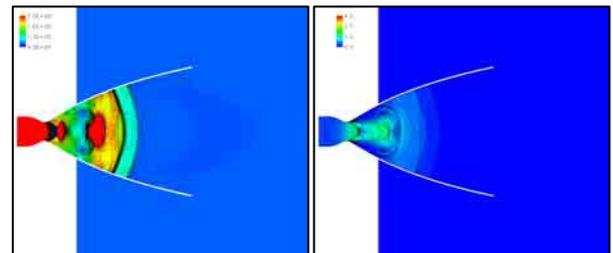
2. 計算条件と計算手法

計算条件は、起動初期の IOP の詳細をみるために、以下の様にした。IOP の影響が続くと考えられる、燃焼圧の最初期のピークまでの数十 msec に渡って、大気圧からの昇圧過程を線形として模擬した。昇圧速度は燃焼圧と大気圧の比である、ノズル圧力比 NPR と時間で表し、約 $1[\text{NPR}/\text{msec}]$ 程度とした。また作動気体はノズル内部の比熱比の変化を考慮するため、以下の様にした。ノズル上流の燃焼室で反応がほぼ終了すると仮定し、燃焼圧とノミナルの混合比 6 程度から燃焼室内の気体の組成を平衡計算により算出した。それより下流のノズル内部の流れに対しては、凍結流とした。考慮した化学種は、 H_2 , O_2 , H_2O , H , HO_2 , OH , O , H_2O_2 , N_2 である。これまでに実施したノズル内部で発生する再付着流の再現でも同様な手法を用いている⁴⁾。計算スキームについて概略を述べる。3次元 RANS 方程式をハイブリッド非構造格子法に基づき、有限体積法のセル節点法で離散化して解く⁵⁾。対

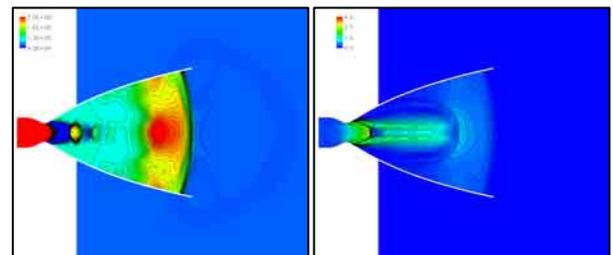
流項の空間差分には AUSM-DV スキームを適応し、時間積分は LU-SGS 陰解法を用いた。乱流モデルは Goldberg-Ramakrishnan 1 方程式モデル⁶⁾ を、また TVD 条件を満たすための制限関数として、Venkatakrisnan の制限関数⁷⁾ を用いる。計算の実行は、宇宙航空研究開発機構所有のスーパーコンピュータシステム (JSS) ならびに、海洋研究開発機構の支援により、地球シミュレータを利用した。



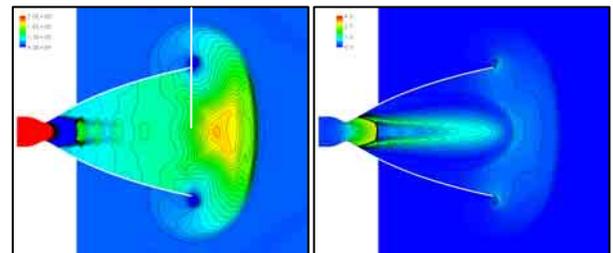
a) NPR=2.6



b) NPR=4.2



c) NPR=5.7

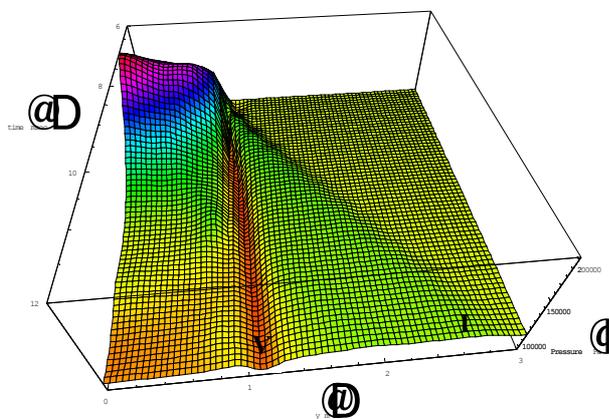


d) NPR=7.3

第 2 図. 断面での圧力 (Pascal; 左図) と Mach 数分布 (右図)

3. 計算結果

はじめにシングルノズル形態での計算結果を第2図に示す。a から d は圧力と Mach 数の時間経過を示す。a でノズル内部に弱い圧力波動が見て取れるが、これはノズル壁の温度を初期から定常状態の 700K にしたために、大気温度 (300K) とのズレから生じた弱い音波である。この影響については、ノズル壁条件を断熱とした計算も実行し、考慮している現象に対する影響は小さいことを確認した。燃焼圧が更に大きくなると (b 図)、ノズルスロート下流が超音速領域となり、shock cell 構造の形成が始まり、また音速の大きな高温ガス (燃焼室で 3550K 程度) がスロート付近を占めることもあり、複雑な高圧領域が発生する。更に燃焼圧が上昇すると、初期に発生した圧力波動は徐々に弱くなりながら、ノズル端へと達し、最終的にノズルより外部へと伝播する。また、同時にノズル端でのシアーにより渦輪が形成され (d の低圧部)、ノズル下流へと伝播する様子が見て取れた。この様相は断面積が一定の shock tube から発生する、圧力波動と渦輪と同一である。ノズル端での圧力の実験計測結果と比較すると、大気圧からの変動で、まず正の圧力波動が通過し、その後渦輪による負圧の影響が及ぶ時間スケールや、圧力変動の振幅について、良い一致をみた。第3図には第2図 d の左に示したノズル端半径方向位置での、圧力の時間履歴を示す。

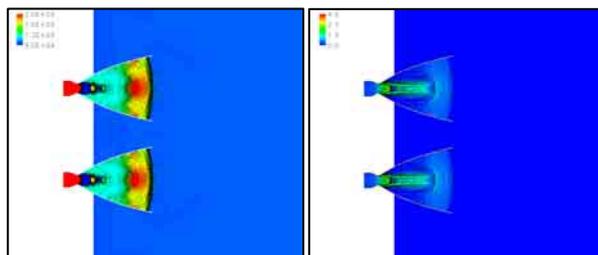


第3図. ノズル端での圧力時間履歴 (Pascal)

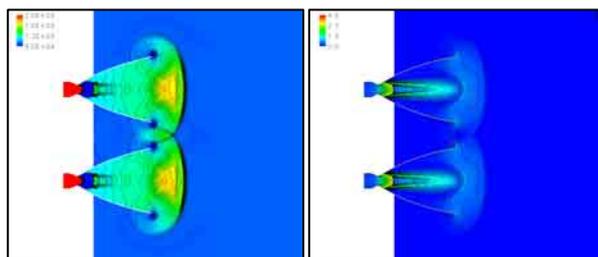
時間が進むに従って、y の正方向に音速で伝播す

るのが正の圧力波動 (I) である。伝播速度の小さい負の圧力変動が渦輪 (V) に対応する。クラスタノズル形態に相当する位置での圧力変動は大気圧に対して約 10% 強であった。この時点では、まだ NPR が小さく、この程度の圧力変動が剥離位置のアンバランスを引き起こしても、その結果発生する横力は非常に小さいと考えられる。しかし、クラスタ形態では、圧力波動や渦輪の干渉が発生することや、一方のノズル面全体が、隣のノズルから発生した圧力波動を受ける可能性がある。そのため、続いてクラスタノズル形態での起動時の解析を実施した。

第4図は、第2図の c, d に対応する時刻での、同時起動したクラスタノズル形態の解析結果である。a 図は圧力波動がノズル端に到達する少し前である。シングルノズル形態の結果と比較しても (第2図 c)、有意な差は認められない。



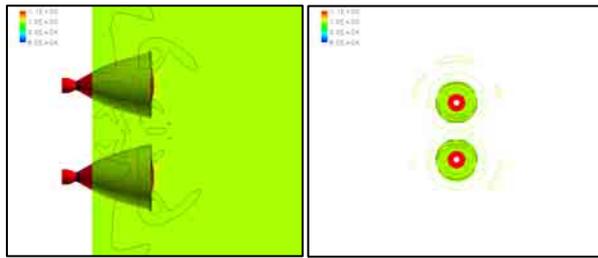
a) NPR=5.7



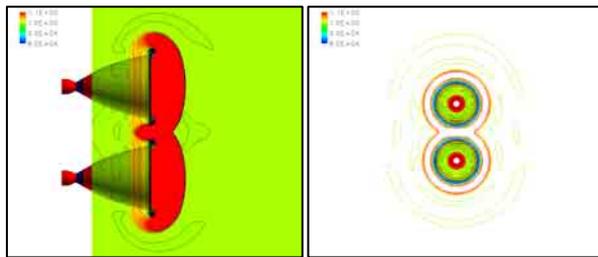
b) NPR=7.3

第4図. 断面での圧力 (Pascal; 左図) と Mach 数分布 (右図)

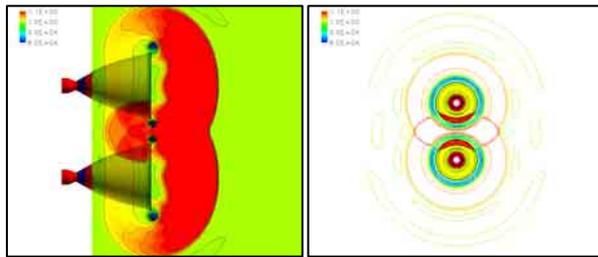
b では、圧力波動がノズル端を出て、球面波状に広がり、ノズル間で渦輪と共に干渉している。これより先は圧力変動が小さくなるため、第5図では、圧力レンジを絞り、かつ視点を変えた図を示す。左図では解析で考慮したノズル内・外壁面と2つのノズルの対称軸を含む断面での圧力を示し、右図では、ノズル上流位置から下流を見る視



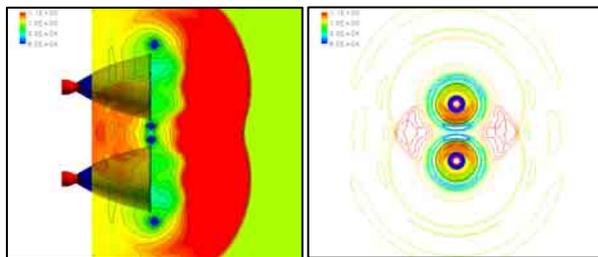
a) NPR=5.7



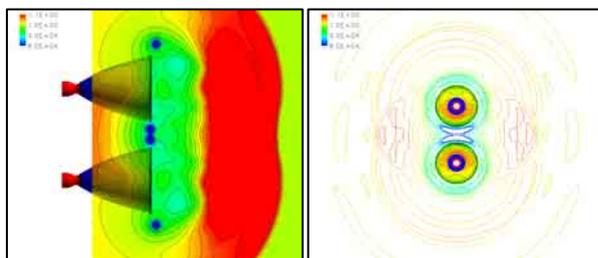
b) NPR=7.3



c) NPR=8.9



d) NPR=10.5



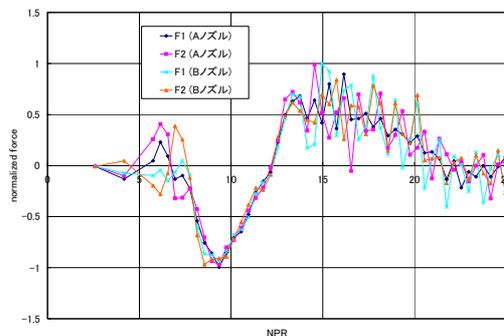
e) NPR=12.1

第5図. ノズル内・外壁圧と対称断面での圧力 (Pascal; 左図) とノズル上流から見たノズル内・外壁圧とノズル端を含む断面圧力 (Pascal; 右図)

点で、ノズル内・外壁面とノズル端を含む平面での圧力を示す。左図を見ていくと、圧力波動が干渉し、まずお互いのノズル外壁面に大きな正の圧力変動を及ぼしていることが分かる (第5図 c)。その後、圧力変動は上流側へと抜けていくが、今度はノズル間に存在する渦輪の一部分が相互作用し、下流ではなく上流へと移動する様子が分かる (第5図 d, e)。これは、異方向の渦対の運動として考えると理解できる。結果として渦輪は斜めに変形する。これらの結果、ノズル外壁には今度は低圧領域が生じる。以上のことから、2つのノズル間で、はじめに斥力が生じ、その後引力が生じると予想できる。右図ではノズル上流面に射影した圧力変動が分かる。また計算の対称性がよく保たれている様子が見て取れる。

以上の結果に基づき、実機でノズルを支えるアクチュエータ位置での荷重を推算した。干渉の効果を考慮に入れると、2つのノズルが同時起動する際の横力を評価すれば概ね最大値が評価できると考えた。第6図に最大値で規格化したノズル横力に起因するアクチュエータ荷重の NPR に対する変化を示す。2つのノズルを A, B で表した。アクチュエータは各ノズルに対して2本あるが (それぞれのノズルで F_1, F_2 とした)、今回の解析で発生した流れ場に対しては、同様な力を受ける位置に設置されているため、図に示すとおり、4本の挙動はほぼ同じである。NPR で5から7辺りから荷重変動が増えるが、これは圧力波動や渦輪が、アクチュエータに対して大きな影響を与えるノズル端付近に存在するタイミングであり、これらの流体現象が形成される際の、非対称性や非定常性に起因する。その後 NPR で9前後の負側の荷重は第5図の c に示した状態であり、ノズル間の斥力に対応している。その後、正の荷重が緩やかに続くが、これは第5図 e 以降の流れでは、低圧領域がノズル間を占め、ノズル間の引力が暫く生じることに対応している。正負の荷重の最大値はほぼ同レベルであった。また、後半 (NPR で15以降) の領域では、荷重の振動が見てとれる。これ

はノズル下流での周期的な音の発生に関連することが分かっており、ノズル壁に対して、周期的な圧力変動を及ぼすことによる。ただし、本解析でこの音波の音源や周波数が定量的に捉えられているかどうかについては、まだ検証が必要と考えている。



第6図. アクチュエータ位置での荷重(最大値で規格化)

一方、シングルノズル形態では、同様に横力による荷重を評価したが、値が小さいことが分かった。このことから、第6図に示した横力は、クラスタノズル形態で圧力波動と渦輪の相互干渉によって流れ場が非対称になったことに起因するといえる。

4. まとめ

本研究では、クラスタノズル化に際し、IOPのみの影響を評価した。エンジンの同時起動時には、圧力波動や渦輪の干渉により、シングルノズルでは発生しない横力の要因が増加する可能性が明らかになった。ただし、この現象は時間スケールが小さいこともあり、構造体への影響などについては大きくは無い可能性がある。今回示した解析は設計の初期段階に対応しているということもあり、簡単な形態に対して実施し、基本現象の理解に努めた。今後は、設計や実試験の進捗にあわせ、クラスタ化に伴う諸現象の予測・検証を実施する予定である。

参考文献

- 1) Ikawa H. and Laspesa F. S., "Ignition/Duct Overpressure Induced by Space Shuttle Solid Rocket Motor Ignition," *Journal of Spacecraft*, Vol. 22, No. 4, pp481-488, 1985.
- 2) Pavish D. L. and Deese J. E., "CFD Analysis of Unsteady Ignition Overpressure Effect on Delta II and Delta III Launch Vehicles," *AIAA Paper*, 2000-3922, 2000.
- 3) Canabal F. and Frendi A., "Study of the Ignition Overpressure Suppression Technique by Water Addition," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 4, pp853-865, 2006.
- 4) Shimizu, T., Miyajima, H., and Kodera, M., "Numerical Study of Restricted Shock Separation in a Compressed Truncated Perfect Nozzle," *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 3, pp.576-584, 2006.
- 5) Kodera, M., Sunami, T., Nakahashi, K., "Numerical Analysis of SCRAMJET Combusting Flows by Unstructured Hybrid Grid Method," *AIAA Paper*, 00-0886, Jan. 2000.
- 6) Goldberg, U. C., and Ramakrishnan, S. V., "A Pointwise Version of Baldein-Barth Turbulence Model," *Computational Fluid Dynamics*, Vol. 1, pp.321-338, 1993.
- 7) Venkatakrisnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," *AIAA Paper*, 93-0880 Jan. 1993.