

ロケットエンジンノズル内部流れの数値計算

清水太郎^{*1}、宮島博^{*1}、中橋和博^{*2}

Internal Flow Computation of Rocket Engine Nozzles

by

Taro SHIMIZU^{*1}, Hiroshi MIYAJIMA^{*1} and Kazuhiro NAKAHASHI^{*2}

ABSTRACT

The purpose of this study is the numerical investigation of the origin of the side-load generated in the LE-7A rocket engine nozzle during the start-up and shut-down transient operation. So far, the origin of the side-load causing the maximum load of the actuator is considered to be due to the gap for the film cooling port, which slows down the movement of separation line followed by a sudden and large shift. This mechanism with a 3D flow instability would explain the non-axisymmetric flow pattern, namely, the side-load. Several authors have explained the above scenario by the observation of the sea level tests and mainly 2D axisymmetric numerical simulation.

This study focuses on the numerical verification of the above assumption and the quantitative evaluation of the side-load by 3D numerical simulation. The numerical method to solve the Navier-Stokes equations on the unstructured hybrid grid was developed using a finite volume cell vertex scheme and the LU-SGS implicit time integration algorithm. The results show the characteristic flow pattern with a non-axisymmetric separation line between the gap and the nozzle end. The side-load calculated by the numerical results is considered to be nearly maximum as long as the flow pattern is FSS (free shock separation), and is comparable to the experimental data. Possible errors of the numerical calculation were also estimated.

1. はじめに

現在、宇宙開発事業団(NASDA)の技術研究本部では、H-IIA ロケットの信頼性向上および将来型宇宙輸送機の開発を目的に、液体ロケットエンジン内部流れの数値シミュレーションを行っている。その内、特にLE-7Aエンジンのノズルにおいて、起動及び停止過渡時に発生する横力の原因を究明することが本研究の目的である。

LE-7Aエンジンのノズルは、LE-7エンジンのノズルの設計方法であるTPノズル(truncated perfect nozzle)を軸方向に圧縮し、高開口比を得る、CTPノズル(compressed truncated perfect nozzle)として設計されたが、その後の燃焼試験で、エンジンの起動及び停止過渡時に大きな横力(アクチュエータ荷重で最大20~30ton重)が発生することが明らかとなった。これまでに、航空宇宙技術研究所とNASDA及びメーカーによる、燃焼試験や主に軸対称の数値計算によって、次の二つの要因が、起動及び停止時に非軸対称に起こり、その結果、横力を発生するということが明らかになりつつある[1,2]。

- ①フィルム冷却段差部で、衝撃波の剥離線が一時停滞し、その後急激に下流に移動
- ②流れの構造がFSS(free shock separation)からRSS(restricted shock separation)へと遷移

上記のうち、①はLE-7Aノズルに特有の問題であり、H-IIA初号機及び2号機では、フィルム冷却段差部を含むノズルの後端を取り外したショートノズル形態で打ち上げを行った。②はVulcainエンジン^[3]やSSMEなど、推力最適化手法に基づくエンジンでも発生している。改良型のLE-7Aノズルでは、設計方法をTPノズル(及び全段再生冷却でフィルム冷却段差部なし)とすることで、これら二つの要因を取り除いている。

ノズル貯気総圧と大気圧の比(NPR)70~90で起こる最大の横力の原因と考えられる①については、これまで主に軸対称の数値計算によって、剥離線が段差部で停滞し、その後急激に下流に移動するメカニズムなどが詳しく説明されている^[1]。ここでは3次元の数値計算を実施することでこれらを検証し、実際の横力を評価する。

2. 解析手法

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^[4]。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。時間精度向上のため、一部の計算ではCrank-Nicholson法に基づくNewtonサブイタレーションを組み込み^[5]、非定常なノズル流れの過渡現象を捉える。化学反応モデルとして、水素・酸素系9種17反応のモデル^[6]を採用している。化学種はH₂, O₂, H₂O, H, HO₂, OH, O, H₂O₂, N₂である。今回の計算では反応計算は行わず、作動気体の組

^{*1}宇宙開発事業団 ^{*2}東北大学

成は凍結している。乱流モデルは Goldberg-Ramakrishnan 1 方程式モデル^[7]を、また TVD 条件を満たすための制限関数として、Venkatakrisnan の制限関数を用いる。

3. 解析条件

計算で用いた格子の対称断面を図 1 に示す。格子点は全約 250 万点である。今回の計算で特に着目したのは、フィルム冷却段差部であり、この部分の格子を拡大したのが図 2 である。フィルム冷却部は、それより下流のノズル板金部を熱的に保護するため、約 4 mm ほどの段差から水素を吹き出す機構を有している。格子点は円周方向の分割が 240~480 で、曲率の大きいスロート部及びフィルム冷却段差部の密度を大きくしている。計算領域は、軸方向はノズル上流の超音速平行部からスロート下流 8000 mm まで、半径方向は中心軸から 3000 mm とした。ノズル内壁は 700 K の等温壁を仮定し、non-slip 条件を適用した。

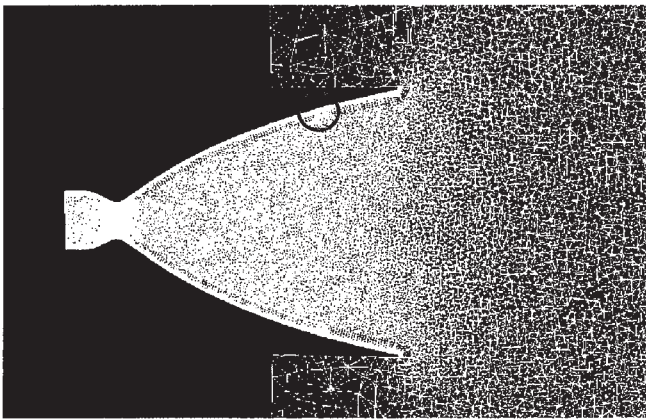


図 1 計算領域対称断面格子点分布 (部分)

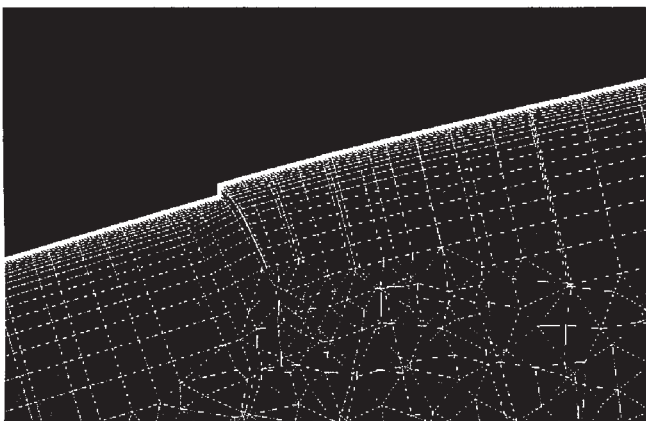


図 2 フィルム冷却段差部の対称断面の格子拡大

ノズル周辺の境界条件は、下流部のみ 0 次外挿とし、他は大気条件とした。ノズル上流の気流条件は、混合比 6 で水素・酸素反応が完了し、水蒸気と余剰水素混合気体が気流総温 3500 K、気流総圧範囲 0.1~12.4 MPa (NPR=1~12.4) でノズル内に流れ込むとした。またノズル内及び周辺は始め常温常圧の空気で満たされているとし、比熱比の温度変化を考慮する計算とした。

計算の実行は平成 14 年 4 月より運用を開始した、海洋科

学技術センターの地球シミュレータを用いた。今回の計算では、全体の約 1% の 6 ノード (全 640 ノード) を用い、定常解を 1 つ求めるのに、12 時間程度の計算時間を要した。

4. 解析結果

まず、これまでに得られている LE-7A ノズル燃焼試験時に発生した横力について、NAL/NASDA 共同研究成果報告書 LE-7A ノズルのコールドフロー試験中間報告書 (2000 年 7 月) から引用した結果を図 3 に示す。これによると、横力の発生は NPR 30~40 と、70~90 の 2 つの燃焼圧条件で分類できると考えられる。とくに始動時に横力が最大となる NPR 70~90 の条件とは、剥離線の位置がフィルム冷却段差部付近あり、段差部で一時停滞した剥離線が、ある NPR を越えると急激に下流に移動することが、2 次元軸対称計算で明らかにされてきている^[1]。剥離線が一時停滞することは、NPR が大きくなるに従い、剥離線位置が徐々に下流に移動していくノズルの基本的なメカニズムと (図 5 参照)、段差がない場合に比べて、この段差部のノズル形状が流れを急膨張させ、壁圧を大きく下げる効果をもち、上流の NPR の変化に対する剥離線の変位が小さくなることから理解できる。その後、NPR が更に大きくなると、剥離線が段差部を越え、段差が無い場合と同じ位置へと徐々に漸近していくため、ここで剥離線の移動量が相対的に大きくなる。

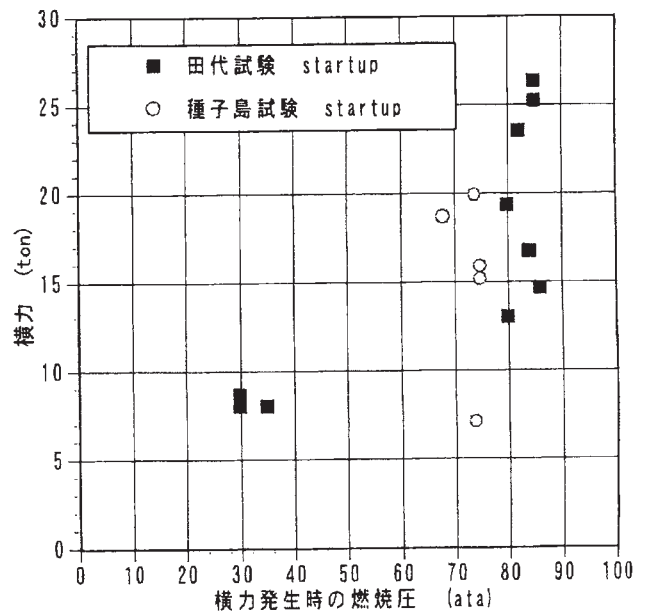


図 3 始動時の燃焼圧と最大アクチュエータ荷重の相関 NAL/NASDA 共同研究成果報告書 LE-7A ノズルのコールドフロー試験中間報告書 (2000 年 7 月) より

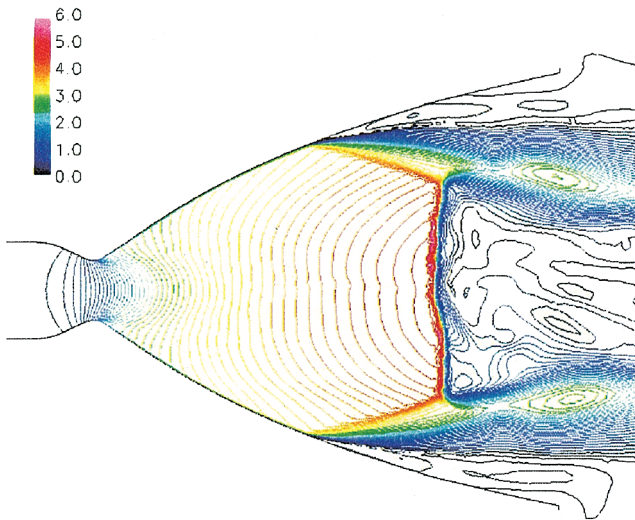


図4 対称軸を含む断面の Mach 数分布 (NPR=50)

図4、5には、ある対称軸を含むノズル断面の Mach 数分布と壁圧をプロットした。図5ではそれぞれの NPR に対して2組の剥離線位置が示されている。これは3次元計算の場合、定常計算であっても剥離線位置がある程度揺らぎを持ちうるということを示す。FSS 流れの pressure pulsation を統計的に取り扱った文献^[8]においても、同様な計算結果が示されており、また燃焼試験の剥離線の様子(図6)からも、このような非軸対称流れはノズルの様な軸対称形状に対しても本質的であることが推測される。更に文献^[9]では、特にノズル端でのギザギザのパターンとゲルトラー渦の関連が示唆されている。

これまで2次元軸対称計算で示されてきた、フィルム冷却段差部付近の剥離線の挙動を調べるにあたり、計算資源の制約から、剥離線が段差に掛かる前の NPR までは定常計算を行い、そこから段差部を通過する時のみ非定常計算(NPRを時間に対して線形に上昇させる)を実施することにした。

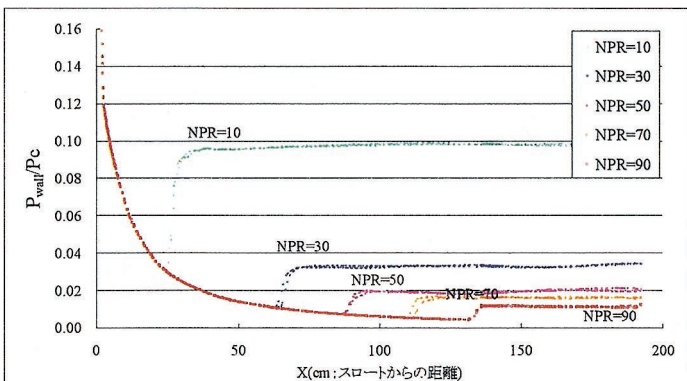


図5 壁圧分布から分かる NPR による剥離線位置

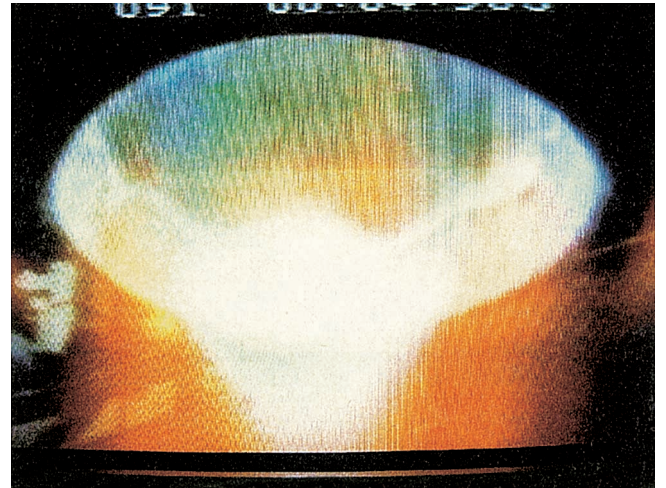


図6 LE-7 エンジン起動時の剥離線の様子
ノズル後方よりの視点で、ギザギザ状の剥離線が見える。

図7-1から7-7には、NPR=74の定常解を初期値とし、時間に対し線形に2(NPR/msec)の割合で昇圧した非定常計算を示した。時間ステップは $10^{-8} \sim 10^{-7}$ sec (CFL=100のオーダー)程度である。時間積分に関し、LU-SGS 陰解法(時間1次精度)とNewton サブイタレーションを組み込んだ計算(時間2次精度)とを、このノズル問題で比較したが、流れ場に大きな違いがなかったことから、計算時間の節約のため、今回の非定常計算部は全て時間1次精度のLU-SGS 陰解法とした。ノズル内部の剥離衝撃波の移動は比較的ゆっくりした現象のため、大きな違いが生じていないと考えられる。しかし、比較した総時間が短いことや、定常計算結果を初期値としていることなど、時間積分に関してはまだ検証が必要な問題があり、今後これらについては更に確認していく予定である。

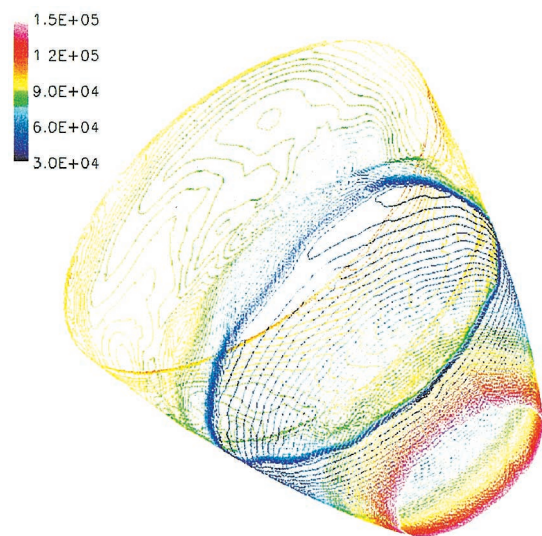


図7-1 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=74)

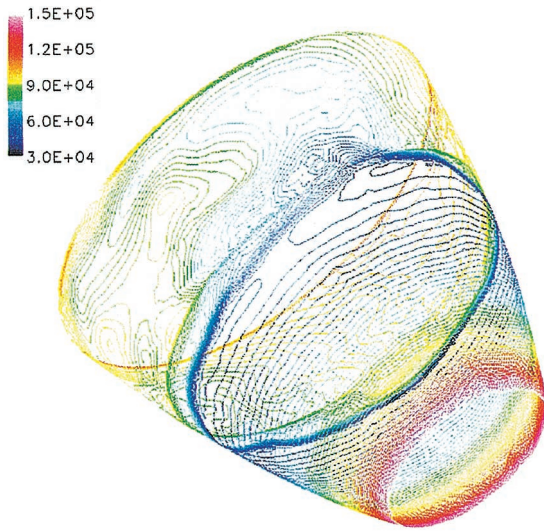


図 7 - 2 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=78)

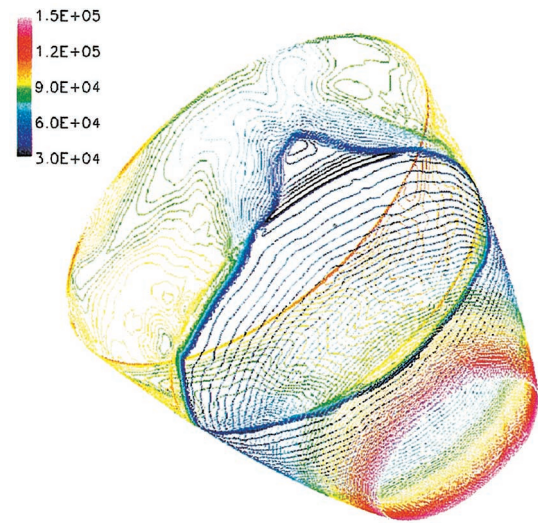


図 7 - 5 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=90)

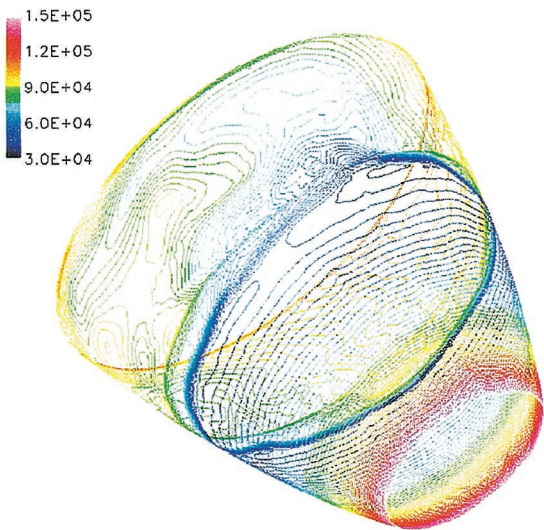


図 7 - 3 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=82)

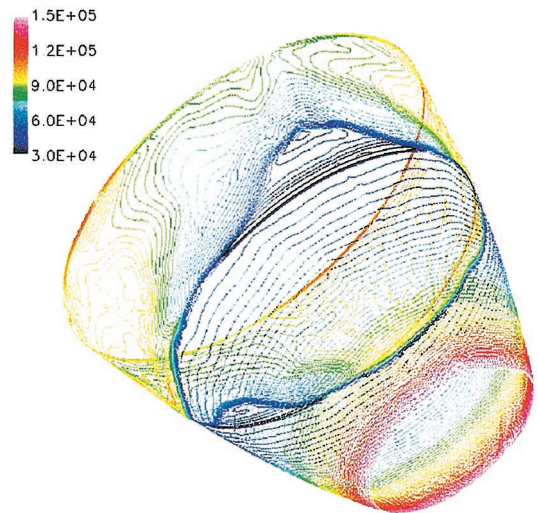


図 7 - 6 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=94)

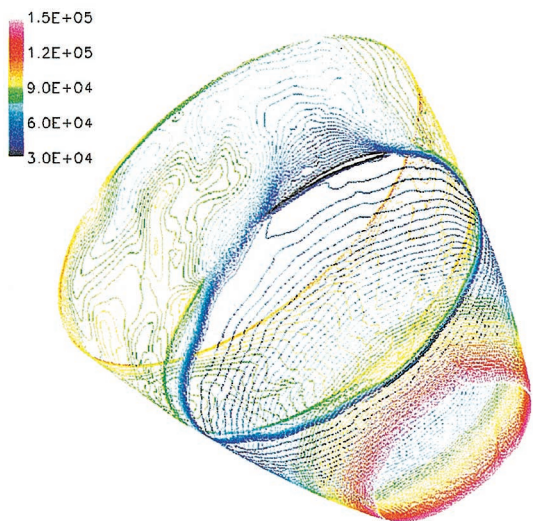


図 7 - 4 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=86)

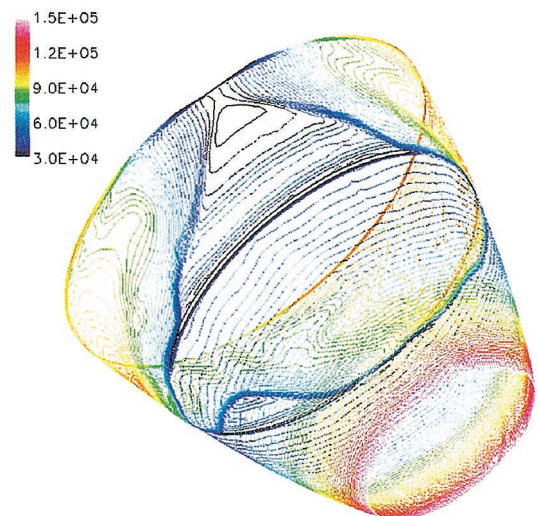


図 7 - 7 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=98)

図7-1から7-7では、衝撃波が剥離した点で壁圧がほぼ常圧に回復するため、等高線が集中し、濃い剥離線が確認できる。これによると、初めに段差付近に到達した剥離線の一部がそのままノズル端までほぼ一番早く到達している。しかし、一方で図7-7の様に、段差部に剥離線が留まり続けている部分も混在する。これまでに2次元軸対称計算で、剥離線の停滞と急な移動が報告されているが、3次元的不安定性が流れを更に非軸対称へと発展させた結果、このような大きな非軸対称が生じたものと推測される。

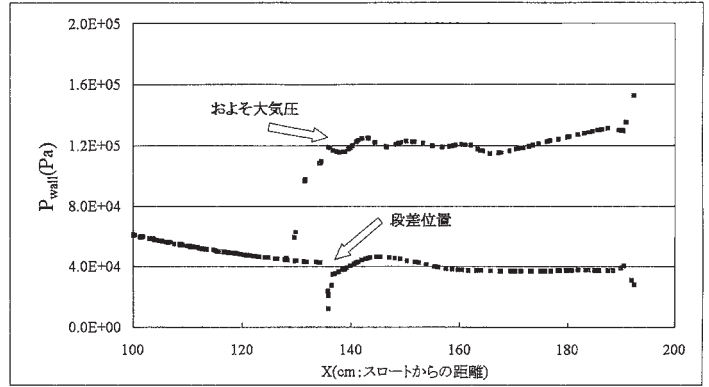


図10 ある断面の壁圧分布 (NPR=98 : 図8に対応)

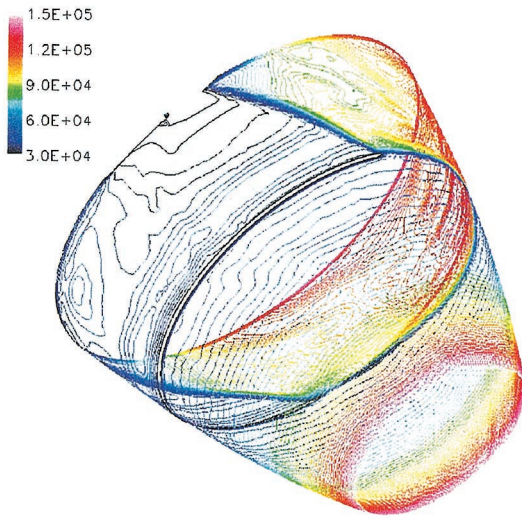


図8 起動時の壁圧分布(単位 Pa, NPR=98)
実施した計算の中で最大の横力を発生したケース

最大の横力を評価するため、初期値を変えた計算を何ケースも行った。図8、9には実施した計算の中で、最大の横力を生じると考えられる流れの壁圧の等高線と Mach 数分布を示す。また図10はこの壁圧の2次元プロットである。剥離衝撃波のパターンがFSSであるかぎり、図10の様に段差部で剥離した部分では、剥離線後流の壁圧はほぼ大気圧程度、一方剥離せずにノズル後端まで達した場合の段差部の壁圧は、大気圧の1/3程度であることを考慮すると、図8の様に、ほぼ半分の領域で剥離線がノズル後端に達し、あとの半分が段差部に停滞するパターンが最大の横力を発生することが分かる。図8の壁圧を積分し横力を計算すると約5.9 ton 重となった。しかし図11に示すように、実際にアクチュエータにかかる荷重は、

$$F_{\text{actuator}} = F \cdot L_1 / L_2$$

の関係から更に大きくなり、約33 ton 重となることが分かる。

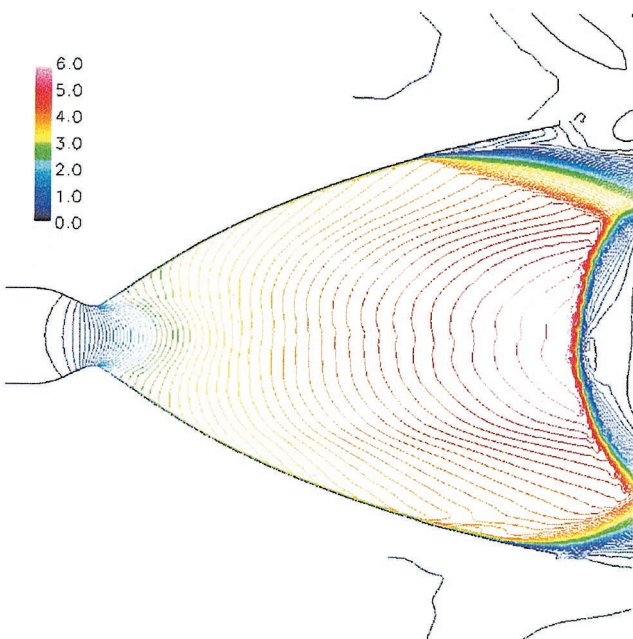


図9 対称軸を含むある断面の Mach 数分布 (NPR=98 : 図8に対応) 上面の壁で剥離線が段差部付近、下面の壁でノズル後端付近となっている。

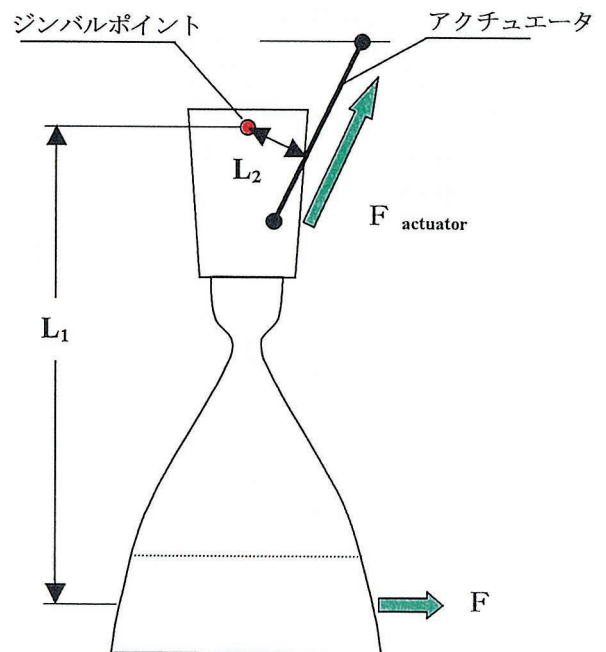


図11 横力 (F) とアクチュエータ荷重 (F_{actuator}) の関係

これはほぼ燃焼試験で実際に発生した横力の最大値に一致する。この最大値の確からしさについて、考察してみる。今回の計算では気流条件を混合比6として全ての計算を行い、FSS流れとなった。実際の燃焼試験における観察²⁾からも、フィルム冷却段差部を剥離線が通過する際には、流れがFSSとなっていると考えられる。この場合、前に述べたように、段差付近で剥離した部分の後流はおおよそ大気圧となり、ノズル後端まで剥離せずに達した部分はおおよそ大気圧の1/3程度で、最大の横力を発生するパターンは、計算で再現されたパターンであると推測される。別の要因として、乱流モデルによって、剥離線位置が変わってくることがどの程度影響を及ぼすかを考える。例えば今回の計算ではNPR=98付近で最大の非軸対称性が生じたが、これがNPR=90程度で起こったら横力の推算値はどの程度変化するだろうか。壁圧は貯気総圧で無次元化すると図5のように、剥離しない限り同一の曲線に載ることから、NPR=98から90となることで、図10のノズル後端まで剥離しない部分に対応する、下の点列が約10%減少し、その結果おおよそ5%横力が増加する(剥離後の大気圧が一定として)。このため、ここで行った横力評価にはほとんど影響を及ぼさず、ほぼ実機で生じている横力と同等の結果が得られていると言える。

最後に、同様な時間積分法に基づき、フィルム冷却段差部のない改良型LE-7Aノズルで計算を行った結果では、オリジナルのLE-7Aで起こった顕著な非軸対称性は生じなかった。

5. まとめと今後の課題

LE-7Aエンジンのノズルにおいて、起動及び停止過渡時に発生した横力の原因を究明するため、非構造格子法を用いた3次元計算を行った。これまでに燃焼試験及び主に2次元の軸対称計算の結果から、最大の横力の要因と考えられている、フィルム冷却段差部での剥離線の非軸対称なパターンを3次元計算で再現し、横力の評価を行ったところ、ほぼ燃焼試験で得られているアクチュエータ荷重が得られた。フィルム冷却段差部のない改良型ノズルでは、このような過大な横力の発生は無いと考えられる。一方、NPR=30~40で、流れのパターンがFSSからRSSへと遷移する瞬間の非軸対称性から発生すると考えられている横力に関しては、今後混合比を変えた計算等を行い、検討していく予定である。

時間積分については、計算資源の制約から、起動時の非定常過渡計算全てを、Newtonサブイタレーションを組み入れた時間2次精度で行うことは困難であると考えられるが、今後必要な検証は実施する予定である。

今回の計算結果では、貯気総圧で無次元化した壁圧について、速報版のNALでのサブスケール燃焼実験と比較し、ポイントチェックを実施したが、引き続き、実験データとの比較を実施し、計算結果の信憑性を高めていく。

References

- [1] Takahashi, M., Tomita, T., Takahashi, M., Tamura, H., Watanabe, Y. and Tsuboi, M., "Influence of a Gap for Film Cooling on Transient Flow Characteristics of Rocket Engine Nozzles," AIAA 2002-4147.
- [2] Watanabe, Y., and Tsuboi, M., "LE-7A Engine Nozzle Problems during Transient Operations," AIAA 2002-3841.
- [3] Frey, M. and Hagemann, G., "Restricted Shock Separation in Rocket Nozzles," Journal of Propulsion and Power, Vol. 16, No. 3, 2000.
- [4] Kodera, M., Sunami, T., Nakahashi, K., "Numerical Analysis of SCRAMJET Combusting Flows by Unstructured Hybrid Grid Method," AIAA 2000-0886.
- [5] Kano, S., Yamamoto, S., and Daiguji, H., "An Efficient CFD Approach for Simulating Unsteady Hypersonic Shock-Shock Interference Flows," Computational Fluid Dynamics, Vol. 2, 1995, pp.571-574.
- [6] Ju, Y., "Analytical and Numerical Study on Ignition and Combustion in a Supersonic Mixing Layer," A Dissertation of Tohoku University for the Degree of Doctor of Engineering, 1994.
- [7] Goldberg, U. C., and Ramakrishnan, S. V., "A Pointwise Version of Baldein-Barth Turbulence Model," Computational Fluid Dynamics, Vol. 1, 1993, pp.321-338.
- [8] Deck, S., and Guillen, P., "Numerical Simulation of Side Loads in an Ideal Truncated Nozzle," J. of Propulsion and Power, Vol. 18, No2, 2002.
- [9] Gross, A., Haidn, O., Stark, R., Zeiss, W., Weber, C., and Weiland, C., "Experimental and Numerical Investigation of Heat Loads in Separated Nozzle Flow," AIAA 2001-3682.