

ロケットエンジンノズル形状と横力の発生について

高橋 政浩¹⁾、富田 健夫²⁾、坂本 博¹⁾、田村 洋¹⁾、渡辺 泰秀³⁾、坪井 正徳³⁾

Influence of a Shape of Rocket Engine Nozzle on Side-load Characteristics During Start-up Transient

by

Masahiro TAKAHASHI¹⁾, Takeo TOMITA²⁾, Hiroshi SAKAMOTO¹⁾, Hiroshi TAMURA¹⁾,
Yasuhide WATANABE³⁾, and Masanori TSUBOI³⁾

ABSTRACT

Axisymmetric computation was applied to the transient flow in a sub-scaled LE-7A nozzle with three different configurations of a joint section between its upper nozzle and nozzle extension sections, such as a backward facing step for film-cooling, to investigate the influences of the flow disturbances produced by such nozzle surface shapes on the transient flow characteristics and to examine the possible cause of side-loads observed in the experiments. Rapid movement of the separation point occurred when it passed through the joint section. One of reasons for the occurrence of a highly asymmetrical flow causing large side-load is considered to be that the location of the separation point becomes very sensitive to the flow condition when the separation point passes through the joint section.

1. はじめに

近年、高性能化を目指して各国が進めているロケットエンジン開発において、エンジン始動・停止過程で発生する過大な横力が問題となっている。我が国の LE-7A エンジンの開発においてもこの横力が問題となり[1]、ひどい場合にはエンジン支持部破損等の不具合を引き起こすことから、その原因究明及び低減が求められた。そのため、航技研と宇宙開発事業団は、横力の発生に強く関与するノズル過渡流れ特性に関する共同研究を進めている[2-5]。

開発初期の LE-7A エンジンでは、特に、ある特定の燃焼室圧力条件で発生するパルス的な横力が問題となった。これまでの研究より、LE-7A では2つの横力発生パターンが指摘されている[1]。一つは、ノズル形状が原因でエンジン始動・停止時に Restricted Shock Separation(RSS)と呼ばれる剥離パターンへの遷移が起り、その遷移過程及び RSS 流れの構造に起因して発生する横力である。RSS とは一度剥離した境界層がノズル壁に再付着する剥離パターンである。この RSS 遷移による横力は、欧州の Vulcain エンジン等でも問題になっており幅広く研究が行われてきた[6]。我々は、常温窒素ガスを作動流体に用いたコールドフロー試験[3]及びそれに対応した CFD[4]により、ノズルコンター設計法と RSS 遷移との関係及び横力発生機構の詳細を明らかにした。また、サブスケール燃焼試験[5]により、酸化剤/燃料混合比が RSS 遷移及び横力レベルに及ぼす影響を検討した。もう一つの横力発生機構として指摘されているのが、LE-7A 初期設計で採用された冷却方式及び構造機械設計に起因した横力の発生であり、本研究の対象である。

LE-7A エンジンのノズルは、当初、再生冷却型の上部ノズル部に取り外し可能な延長部を接続した構造であった。延長部の内表面は、接続部のステップ面から燃料水素の一部を噴射するフィルム冷却で保護された。このノズルを装着した実機エンジンの燃焼試験[1]、及び、フィルム冷却を行わないサブスケールモデル燃焼試験[2]において、剥離点が接続部を通過する条件付近で大きな横力の発生が観測されている。本報では、フィルム冷却部段差を模擬したノズルコンター接続部を持つノズルの始動・停止時流れを CFD で解析し、剥離点が接続部を通過する時のノズル流れ過渡変化の詳細、及び、過渡流れ特性と横力発生との関連について検討した結果を報告する。

2. 計算法

ノズル過渡流れの基本特性を効率的に得るため、軸対称 Navier-Stokes 解析を適用した。さらに、燃焼ガスは完全気体とし、酸素/水素の質量混合比が6の燃焼ガス・ノズル流れを模擬するため比熱比 1.2、分子量 14.01 とした。ノズル周辺の気体にも燃焼ガスと同じ気体モデルを適用している。なお、フィルム冷却は行っていない。流れ場は全域乱流であると仮定し、乱流モデルとして Menter の $k-\omega$ SST モデル[7]を用いた。対流項及び粘性項の空間差分には MUSCL 法により高精度化した AUSMD/V スキーム[8]及び2次精度中心差分を適用した。また、時間積分には LU-SGS 法[9]を用いた。

3. 計算条件

3.1 ノズル形状

ここでは、LE-7A サブスケール燃焼試験用モデル[2]のノズル形状を基本形状とし、上部ノズルーノズル延長部間接続部の形状として図1に示したスプライン曲線、バックステップ、

1) 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所

2) 宇宙開発事業団角田ロケット開発センター

3) 宇宙開発事業団

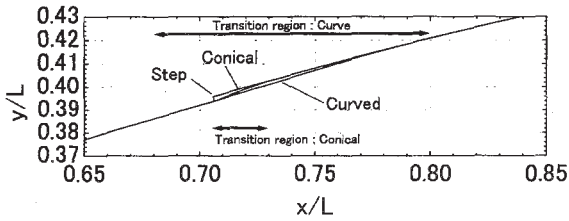
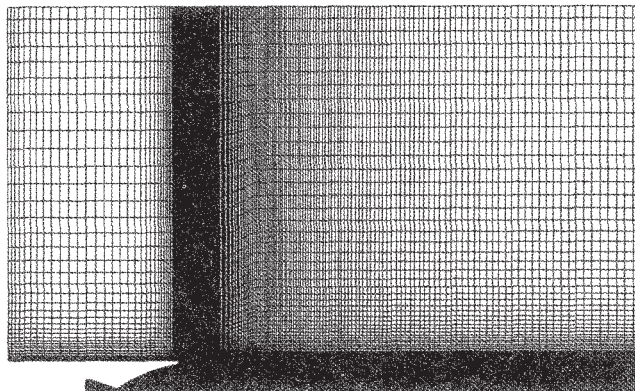


図1 上部ノズル—ノズル延長部間接続部の形状

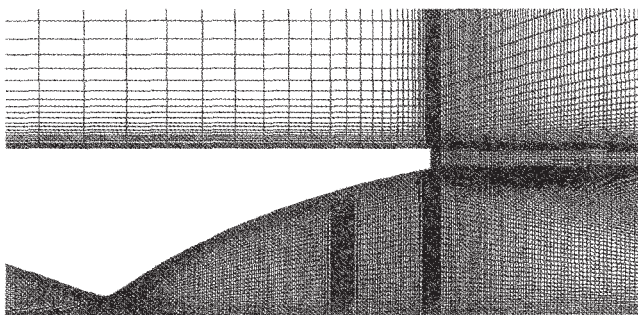
及び、開き半頂角 20 度の円錐形の 3 形状を比較した。バックステップの高さは、その位置における境界層厚さの 1/10 程度である。

3.2 計算格子

図2に計算格子の全体図とノズル付近の拡大図を示す。解析対象は燃焼室及びノズルである。ノズルのスロートから出口までの長さは 155mm である。また、燃焼室入口境界はスロート上流 80mm に位置する。計算領域の下流境界をノズル出口から 1200mm に、半径方向外側境界をノズル中心軸から



(a) 全体図



(b) ノズル付近の拡大図

図2 計算格子

1000mm の位置に設けた。格子点数は約 60,000 万点で、そのうち 332×71 点を燃焼室及びノズル内に配置した。また、物体壁近傍の他、接続部付近に格子を密に配置した。

3.3 過渡流れの計算方法及び境界条件

初期条件としてノズル周辺の環境圧力 0.1MPa 及び温度 280K の静止条件を与えた。そして、ロケットエンジンの始動・停止過程を模擬するため、燃焼室圧力を 0.1MPa から 9MPa まで 0.445 秒間で連続的に上昇させた後、9MPa から 3MPa まで 0.3 秒で連続的に低下させた。このとき、燃焼室圧力の上昇・下降速度は一定とした。また、総温は 3500K に固定した。上記の燃焼室圧力範囲は、燃焼室圧力と環境圧の比で定義されるノズル圧力比 (以下、NPR) にすると、始動時が 1~90、停止時が 90~30 に相当する。燃焼室とノズルの内面及び外面には non-slip 条件を適用するとともに、温度境界条件として壁温 700K の等温壁を仮定した。ただし、壁面近傍の気体温度が設定した壁温より低い場合には断熱壁条件を適用した。

4. 結果及び考察

4.1 CFD と実験結果との比較

バックステップ形状の場合の NPR=90 における流れ場を図3に示す。図の上段は CFD の等温線図、下段はサブスケール燃焼試験[2]で撮影された発光写真である。また、等温線図には流跡線を黒線で重ねて表示した。ノズル中心軸付近には、通常よく観察されるマッハディスクではなく、湾曲した強い衝撃波とその背後に大きい循環領域が形成される Cap Shock 構造が見られる。CFD における Cap Shock 背後の高温領域と、実験における強い発光領域の分布は良く一致している。

図4は、NPR と剥離点位置の関係について CFD と実験を比較した結果である。剥離点位置はノズル長さで無次元化した値を示している。また、実験データに見られる NPR の幅は、主に壁圧計測の時間応答遅れに起因した、壁圧履歴から剥離点通過を検出する時の不確かさによる。CFD と実験結果

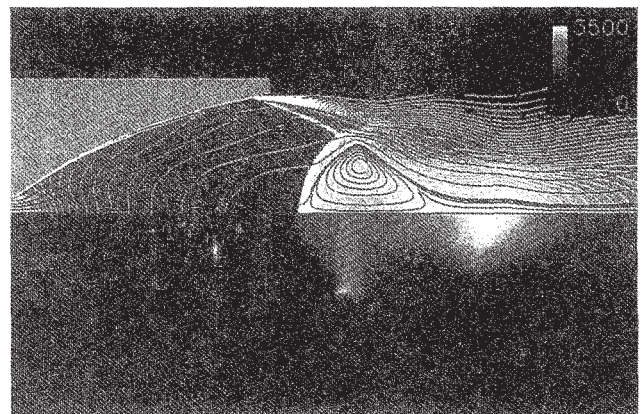
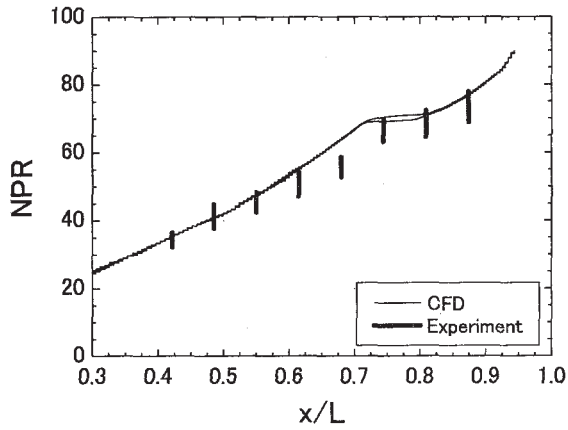
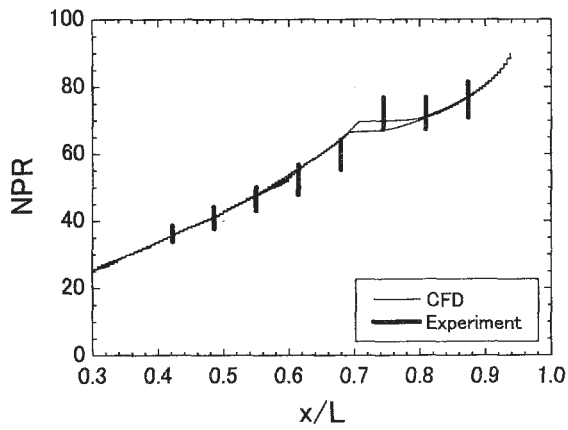


図3 CFD と実験の比較 (バックステップ、NPR=90) 上段: CFD (温度分布、流跡線)、下段: 実験 (発光写真)



(a) スプライン曲線



(b) バックステップ

図4 CFDと実験の比較 (NPRと剥離点位置の関係)

を比較すると、接続部付近において両者の差が若干大きくなるものの概ね良い一致が得られている。

4.2 ノズル流れの変化

バックステップ形状の場合の始動時におけるノズル流れの変化を図5に等マッハ数線図で示す。NPRが30以上の条件においてCap shock構造が見られた。このノズル基本形状及び燃焼室条件ではCFDと実験の両方においてRSSへの遷移は起きていない。また、コンター接続部形状が原因で生じる流れの擾乱の影響は接続部付近の限られた領域でのみ顕著であるため、流れ場の全体的な構造は3形状ともほぼ同じであった。

4.3 コンター接続部付近の流れ場の詳細 (付着流条件)

図6に各形状の接続部付近の等圧線図を示す。圧力は燃焼

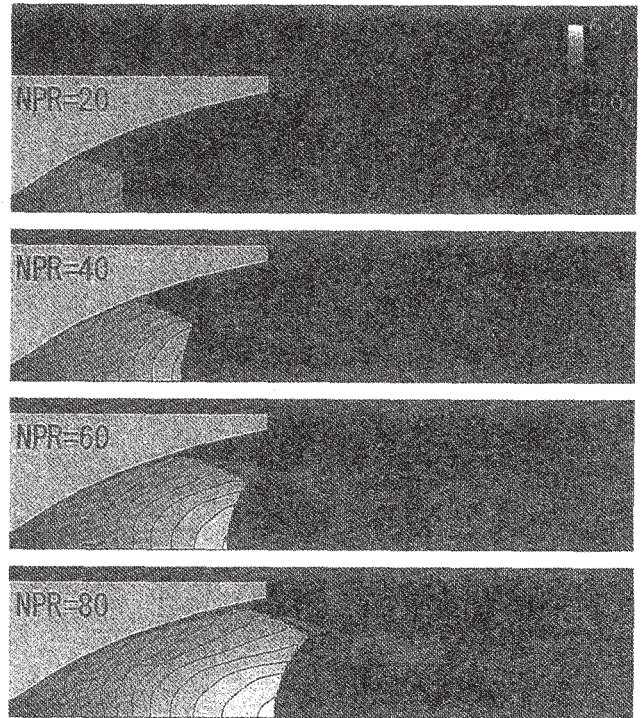
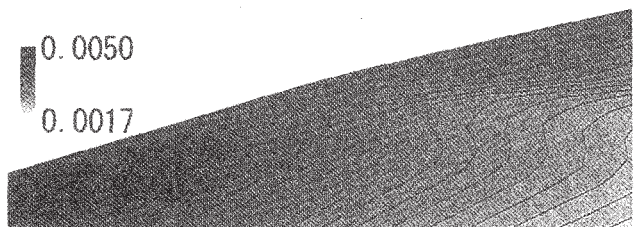
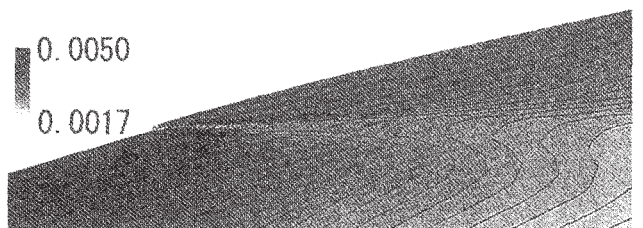


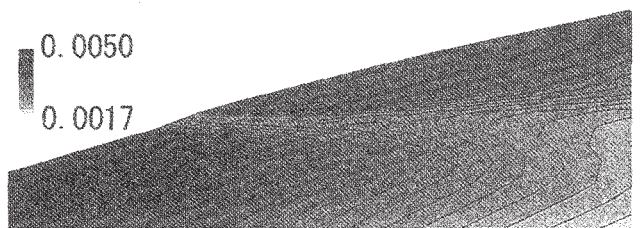
図5 ノズル流れの変化 (マッハ数分布: バックステップ)



(a) スプライン曲線



(b) バックステップ



(c) 円錐形 (開き半頂角 20 度)

図6 接続部付近の静圧分布 (燃焼室圧力で無次元化)

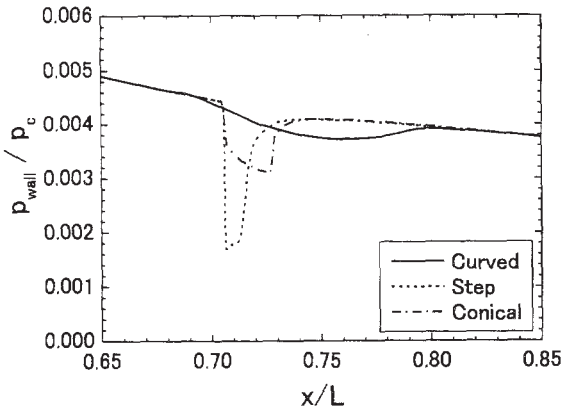


図7 接続部付近の壁圧分布 (燃焼室圧力で無次元化)

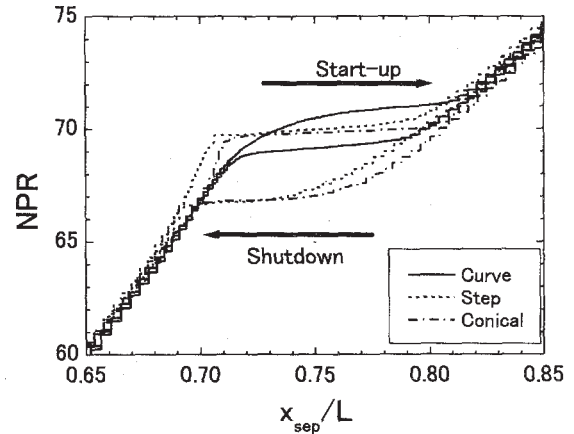


図9 接続部付近における NPR と剥離点位置の関係

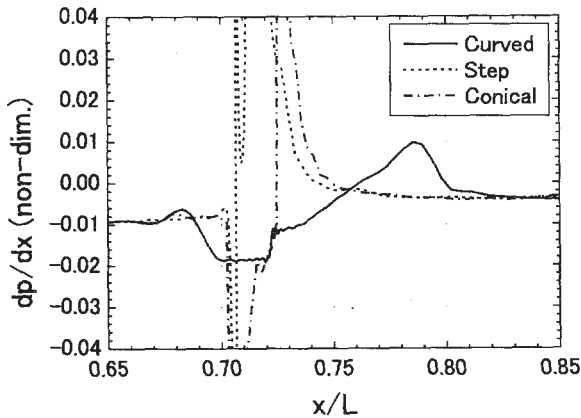


図8 接続部付近の壁圧勾配

室圧力で無次元化した値である。図の左側が上流側、右側が下流側であり、剥離点は図の右端より下流に位置している。また、壁付近の流れの変化を詳しく見るため、接続部付近の壁圧及びその勾配の分布をそれぞれ図7及び図8に示す。両図の横軸は、ノズル長さで無次元化したスロートからの距離 (以下、 x/L) である。

スプライン曲線形状の場合、ノズル壁面勾配の変化が連続かつ緩やかであるため弱い膨張波と弱い圧縮波が形成される。 $x/L=0.72$ より下流では壁圧勾配が増加傾向となり、接続部入口で局所的に膨張した流れが再圧縮される。特に、 $x/L=0.76\sim 0.80$ の領域では壁圧勾配が正となり壁圧が下流方向に上昇している。

円錐形状の場合、接続部の膨張コーナーから強い膨張波が、また、その下流の圧縮コーナー付近から再圧縮衝撃波が形成される。壁圧の変化はスプライン曲線形状の場合より大きい。また、スプライン曲線形状の場合、接続部の形状変化区間が長い場合気流擾乱の影響域が $x/L=0.8$ まで広く分布するのに

対し、円錐形状では擾乱影響域が $x/L=0.75$ までの狭い範囲に限られる。

バックステップ形状の場合、境界層がステップ位置で剥離し $x/L=0.712$ でノズル壁に再附着している。接続部での局所的膨張による壁圧低下は3形状の中で最も大きい。

4.4 コンター接続部付近における剥離点位置の変化

図9に、接続部付近における剥離点位置の変化を NPR に対してプロットした。横軸の剥離点位置はノズル長さで無次元化した値である。

始動時：

剥離点は、NPR の上昇に伴い上部ノズル上を徐々に下流方向へ移動する。スプライン曲線形状の場合、剥離点が $x/L=0.72$ を越える辺りから NPR の上昇に対する剥離点の移動量が急速に増加し、剥離点が下流へ行くほどその下流移動はさらに加速される。図8の壁圧勾配分布と比較すると、剥離点が再圧縮領域に入るあたりからその下流移動が加速され始め、 $x/L=0.76$ より下流の壁圧勾配が正の領域に入ると剥離点は急激に下流へ移動することがわかる。この剥離点の急激な下流移動は、剥離点位置と NPR の関係がノズル延長部上における両者の関係に一致する位置で終了し、その後、剥離点は再び NPR の上昇に伴い徐々に下流方向へ移動するようになる。こうした剥離点の挙動は、円錐形状やバックステップ形状の場合でも同様であるが、スプライン曲線形状の場合に比べ、再圧縮による壁圧の回復がより上流位置で起こるため、剥離点の急激な下流移動がより上流位置から起こっている。

バックステップ形状の場合、剥離点がステップに近づくと NPR の上昇に対する剥離点の下流移動量が減少し、剥離点がステップ上流に滞留する現象が顕著に見られる。その後、剥離点はステップ位置を越えると急速に下流へ移動する。同様の現象は円錐形状の場合にも僅かに見られる。この現象については後述する。

停止時：

剥離点は、NPR の低下に伴いノズル延長部上を徐々に上流方向へ移動する。剥離点が、壁圧勾配が正となり壁圧が上流方向に低下する領域に入ると、NPR の低下に対する剥離点位置の移動量が急速に増大し、やがて、剥離点の急激な上流移動が起こる。この剥離点の急激な上流移動は、剥離点位置と NPR の関係が始動時における両者の関係と一致する位置で終了し、その後、剥離点は再び NPR の低下に伴い徐々に上流方向へ移動する。

考察：

剥離点が接続部を通過する時、剥離点と NPR の関係は始動時と停止時で異なりヒステリシスが見られる。これは、停止時に剥離点の急激な上流移動が始まる位置が再圧縮領域の下流端であり、始動時に剥離点の急激な下流移動が終了する位置より上流であること、また、始動時に剥離点の急激な下流移動が起こる位置が再圧縮領域の上流端付近であり、停止時における剥離点の急激な上流移動の終了位置より下流であることによる。特に、バックステップや円錐形状の場合、停止時における剥離点の急激な上流移動による移動距離は始動時の移動距離の半分程度であり、また、始動時及び停止時に剥離点の急激な移動が起こる NPR 値の差が大きい。

バックステップ形状の始動時には、剥離点がステップに近づくにつれ、NPR の上昇に対する剥離点の下流移動量が小さくなり剥離点がステップ上流に滞留する現象が見られた。この剥離点の挙動は次のように考えられる。図 10 に、剥離した境界層と剥離領域の境界である分岐流線の形状を NPR=60~80 の範囲について 1 刻み毎に示す。また、図 11 に、NPR=61~74 における剥離領域の壁圧分布の変化を示す。剥離点の急激な下流移動は NPR=69~71 で起きている。まず、剥離点がステップに近づくにつれ、剥離点付近の壁圧が低下している。それに伴い、剥離領域内の圧力と主流圧力との釣り合いを維持するため、ノズル壁面に対する分岐流線及び剥離衝撃波の角度は小さくなり、分離流線はノズル壁面に近づいた形状となる。その結果、分岐流線とノズル壁面との交点である剥離点は相対的に上流寄りに位置するようになり、NPR の上昇に対する剥離点の下流移動量が小さくなると考えられる。剥離点がステップに接近する時に剥離点付近の壁圧が低下するのは、剥離領域内の上流に向かう壁付近の流れがステップを越える時に縮流効果により加速膨張されることの影響が強まること、及び、分岐流線がノズル壁に接近することで剥離領域内から剥離境界層への質量流入の割合が増加することが原因と考えられる。一方、剥離点がステップを越え急激に下流へ移動すると、剥離領域内の流れに対するステップの直接的な影響が無くなるため、剥離点背後の圧力及び分岐流線の角度が回復し、NPR の上昇に対する剥離点位置の変化も擾乱の影響の無い場合のレベルに戻ると考えられる。

4.5 ノズル流れ過渡特性と横力発生との関連について

LE-7A 実機燃焼試験では、剥離点がフィルム冷却噴射部を通過する条件付近で大きな横力の発生、及び、マッハディスク

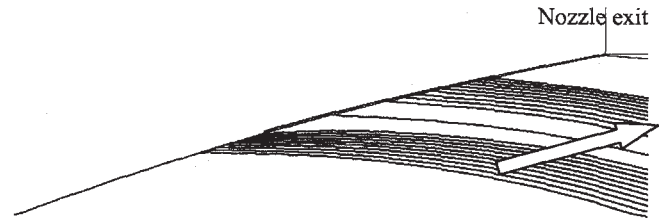


図 10 剥離点通過時の分岐流線形状の変化
(バックステップ、始動時、NPR = 60~80、1 刻み毎)

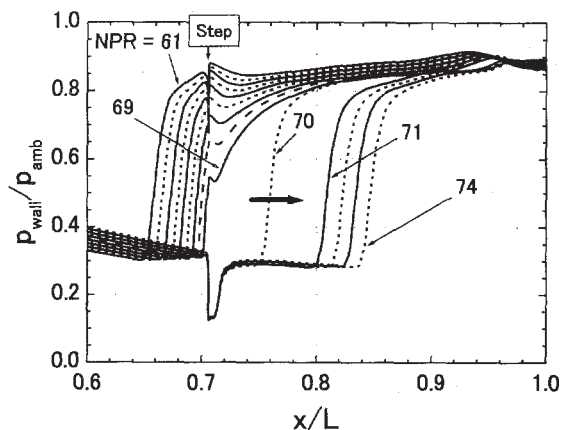


図 11 剥離点通過時の壁圧分布の変化
(バックステップ、始動時、NPR = 61~74、1 刻み毎)

クが大きく傾く等の非対称性を伴った流れの変化が観察されている[1]。一方、フィルム冷却を行っていない LE-7A サブスケール燃焼試験でも実機燃焼試験と同様に剥離点が接続部を通過する条件付近で大きな横力が発生した他、急激な剥離線の移動がビデオ観察や壁圧計測で確認されている[2]。

横力は、ノズル壁面に作用する荷重が円周方向に不均一となり、ノズル軸に直交する方向の力の均衡が崩れることで発生する。荷重の不均一を引き起こす原因の一つとして、剥離領域の非対称な分布が考えられる。軸対称 CFD により、剥離点が接続部を通過するとき、NPR のわずかな変化により剥離点位置が大きく変化することが示された。このことは、剥離点位置が気流条件の変化に高い感度を持つことを示唆している。したがって、剥離点が接続部を通過する過程は、気流条件の非一様性が元で剥離領域の非対称な分布を生じやすく、そのため、横力が発生しやすい状態であると考えられる。一方、剥離点が単調に膨張する領域を移動する時は、気流条件の変化に対して剥離点位置の変化が小さいため、大きく非対称な剥離領域の分布が発生しにくいと考えられる。

5. まとめ

軸対称 Navier-Stokes 解析により、内面に段差等を持つロケットエンジンノズルの始動・停止過程におけるノズル流れの過渡変化を詳細に解明し、LE-7A エンジンの開発で問題となった横力の発生との関連を検討した。LE-7A 実機の約 1/10 スケール燃焼試験用モデルのノズル形状を基本形状とし、上部ノズル-ノズル延長部間接続部形状としてスプライン曲線、バックステップ及び円錐形の 3 形状を比較検討した。

1. 始動時における剥離点の挙動：

- (1) 剥離点が接続部の再圧縮領域に入ると、NPR の上昇に対する剥離点の下流移動量が急速に増大する。さらに、剥離点が、壁圧勾配が正の領域に入ると剥離点は急激に下流へ移動する。
- (2) バックステップ形状では剥離点がステップに近づくにつれ NPR の上昇に対する剥離点の移動量が減少し、剥離点がステップ上流に滞留する現象が顕著に見られた。

2. 停止時における剥離点の挙動：

剥離点が、壁圧勾配が正となり壁圧が上流方向に向かって低下し始める再圧縮領域の下流端位置を越える辺りから剥離点の上流移動が急速に加速され、やがて、急激な上流移動が起こる。

3. 剥離点が接続部を通過する時、剥離点位置と NPR の関係は始動時と停止時で異なりヒステリシスが見られる。

4. 剥離点が接続部を通過する過程は、剥離点位置が気流条件の変化に対して大きく変化することから、気流の非一様性が元で剥離領域の非対称な分布を生じやすく、そのため、横力が発生しやすい状態にあると考えられる。

参考文献

- [1] Watanabe, Y., et. al., "LE-7A Engine Nozzle Problems during the Transient Operation," AIAA-2002-3841, 2002.
- [2] Tomita, T., et.al., "Sub-scale Nozzle Combustion Tests of the LE-7A Engine for Clarification of Large Side-Load (II) Influence of a Step in Nozzle Contour on Side-load," AIAA-2002-4002, 2002.
- [3] Tomita, T. et.al, "Visualization of the Formation of Separation Bubbles on a Bell-shaped Nozzle Surface in Relation to Serious Side-load," AIAA-2001-3559, 2001.
- [4] 高橋ら、「ロケットエンジンノズル始動時の過渡的流れ特性について」, pp.239-244, NAL SP-53, 2002.
- [5] Tomita, T, el.al, ""Sub-scale Nozzle Combustion Tests of the LE-7A Engine for Clarification of Large Side-Load (I)Formation of RSS Structure Due to Combustion Condition," AIAA-2002- 3842, 2002.

[6] Frey, M. and Hagemann, G., "Flow Separation and Side-Loads in Rocket Nozzles," AIAA-99-2815, 1999.

[7] Menter, F.R., "Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 93-2906, 1993.

[8] Wada, Y., and Liou, M.-S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuity," AIAA-94-0083, 1994.

[9] Yoon, S. and Kwak, D., "Implicit Navier-Stokes Solver for Three-Dimensional Compressible Flows," AIAA Journal vol.30, No.11, pp.2653-2659, 1992.