

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

ノズル過大横推力の原因究明と対策

富田 健夫, 坂本 博, 高橋 政浩, 高橋 守
佐々木正樹, 植田 修一, 田村 洋, 渡邊 泰秀

2005年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

ノズル過大横推力の原因究明と対策

富田 健夫 坂本 博 高橋 政浩 高橋 守
佐々木正樹 植田 修一 田村 洋 渡邊 泰秀

Takeo TOMITA Hiroshi SAKAMOTO Masahiro TAKAHASHI Mamoru TAKAHASHI
Masaki SASAKI Shuichi UEDA Hiroshi TAMURA Yasuhide WATANABE

総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター
Rocket Engine Technology Center Institute of Aerospace Technology

総合技術研究本部 複合推進研究グループ
Combined Propulsion Research Group Institute of Aerospace Technology

宇宙基幹システム本部 鹿児島宇宙センター 発射管制課
Launch Operations Division Kagoshima Space Center Office of Space Flight and Operations

2005年3月

March 2005

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

ノズル過大横推力の原因究明と対策*

冨田 健夫*¹, 坂本 博*¹, 高橋 政浩*², 高橋 守*¹
佐々木正樹*¹, 植田 修一*², 田村 洋*¹, 渡邊 泰秀*³

Takeo TOMITA *¹, Hiroshi SAKAMOTO *¹, Masahiro TAKAHASHI *², Mamoru TAKAHASHI *¹
Masaki SASAKI *¹, Shuichi UEDA *², Hiroshi TAMURA *¹, Yasuhide WATANABE *³

Abstract

Strong side-loads were observed for LE-7A engine during start-up and shut-down transient in the early development phase. To investigate causes of the side-load and to resolve the problem, co-laborative research work between NAL and NASDA has been conducted. As a result, the causes were revealed to be a separation jump and a restricted shock separation. Based on the results, the nozzle design of the LE-7A was renewed. No strong side-load as original nozzle design was observed for renewed nozzle design.

Keywords: LE-7A engine, Nozzle, Side-load, Combustion tests, CFD, Cold-flow tests

概 要

LE-7Aの開発中に発生したパルスの強い横推力の原因究明と対処のため、旧NAL角田ではコールドフロー可視化試験、CFD及びサブスケール燃焼試験を実施してきた。その結果、LE-7Aエンジンで発生した横推力が、LE-7Aで新しく採用したノズル形状設計によって発生したRSS、およびフィルム冷却構造部分で発生した剥離の急速な移動という2つの現象により引き起こされたことを明らかにした。さらに、各現象と横推力に影響を与えるパラメータを洗い出した。この成果は改良型のエンジン設計に反映され、パルスの強い横推力を発生しないノズル設計に役立った。

1. 序

一般的に、ロケットエンジンのノズル内の流れがある限度を超えて過膨張の条件にある場合、ノズル内の流れは剥離し、剥離衝撃波を形成する。同時に、ノズル出口から剥離点に向かう逆流が発生する。このような剥離(FSS: Free shock separation)流れにともなってランダムな横推力が発生することは以前よりよく知られている。このような剥離現象を避けるために、ロケット1段目のメイン/ブースターエンジンのノズルの膨張比は地上作動時に剥離を発生しない様に設計される。しかし、エン

ジンの起動/停止過渡時には燃焼圧力は定常作動条件より低いため、必然的にノズル内で剥離を発生する過膨張条件を通過する。また、その際にランダムな横推力(ノズル推力軸方向に垂直な力成分)を発生する。

近年、ノズル過膨張条件において、このよく知られた横推力とは全く異なる特性を持つ、パルスの強い横推力が発生することが明らかになってきた。わが国ではLE-7Aエンジンの開発(図1)において、エンジン起動/停止中の過膨張条件で、LE-7エンジンの経験から設定した規定値を超える大きなパルスの強い横推力が発生し、エンジンを支える治具が破損する不具合が発生した。観察された

* 平成17年1月21日受付 (received 21 January, 2005)

* 1 総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター
(Rocket Engine Technology Center Institute of Aerospace Technology)

* 2 総合技術研究本部 複合推進研究グループ
(Combined Propulsion Research Group Institute of Aerospace Technology)

* 3 宇宙基幹システム本部 鹿児島宇宙センター 発射管制課
(Launch Operations Division Kagoshima Space Center Office of Space Flight and Operations)

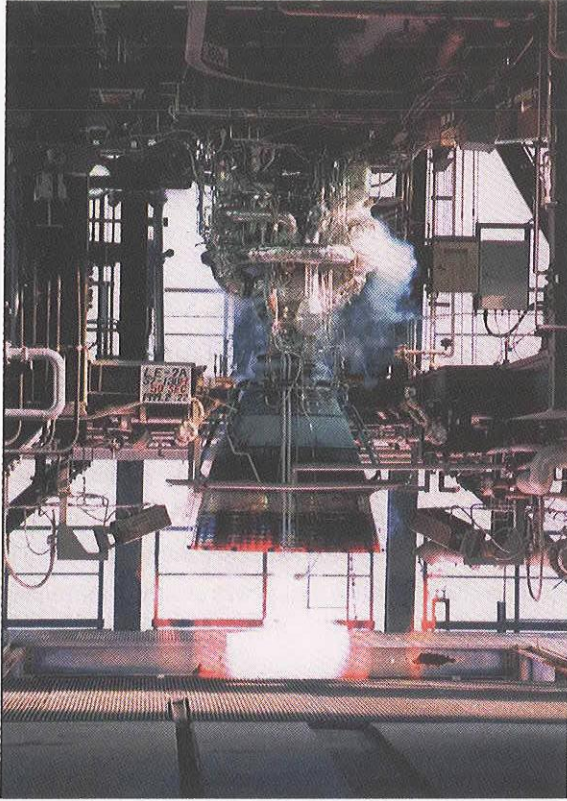


図1 種子島で燃焼試験中のLE-7Aエンジン

横推力の大きさは最大で規定値の2.5倍に達した(図2)。

また、欧州ではVulcainエンジンの開発中に、起動/停止過渡において、過大な横推力が発生したことが報告されている。研究の結果、Vulcainエンジンで観察された横推力は、一旦剥離した流れがノズル内で再付着するRSS (Restricted shock separation)と呼ばれる流れが形成されることが原因であると報告された^{1,2)}。

LE-7Aノズルの開発で直面した過大な横推力の原因究明を目的として、旧NALと旧NASDAでは共同研究を実施してきた。本報では、共同研究のうち、旧NALで実施した研究のこれまでの成果⁵⁻¹³⁾についてまとめて報告する。

2. LE-7AノズルとLE-7ノズルの設計の相違点

LE-7エンジン(図3)では、LE-7Aエンジンで観察された図2のようなパルス的な横推力は観察されなかった。従ってLE-7からLE-7Aへの変更点(図4)が過大横推力発生原因に密接に関わっていると考えられる。

LE-7Aエンジンでは、LE-7エンジンの経験から、ポンプの艤装を変更し、推進剤インターフェイスが燃焼室よりかなり上部に変更された。一方で、SRB-Aの艤装の関係上、排気干渉を避けるためにエンジン全長が限られた。従って、全長が短く高性能なノズルを実現する必要があった。そのため、LE-7エンジンで採用していた特性曲

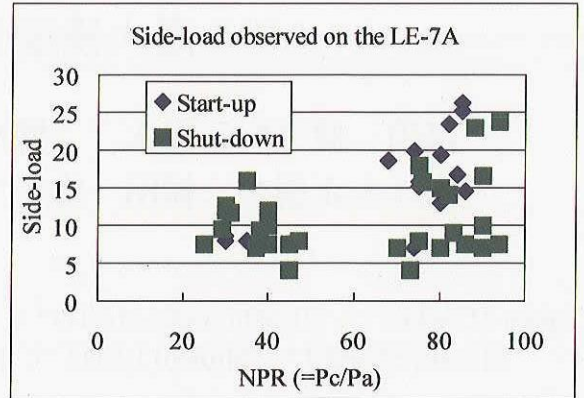


図2 開発試験で観察された最大横推力と発生ノズル圧力比

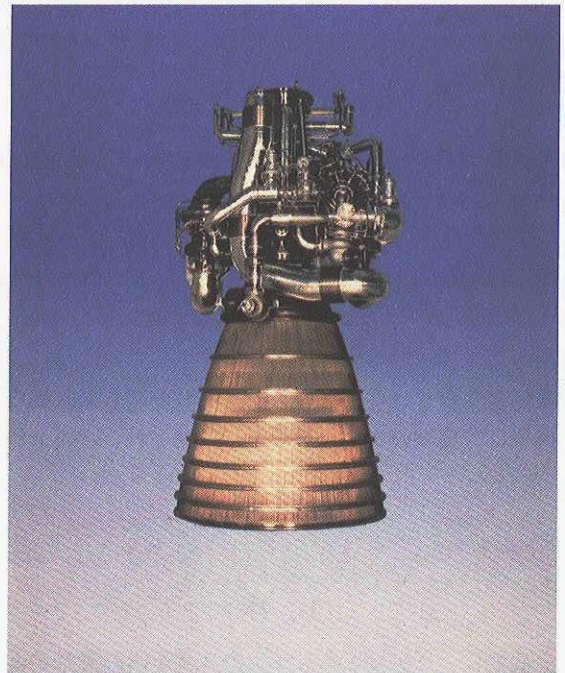


図3 LE-7エンジン

線法を基礎としたTP (Truncated perfect) ノズルとは異なり、後述するCTP (Compressed truncated perfect) ノズル³⁾と呼ばれるノズルコンター設計法を採用した。

また、LE-7Aエンジンでは推力調整機能を採用したため、通常推力条件の他に、低推力条件として、低い燃焼圧力で大気圧試験を実施する必要があった。そのため、ノズルは、低推力の地上試験で剥離が生じないノズル膨張比の上部ノズルスカート (Upper Nozzle Skirt Assy; UNSA) と、通常推力条件の膨張比を達成するために装着する下部ノズルスカート (Lower Nozzle Skirt Assy; LNSA) に分割されており、LNSAはエンジンシステムの制約上、板金製でフィルム冷却を行う設計であった。従ってUNSAの、LNSAとの結合部には、フィルム冷却

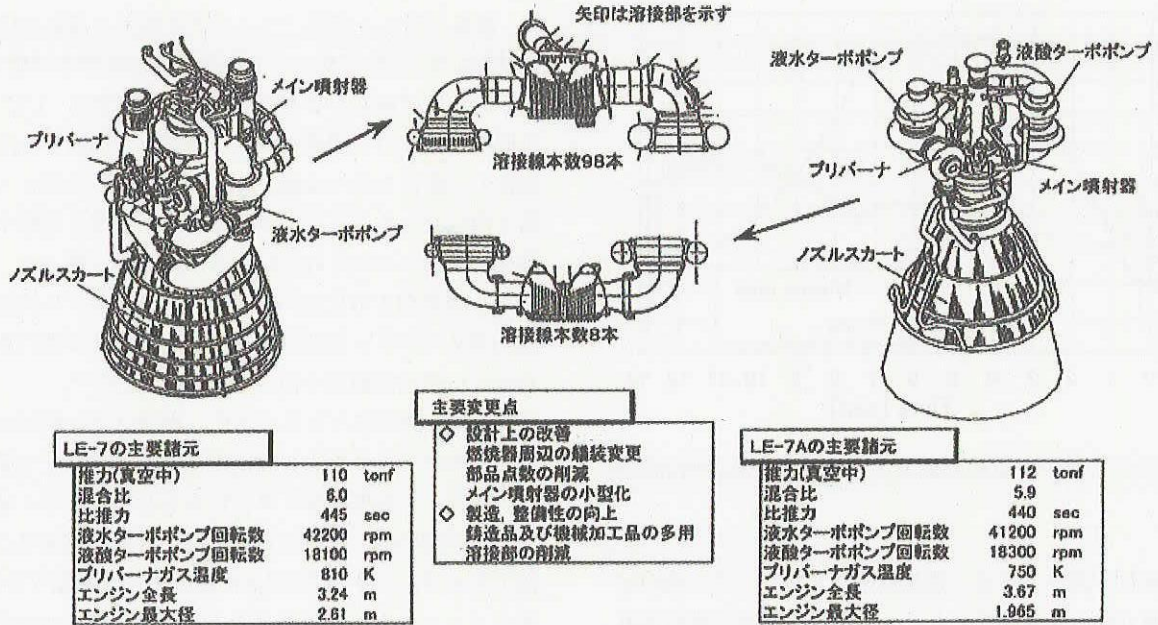


図4 LE-7エンジンからLE-7Aエンジンへの変更点

ガスを供給するための極めて狭いスリットが設けられていた。

2.1 CTPノズル設計

CTPノズルはHoffmanによって提唱された、任意の膨張比・長さのノズルを設計するノズル設計法である³⁾。まず、膨張比に応じた基準となるTP (Truncated perfect) ノズルコンターを特性曲線法によって設計する。次に、初期膨張部以外のコンターを軸方向に圧縮し、任意のノズル長さにする(図5)。初期膨張部はスロートと圧縮後のCTPのコンター間を、一次微分まで滑らかにつなぐ。圧縮率は初期膨張部を除いた原型TPと圧縮後CTPの長さの比である。

3. 研究アプローチ

本研究では、実機で観察された横推力を発生させた現象の特定と、発生現象への燃焼条件の影響を明らかにす

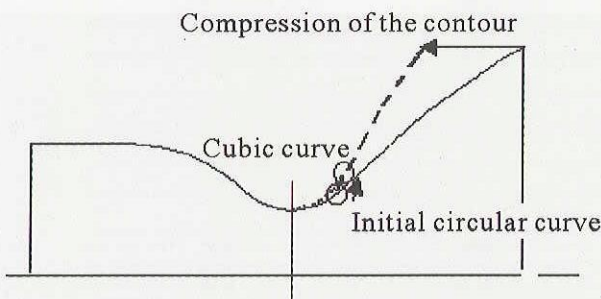


図5 CTPノズル設計法

ることを目的として大気圧条件でのサブスケール燃焼試験を実施した。また、発生現象の詳細の解明と、現象に関わる設計パラメータの影響評価を目的として、CFD解析及びコールドフロー試験を実施した。

3.1 サブスケール燃焼試験

図6に燃焼試験スタンドとサブスケール燃焼器の写真を示す。大気圧条件でのサブスケール燃焼試験は、旧NAL角田の液体水素ロケットエンジン要素試験設備を用いて実施した。供試燃焼器は実機の約1/10サブスケールである。推進剤は液体酸素とガス水素を使用した。横推力を計測するために、ノズル出口を囲むゲートを設け、上下左右にロードセルを設けて計測を行った。また、ノ

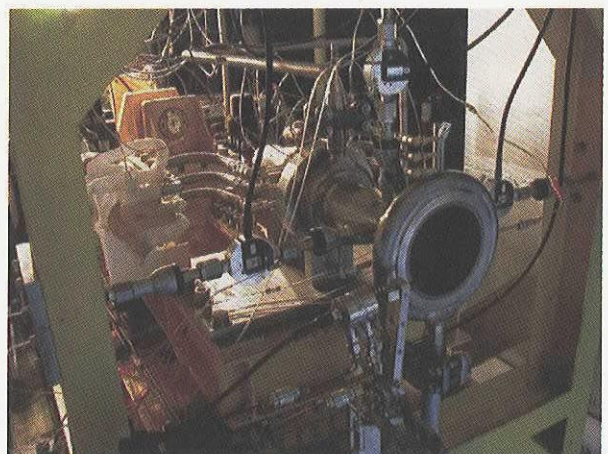


図6 燃焼試験スタンド及びサブスケール燃焼器

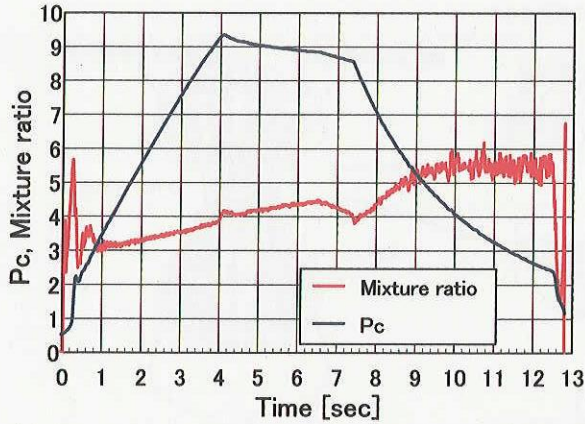


図7 サブスケール試験の燃焼圧力及び混合比の時間履歴

ノズル流れを調べるために燃焼室圧力及び、ノズル内の圧力を軸方向に8点計測した。ノズル出口下流の排気流れはシュリーレン法と自発光で観察した。

起動/停止過渡状態を模擬するため、推進剤供給圧力を連続的に変化させ、燃焼圧力の連続的な変化を達成した。液体酸素はタンク圧加圧ラインの調圧器ドーム圧、ガス水素は供給ラインの調圧器ドーム圧力にコンパレータを設けて最大圧力を調整し、それぞれドーム圧供給ラインの調量弁の絞りで変化速度を制御して、燃焼圧力の立ち上がり速度と混合比を制御した⁴⁾。図7に、サブスケール試験の燃焼圧力及び混合比の時間履歴の一例を示す。燃焼圧力は2 MPa～9 MPaまで、4秒間程度で連続的に変化させた。比熱比を支配する混合比は概ね一定であった^{4,8)}。

3.2 コールドフロー試験

コールドフロー試験は、表面流れ及び空間流れの可視化・壁圧分布計測・横推力により生じるモーメントの計測によって、現象をより詳細に調べるために実施した。試験・供試模型共に、燃焼試験と比較して安価であるの

で、現象に関わる設計パラメータを変えた複数の供試体を試験して、設計パラメータの現象への影響を評価した。代表的な供試模型を表1に示す。供試模型は、CTPノズル形状と横推力の関係を調べる模型と、後述する段差と横推力の関係を調べる模型に大別される。供試ガスは窒素を用いたため、ノズルの超音速流れ構造を支配する比熱比は燃焼ガスのそれとは大きく異なる。従って、供試ノズル模型同士の比較の基準とするTPノズル供試模型は、LE-7エンジンと出口マッハ数及びノズル出口角を合わせて、特性曲線法を用いて再設計した^{5,13)}。

図8に試験装置の写真を示す。供試ノズル模型は可視化のためにアクリルもしくはポリカーボネイトで制作した。供試ノズル模型はステンレスもしくはアルミ製の薄肉の平行部に取り付けられ、平行部には上流側及び下流側でそれぞれ上下左右の4点に歪みゲージを貼り付けて、モーメントによって生じる歪みにより、横推力を評価した。上下及び左右は一对として、ブリッジを組んで、圧力及び温度によって生じる歪みをキャンセルした。燃焼室、スロート及び、ノズル内で13～14点の壁圧を計測

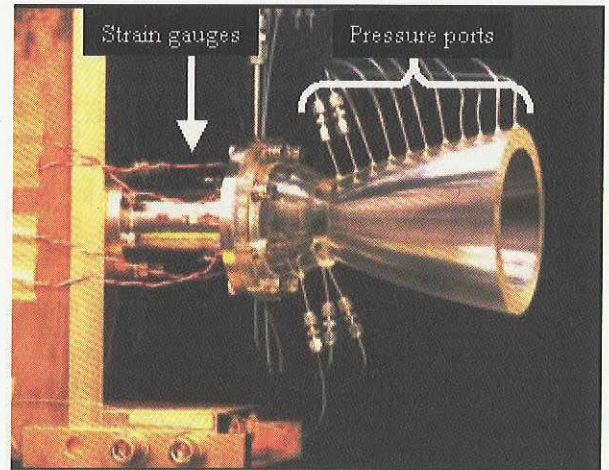


図8 コールドフロー試験装置

表1 代表的なコールドフロー供試模型

| ノズル呼称 | 圧縮率 | TPノズルに対するノズル長比 | スロート基準段差位置 | 境界層暑さで無次元化した段差高さ |
|-----------|------|----------------|------------|------------------|
| TP | 100% | 1.0 | — | — |
| CTP90 | 90% | 0.9 | — | — |
| CTP80 | 80% | 0.8 | — | — |
| CTP70 | 70% | 0.7 | — | — |
| CTP86L | 86% | 1.0 | — | — |
| CTP50R5L | 50% | 1.0 | — | — |
| TP/30/0.2 | 100% | 1.0 | 30% | 0.2 |
| TP/30/0.6 | 100% | 1.0 | 30% | 0.6 |
| TP/30/1.0 | 100% | 1.0 | 30% | 1.0 |
| TP/60/0.2 | 100% | 1.0 | 60% | 0.2 |

し、流れを評価した。空間的な流れはシャドウグラフもしくはシュリーレン法を用いて可視化した。表面流れは剪断応力感応液晶 (Shear sensitive liquid crystal; SSLC) により可視化した。SSLCは、剪断応力の変化に応じて液晶の並びが変化し、照射光に対する反射光の色が変化する。剪断力の弱い剥離領域は赤色もしくは褐色として観察され、剪断力の強い付着領域は白色または青色として観察される。

試験は、供給ラインの調圧器ドーム圧を連続的に変化させることで、燃焼室圧力を連続的に変化させて、起動/停止過渡を模擬しながら実施した。

3.3 CFD 解析

詳細なノズル流れの解明を目的としてCFD解析を実施した。2次元軸対称ナビエ・ストークス解析であり、乱流モデルは条件に応じて数種類変更し、検証データと比較している。コールドフロー試験結果及び燃焼試験結果を検証データとして、設計パラメータの流れへの影響を調査した^{6,7,9,12)}。また、コールドフロー試験用供試ノズル模型の設計ツールとしても使用した。

4. 再付着を伴う流れ (RSS)

Vulcainエンジンで観察された横推力の原因は、ノズル流れの再付着を伴う、Restricted shock separation (RSS) と呼ばれる流れであった。RSSは、SSMEでも観察されており、開発中にノズルに装着された配管を破損させる不具合をおこした^{1,2)}。RSSの模式図を図9に示す。RSS流れは定性的には以下の様に説明される。すなわちノズルの初期膨張部下流から内部衝撃波が発生し、垂直衝撃波との逆マッハ反射で斜め衝撃波を形成する。斜め衝撃波を通過した流れはノズル壁方向へ向かい、剥離衝撃波を通過した流れを壁に押しつけて再付着させる^{1,2)}。入射斜め衝撃波と剥離衝撃波の干渉・剥離泡での波の反射・再付着衝撃波の発生等、下流壁面近傍では非常に複雑な波の干渉が生じ、壁圧分布は下流に向かって増加・減少を繰り返す。大きな特徴として、剥離位置の前進と、環境圧力を上回るノズル壁圧の発生があげられる。

4.1 コールドフロー試験

これまでの研究では、RSSの発生には強い内部衝撃波が重要であり、スロート近傍ノズル初期膨張部～放物線コンター間に1階微分の不連続を持つ放物型ノズルで発生すると考えられてきた^{1,2)}。LE-7Aエンジンで観察されたパルス的な過大横推力の原因として、RSSの発生が疑われたが、スロート近傍ノズル初期膨張部～コンター間の1階微分まで連続であるCTPノズルでのRSS発生の報告は無く、発生の可能性を探るため、5個のCTPノズル

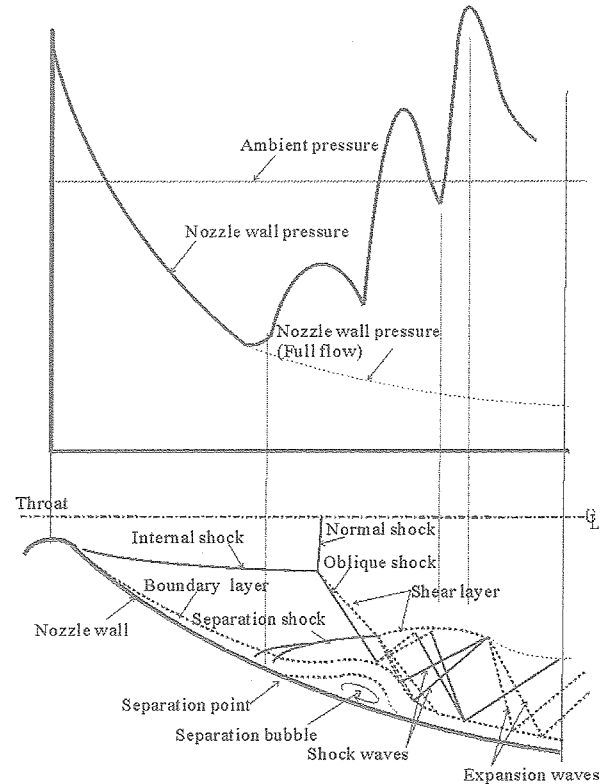


図9 RSSの模式図

を設計・製作し、コールドフロー試験及びCFD解析を実施した。

当初設計したCTP90, CTP80, CTP70及びCTP86Lでは、コールドフロー試験・CFD解析ともにRSSの発生は確認されなかった。しかし、圧縮率の大きいCTP70では、シャドウグラフで内部衝撃波が観察され、垂直衝撃波との逆マッハ反射も観察されたことから、圧縮率・ノズル長さをパラメトリックに変更してノズル設計を行い、CFD解析によりRSSの発生可能性を探った。ノズル長さが長く、圧縮率が高い、すなわち圧縮コンターの最上流側の角度が大きいノズルほどRSSに近い流れになっていることがわかった。CFD解析の結果、圧縮率を50%として、スロート曲率半径を5mmと小さくし、基準TPノズルと同じノズル長にしたCTP50R5LノズルでRSSの発生が予測された。このノズル模型を製作し、コールドフロー試験を実施したところ、試験においてもRSSの発生が確認された。CFD解析で得られたRSSの流れ構造を図10に示す。また、図11に、コールドフロー試験で可視化されたRSS流れの様子を示す。なお、RSS流れの形成による再付着の可視化による実証はこれまで他に例が無い。コールドフロー試験及びCFD解析から、CTPノズルでも設計によってはRSS流れが発生することを確認した。図12にコールドフロー試験で得られたRSSに伴う横推力とノズル圧力比 (NPR = 燃焼室圧 / 環境圧力) の履歴を示す。起動/停止を模擬したNPR増加時/減少時ともに同

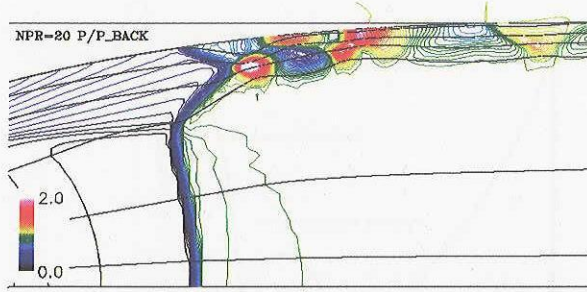


図10 CFD解析で得られたRSSの流れ構造（等圧線。ノズル背圧で無次元化）

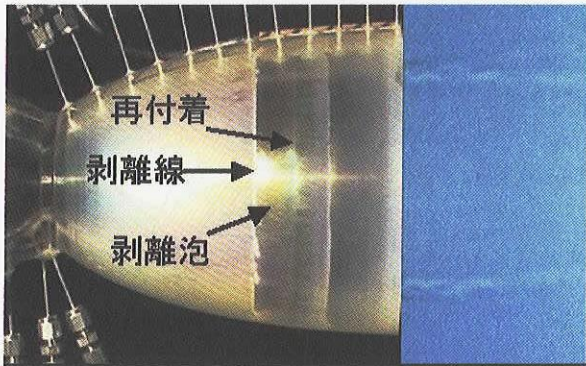


図11 コールドフロー試験によるRSS流れの可視化（ノズル内はSSLCによる表面流れの可視化，ノズル出口下流はシャドウグラフによる可視化）

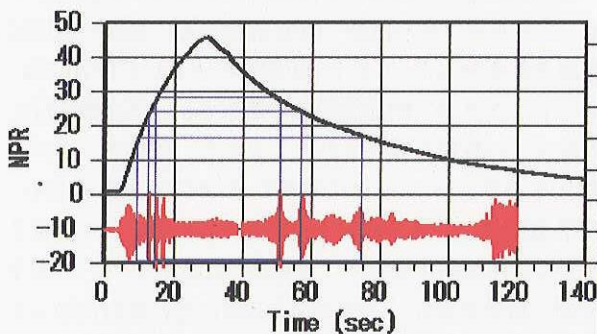


図12 コールドフロー試験時のRSSにより発生した横推力とノズル圧力比の時間履歴（黒実線がノズル圧力比，赤線が横推力）

じNPRでパルス的な横推力の発生が観察された。この横推力は、RSSの発生/消失時及び、付着流の高圧部がノズルから排出される際に発生することがわかった^{5,7)}。

4.2 サブスケール燃焼試験

実機のRSS発生の有無及びRSS発生に及ぼす燃焼の影響について調べる目的で、1/10サブスケール燃焼器の燃焼試験を実施した。その結果、燃焼条件によってRSSが発生することが確認された。図13に、RSSが発生したサ

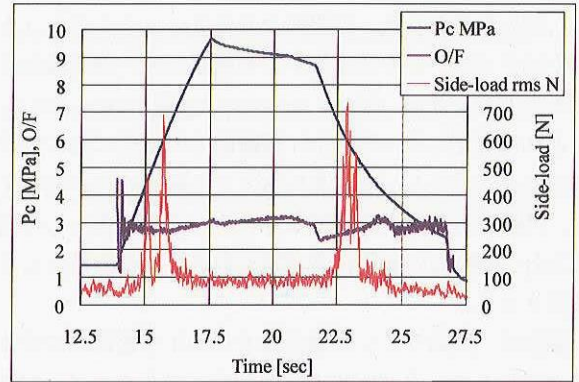


図13 RSS発生時の燃焼室圧力・混合比・横推力履歴

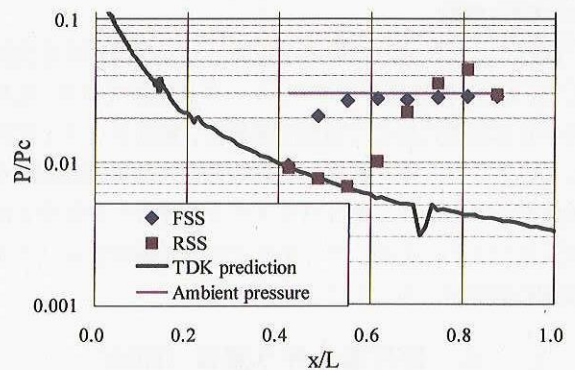


図14 サブスケール燃焼試験で観察されたFSSとRSSの壁圧分布比較

ブスケール燃焼試験時の混合比・燃焼圧力及び観察された横推力の時間履歴を示す。図14にRSS遷移直前の通常の剥離（Free shock separation; FSS）と遷移直後のRSSの壁圧分布との比較を示す。菱形がFSSの場合の、正方形がRSSの場合の壁圧を表している。壁圧は、燃焼室圧力で無次元化されている。比較のため、太い実線でTDK解析によって得られた予想壁圧分布を示した。また、環境圧力を細い実線で示した。図15には、FSS及びRSSの場合のシャドウグラフ及び自発光で観察したプルームの比較を示す。図13から、横推力が、パルス的で強いものであることが確認できる。図14の壁圧分布から、RSSの特徴である剥離位置の前進と、環境圧力を超える壁圧が確認された。プルーム観察から、RSS発生時に、ノズル排気がノズル出口から外に膨張する様子が観察された。

横推力は、RSSからFSSへの遷移及びRSSからFSSへの遷移に伴って観察され、安定したRSSを形成している条件では横推力は大きくなかった。

図16に、燃焼試験条件をパラメータとしたRSSが観察された燃焼条件範囲を示す。中抜きの菱形がFSSが観察された燃焼条件，中実の三角がRSSが観察された条件である。RSSは限られた範囲でのみ発生しており，再現性

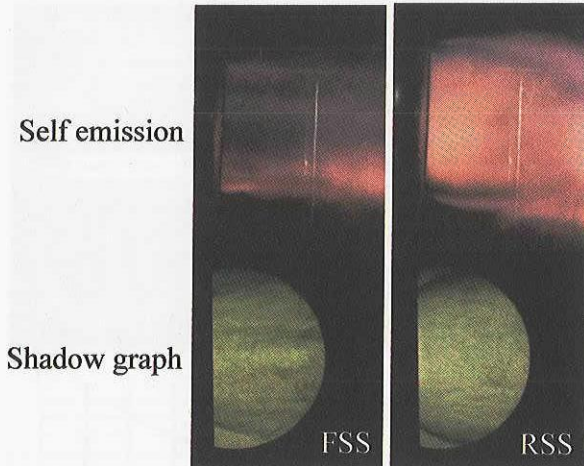


図15 サブスケール燃焼試験で観察されたFSSとRSSの
 プルーム比較

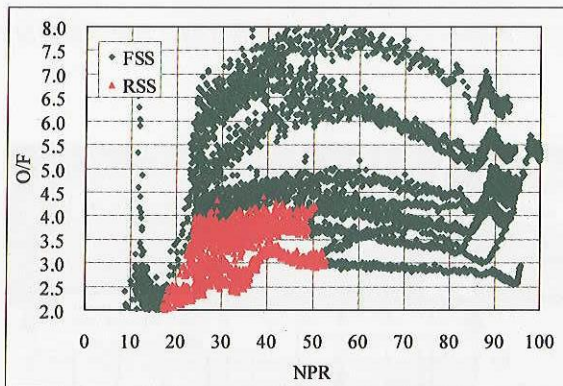


図16 サブスケール燃焼試験でRSSが観察された燃焼条件

良く発生範囲が限定されていることがわかる。ノズル圧力比は約20~50, 混合比は約4以下の範囲がRSSの発生範囲となっている。また, 混合比が低いほどRSSが観察される領域は広がった。

図17に, 試験中に観察された横推力の最大値と混合比の関係を示す。菱形が起動過渡を模擬した条件で, 三角が停止過渡を模擬した条件で観察された横推力の最大値を示す。図17から明らかなように, 混合比が低いほど大きな横推力が発生する傾向があった^{8,10)}。

5. 剥離のジャンプ

共著者である渡邊らによる実機エンジン排気のビデオ観察から, 起動/停止過渡において剥離に特徴的な挙動が観察され, それに伴って強い横推力が発生することが指摘された。具体的には, 起動時にFSSへの遷移後に剥離がフィルム冷却段差部でとどまること。NPR=80~90で, 剥離はフィルム冷却段差部から一気にノズル出口まで移動すること。また, それと同時に強い横推力が発生

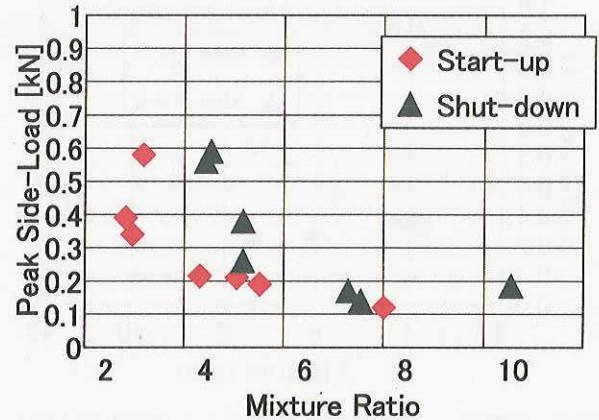


図17 RSSによって発生した横推力最大値の混合比
 依存性



図18 各圧力測定位置を剥離が通過したNPR

することである。停止時には逆の現象が確認された。

5.1 サブスケール燃焼試験

実機で観察された現象の再現を目的として, サブスケール燃焼試験を実施した。各壁圧測定位置を剥離が通過するNPRを整理したものを図18に示す。楕円で囲った範囲では, NPRが変化しないほど短時間に剥離が通過した。この楕円の範囲は実機のフィルム冷却構造を模擬した微少な段差の直下流であった。この段差は, 当該部ノズル半径の1%以下の高さであり, 解析的に求めた境界層厚さよりも小さい。排気観察から, 壁圧分布で剥離の急速な移動が観察されたのと同時に排気流れ構造が急速に下流に移動する様子が観察された。この剥離の急速な移動(剥離のジャンプ)が観察されたNPRの値は, パルスの横推力が発生した値と同じであり, この剥離のジャンプが横推力の発生原因であるといえる^{8,11)}。また, RSS発生が確認されない試験でもパルスの強い横推力の発生が観察されたことから, RSSとは独立した現

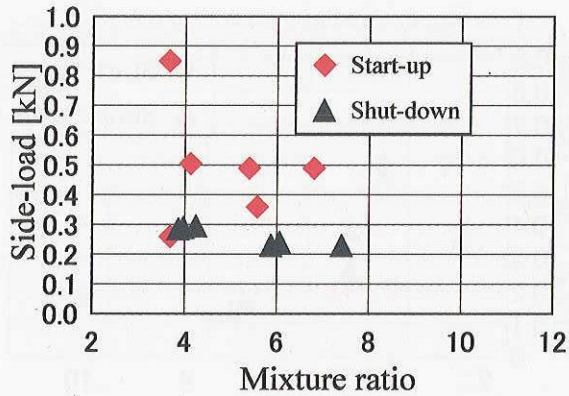


図19 剥離のジャンプによって発生した横推力最大値と混合比

象であることが確認できる。

図19に、サブスケール試験で観察された、剥離のジャンプによる横推力の最大値と混合比との関係を示した。起動模擬時の横推力は混合比が小さいほど大きくなる傾向が観察された。

5.2 コールドフロー試験とCFD

ノズル内の段差設計と剥離のジャンプの関係をより詳細に調べるため、段差高さと段差位置をパラメータとしたコールドフロー試験を実施した。図20に、TP/30/1.0のNPR変化に対する剥離位置移動履歴と、剥離のジャンプ前後の可視化像の比較を示す。剥離のジャンプ直前には(図20画像下半分)剥離は段差直上流にあり、剥離のジャンプに伴い、図20画像上半分の separation line の位置に移動する。壁圧から観察される剥離位置の変化もそれに対応し、剥離のジャンプによって、段差位置から、図20画像上半分の separation line の位置までの間の圧力測定位置を同じノズル圧力比で移動した。

図21に、剥離のジャンプ前後の壁圧分布変化とジャンプ後の可視化像を示す。四角が剥離ジャンプ直前の、三角が直後の壁圧分布である。剥離ジャンプ直前には、段差位置より下流の壁圧は、ほぼ環境圧力になっている。剥離のジャンプ直後は、可視化像から、段差直下流に循環流領域が形成されていることがわかる。また、壁圧分布から、この循環流領域内の壁圧が大きく低下していることがわかる。循環流領域下流の付着域では、壁圧は(段差がない場合の)オイラー解析で求めた予測値と一致した。剥離のジャンプのタイミングが周方向に若干でもばらつくと、剥離のジャンプの前後で壁圧が大きく異なることから、大きな横推力が生じる。

図22に段差位置を変えた場合の、図23に段差高さを変えた場合の、ノズル内の圧力測定点を剥離が通過する際のNPRを示す。剥離のジャンプ現象は、段差位置の影

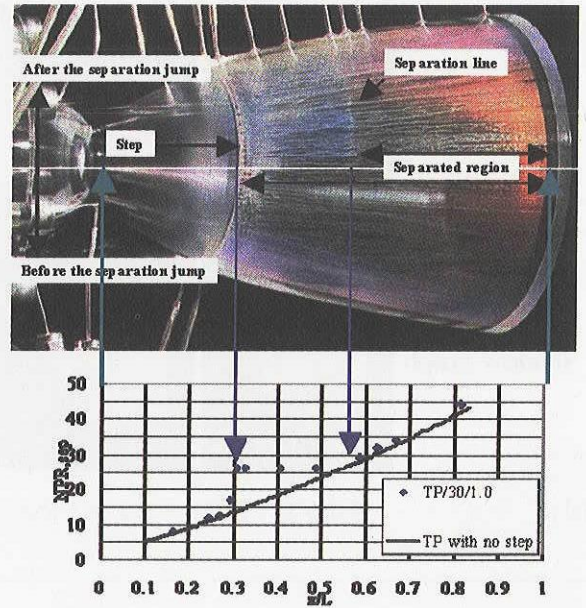


図20 剥離のジャンプ前後の可視化像と剥離移動履歴の比較

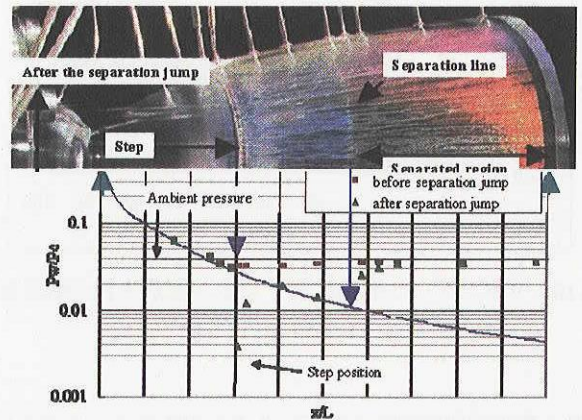


図21 剥離のジャンプ前後の壁圧分布変化

響は少ないが、段差高さが大きくなると段差上流に剥離が長く留まり、ジャンプ距離も長くなる傾向があった。一方、図24に示すように、剥離のジャンプによる横推力は、段差位置が下流側にあるほど大きくなる傾向が見られた¹³⁾。図24の横推力は、横推力が段差位置で発生しているとして、歪みゲージから段差までの距離、即ちモーメントアームで横推力によるモーメントとして観察される歪みの量を割ってもとめたものである。

CFD解析からも、NPRの上昇に伴い剥離がノズル下流に移動し、段差上流に停滞したあと剥離のジャンプが生じることが確認された。なお、図25に示すように、CFD解析により得られた剥離のジャンプ後の流れでは、段差下流で流れが膨張し、低圧領域が形成されるとともに段差直下流には環流領域が形成されている^{9,12)}。

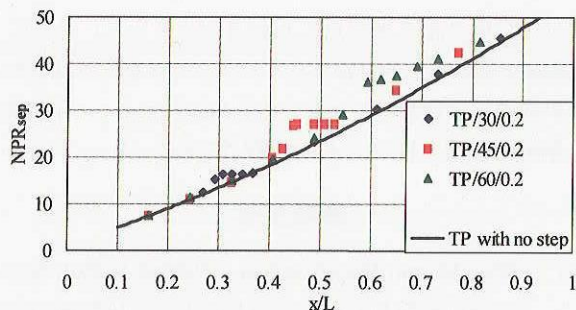


図22 段差位置を変えた場合の各圧力測定点を剥離が通過する NPR

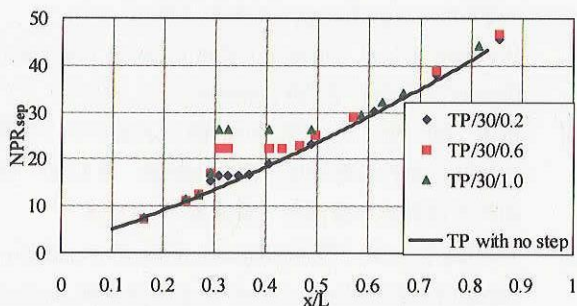


図23 段差位置を変えた場合の各圧力測定点を剥離が通過する NPR

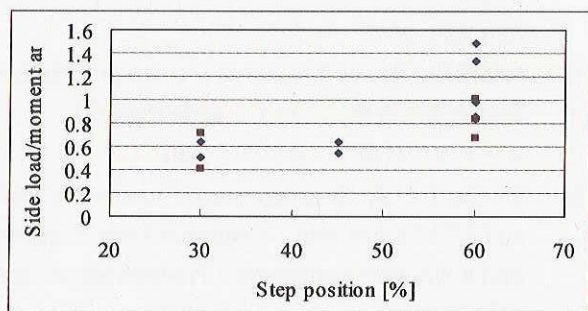


図24 段差位置と剥離のジャンプによって生じる横推力

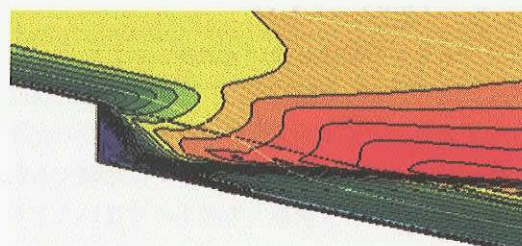
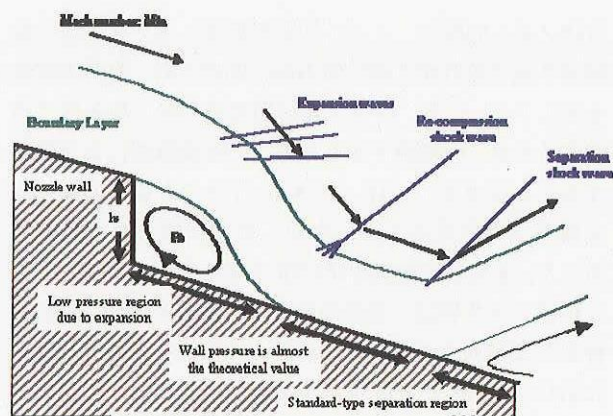


図25 CFD解析により得られた段差周りの局所的な圧力分布と流れの模式図

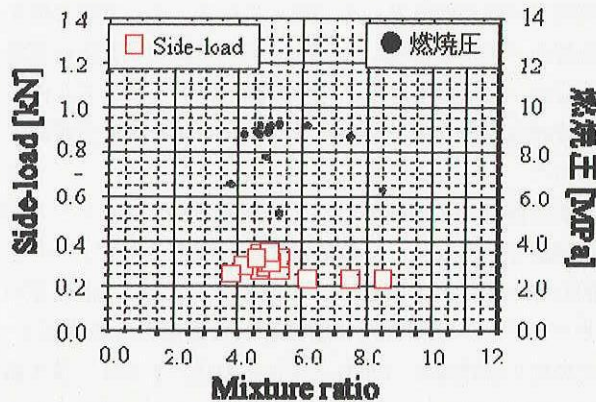


図26 改良型サブスケール燃焼試験で観察された横推力の最大値と、最大値が観察された燃焼室圧力

6. パルスの横推力の発生しないノズル形状

これらの研究成果から、LE-7Aの起動/停止過渡時に観察された横推力の原因として、RSSの発生とフィルム冷却部での剥離のジャンプの2つが挙げられる。流れを詳細に調べた結果、この2つの流れには以下の3つの共通点があった。1つは剥離の急速な移動が伴うこと。もう1つは剥離の移動に伴って、大きな圧力分布変化が生じること。そして、剥離の移動に伴って前者では剥離泡、後者では段差後流の超音速の循環流領域が生じることである。パルスの過大横推力の発生しないノズル設計について以下に示す。

6.1 RSSの発生しないノズル形状

4項で示したように、RSSの発生には内部衝撃波が大きく影響する。Vulcainエンジンや、SSMEで採用された放物型ノズルでは、ノズル初期膨脹部とコンター部の接続条件は座標・傾きが等しいという制限のみであり、流れが接続部下流で推力軸方向に急速に曲げられ、圧縮波の重なりで内部衝撃波を形成しやすい。CTPノズルは、傾きの微分まで連続に接続するものの、ノズル形状を圧縮した影響で、コンター開始部の膨脹角が広い一方で、出口開き角による損失を抑えるために、TPノズルと比較して、短い距離でコンターを中心軸方向に曲げる。従って、

放物ノズル同様に、ノズル初期膨張部とコンター部の接続部下流で流れが急速に軸方向に曲げられ、内部衝撃波を発生する。一方、TPノズルは特性線の無反射条件で設計するため、圧縮波が生じて、内部衝撃波にまで発達することは少ない。TPノズルのCFDでもRSS的な流れが観察される場合もあったが、非常に限られた条件であった。また、放物型及びCTPノズルでRSSを発生しない供試ノズル模型/燃焼条件も多くあるものの、設計条件として確立されていない。従ってRSSを発生させないためには、現状ではTPノズルで設計することが最良の選択である。

6.2 剥離のジャンプの発生しないノズル

5項で述べたように、剥離のジャンプの発生原因ははっきりしており、ノズル曲面内の不連続な段差の存在である。従って、ノズルコンターが滑らかで連続であれば、剥離のジャンプによる横推力を発生させないことができる。

6.3 LE-7A改良ノズルサブスケール燃焼試験

旧NAL及び旧NASDAの共同研究成果も参考にして、実機では改良設計として、TPノズルコンターで完全再生冷却のノズルを採用した。TPノズルの採用でRSSの発生を避け、完全再生冷却ノズルの採用によってノズル内の不連続な段差を無くし、剥離のジャンプを避ける設計であった。

改良設計効果の検証のため、改良型のサブスケール燃焼試験を実施した。その結果RSSは観察されず、パルス的な強い横推力も観察されなかった。図26に、改良型のサブスケール燃焼試験で観察された横推力の最大値と、その時の燃焼室圧（即ちノズル圧力比）を示す。最大値は、図17や図19と比較して小さく、また、観察されたノズル圧力比もRSSや剥離のジャンプが発生した場合と異なり、ランダムであった。現在、新設計の完全再生冷却ノズルを適用した改良型LE-7Aエンジンの認定試験を実施中であり、認定試験でもパルス的な強い横推力は観察されていない。

7. 結論

LE-7Aの開発中に発生したパルス的な強い横推力の原因究明と対処のため、旧NAL角田ではコールドフロー可視化試験、CFD及びサブスケール燃焼試験を実施してきた。その結果、LE-7Aエンジンで発生した横推力が、LE-7Aで新しく採用したノズル形状設計によって発生したRSSと呼ばれる流れ場と、ノズルを上部・下部に分け、下部ノズルをフィルム冷却したことによって、フィルム冷却構造部分で発生した剥離の急速な移動という2つの現

象により引き起こされたことを明らかにした。さらに、各現象と横推力に影響を与えるパラメータを洗い出した。この成果は改良型のエンジン設計に反映され、パルス的な横推力を発生しないノズル設計に役立った。

参考文献

- [1] Fray, M. and Hagemann, G. : "Status of Flow Separation Prediction in Rocket Nozzles," AIAA paper 98-3619, 2000
- [2] Fray, M. and Hagemann, G. : "Restricted Shock Separation in Rocket Nozzles," Journal of Propulsion and Power Vol. 16, pp. 478-484, 2000
- [3] Hoffman, J. D. : "Design of Compressed Truncated Perfect Nozzles," AIAA paper 85-1172, 1985
- [4] 坂本 博, 他 : ガス押式の液酸/水素ロケット燃焼実験における燃焼圧・混合比制御, 第45回宇宙科学技術連合講演会 講演番号 01-2C8
- [5] 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
- [6] Takahashi, M. et al. : "Transient Flow Simulation of a Compressed Truncated Perfect Nozzle," AIAA 2001-3681, 2001
- [7] 高橋政浩, 他 : 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, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2001
- [8] Tomita, T. et al. : "Investigation of Cause of Side-load on LE-7A Engine with Combustion Tests Using an LE-7A Subscale Combustor," Proceedings of 23rd ISTS, 2002
- [9] Takahashi, M. et al. : "Influence of a Gap for Film cooling on Transient Flow Characteristics of Rocket Engine Nozzle," AIAA paper 2002-4147, 2002
- [10] Tomita, T. et 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 paper 2002-3842, 2002
- [11] Tomita, T. et al., "Sub Scale Nozzle Combustion Tests of the LE-7A Engine for Clarification of Large Side-Loads (II) -Influence of a Step in Nozzle Contour on Side-Load," AIAA 2002-4002, 2002
- [12] 高橋政浩, 他 : ロケットエンジンノズル形状と横推力の発生について, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2002
- [13] Tomita, T. et al. : "Parametric Study on the Influence of a Discontinuous Step in a Nozzle Contour on Side-

load," AIAA paper 2003-4764, 2003

付録 主な計測項目の計測精度

以下に、コールドフロー試験と燃焼試験の主な計測項目の計測法と精度を挙げる。

1. コールドフロー試験の主要計測項目の計測精度

- ・チャンバー温度：燃焼室から突き出す形で計測した。クロメル-コンスタンタン（以下CC）熱電対を使用した。精度は $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 。
- ・チャンバー圧力：平行部終端の収縮部とのフランジ部で計測した。歪みゲージ式圧力計を使用した。精度は 0.02 MPa 。
- ・ノズル壁圧：ノズルから $1/16\text{ inch}$ のチューブ接続で計測。歪みゲージ式絶対圧計を使用した。精度は 0.001 MPa 。
- ・横推力計測歪みゲージ：市販の歪みゲージを供試体平行部に貼り付け、計測した。温度及び圧力による軸方向の歪みをキャンセルして計測するため、2つの歪みゲージを対にしてブリッジを組んで1つの出力を取り出す形で計測した。静的加重は重錘をぶら下げてモーメントをかけて実施し、 0.08% の直線性を確認した。

2. 燃焼試験の計測精度

- ・酸化剤流量：噴射要素入口に設けられたオリフィスで計測。噴射圧と燃焼圧の差圧及び、酸化剤噴射圧と酸化剤噴射温度から計算される酸化剤噴射密度を使用してオリフィス流量計の式で算出した。また、流出係数は定常におけるタービン流量計の計測値を使用して求めた。酸化剤噴射圧及び燃焼圧の計測には歪みゲージ式圧力計を使用した。精度は 0.04 MPa 。酸化剤噴射温度はCC熱電対を使用した。精度は $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 。
- ・燃料流量：連続的に供給条件を変化させることによる配管のアクミュレーション効果による流量評価精度低下を避けるために、噴射要素燃料入口部での圧力損失を利用して計測した。燃料噴射圧と燃焼圧の差圧及び、燃料噴射圧と噴射温度から計算される燃料噴射密度を使用してオリフィス流量計の式で算出した。また、流出係数は定常におけるタービン流量計の計測値を使用して求めた。燃料噴射圧及び燃焼圧は歪みゲージ式圧力計を使用。精度は 0.04 MPa 。噴射温度はCC熱電対を使用。精度は $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 。
- ・横推力計測ロードセル：燃焼試験の横推力は専用スタンドで計測した。ロードセルは片持ち梁方式で主推力軸及び直交する2軸の推力及びモーメントが計測できるものである。今回評価に用いた横推力はフルスケール 1.6 kN で、精度は 0.3% フルスケールである。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-042

発行日 2005年3月31日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency