

平成 22 年 6 月 9 日現在

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2007~2009

課題番号：19760573

研究課題名(和文) ロケットノズル内の非定常剥離流れにおける CFD 解析技術の検討

研究課題名(英文) Numerical simulation on unsteady separated flow in a rocket nozzle

研究代表者

堤 誠司 (TSUTSUMI SEIJI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・情報・計算工学センター・開発員

研究者番号：10446601

研究成果の概要(和文)：ロケットノズルでは非定常剥離流れに起因した過大な振動(横推力)が設計上の大きな問題となっている。そこで、横推力評価に求められる非定常乱流シミュレーション技術の評価した。レイノルズ平均 Navier-Stokes (RANS) 手法や RANS と Large-Eddy Simulation (LES) のハイブリッド法を比較し、剥離後の再循環領域の再現が重要であることや、ハイブリッド手法でもリスケールリング法を用いて人工的な擾乱を付加することで剥離せん断層の不安定性を誘起することが可能となった。また実際の液体ロケットエンジンの再生冷却ノズルを模擬し、ノズル内面形状と剥離流れの関係を解析した。

研究成果の概要(英文)：In order to analyze the side load appearing in a rocket nozzle during start-up and shutdown process, numerical studies are carried out based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) method and the hybrid method of the RANS and the Large-Eddy Simulation (LES). It is revealed from the investigations using the RANS that prediction of the recirculating flow at the separated region is essential to obtain good agreement with the experimental data. While, the hybrid method coupled with the technique to artificially introduce turbulent fluctuation successfully produce the unsteady motion of the separated shear-layer. Applying the hybrid method, the separated flowfield effected by the nozzle wall which represents the regenerative cooling channel of the liquid-propellant rocket engine is investigated.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	1,900,000	0	1,900,000
2008年度	800,000	240,000	1,040,000
2009年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	3,200,000	390,000	3,590,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：ロケットノズル・CFD・剥離

1. 研究開始当初の背景

ロケットエンジンは性能だけでなく高い

信頼性・競争力(コスト)も併せて要求される。しかし、試作・試験を繰り返してその都度不具合対策をするといった従来の設計手法を踏襲しているようでは信頼性向上やコストダウンは期待できない。一方、計算機性能の目覚ましい成長や流体シミュレーション技術(CFD)が向上したおかげで、コンポーネントによっては満足できる解析が可能となってきた。このように CFD 技術は従来からの設計手法を打破できる可能性を秘めているが、その利用範囲は非常に限られているのが現状である。設計開発の上流から効果的且つ積極的に CFD 技術を活用するために必要な基盤研究を行い、ロケットエンジン開発に必要な技術力を蓄積することが必要である。

ロケットエンジンの全体性能を左右し、これまで度々エンジンの破損原因になってきたコンポーネントの一つがノズルである。これらの不具合はノズル内の非定常剥離流れに起因する過大な振動(横推力)が原因で、現状では CFD を用いた定性的な解析のみが行われてきた。しかし定量的には満足いく結果が得られないだけでなく、使用する計算モデルに結果が依存してしまうため、設計開発の上流から積極的に利用されるほど技術レベルが成熟していない。

## 2. 研究の目的

本研究では横推力の原因となるノズル内非定常剥離流れに対し、計算モデルへの依存性が少ない高精度数値シミュレーション手法(Large Eddy Simulation(LES)手法、もしくは Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)手法とのハイブリッド手法(LES/RANS ハイブリッド))を用いて局時的な変動までを加味した詳細な流れ構造を解析する。そして得られた結果をもとに、横推力解析に対してこれまで用いられてきた RANS 手法の解析精度を再評価する。

## 3. 研究の方法

(1) 超音速ノズル内部に生じる剥離流れは Free Shock Separation(FSS)と Restricted Shock Separation(RSS)の2つに分類される。FSS とはノズル壁から流れが剥離し、剥離衝撃波及び剥離せん断層がノズル中心軸へと向かう一般的な剥離流れであり、RSS と比べると比較的単純である。CFD 技術の確立という観点から本研究では FSS のみが発生するこ

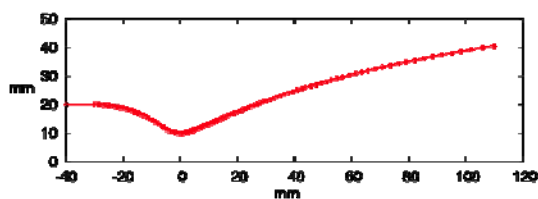


図1 ノズル形状.

とが実験的に確認されている超音速ノズル(図1)を解析対象とした。実験は過去に JAXA にて実施され、作動流体は窒素ガスで、準一次元過程で出口マッハ数が4.5となる超音速ノズルである。レイノルズ数は外気の音速、密度、粘性係数、およびノズル出口半径を用いて  $8.95 \times 10^5$  と算出される。本資料では圧力比(入口全圧/背圧, NPR)が30の条件について議論する。

(2) RANS を用いた数値解析は JAXA 内製の計算コードを用いて実施した。作動流体は比熱比が1.4の理想気体としている。空間は2次精度で、時間は1次精度陰解法である。粘性項は2次精度中心差分を用いて評価した。乱流粘性係数は代数方程式モデルである Baldwin-Lomax(BL)モデルと1方程式モデルである Spalart-Allmaras(SA)モデルの2つを採用した。

(3) 非定常解析を実施するにあたり、LES の適用可能性をまずは調べた。剥離位置を定量的にシミュレーションするためには LES が不可欠であるからである。過去の研究によると、6次精度の Compact 法を用いて壁面乱流境界層に特徴的な壁面付近の縦渦構造を解像するためには、壁面方向は RANS 解析と同様( $\Delta Y^+ = 1$ )であるが、流れ方向(X)、及びスパン方向(Z)の格子解像度は  $\Delta X^+ = 40$ ,  $\Delta Z^+ = 15$  程度を要する。ここで  $x = x^+ (v_w / u_\tau)$  とすると、今回の解析対象における wall unit ( $v_w / u_\tau$ ) は RANS 解析結果をもとに  $1 \mu\text{m}$  程度である。これより、ノズル全周では約30億点程度の格子点が必要され、現状の計算機性能では設計の道具として簡単に利用できる程度の計算ではない。そこで、剥離点の予測は一旦諦めてノズル壁の乱流境界層は RANS で取扱い、剥離剪断層のみ LES で解析する LES/RANS ハイブリッド法の採用がまずは妥当である。そこで本研究では SA モデルから発展した Delayed Detached Eddy Simulation (DDES) や DDES と Wall-Modeled

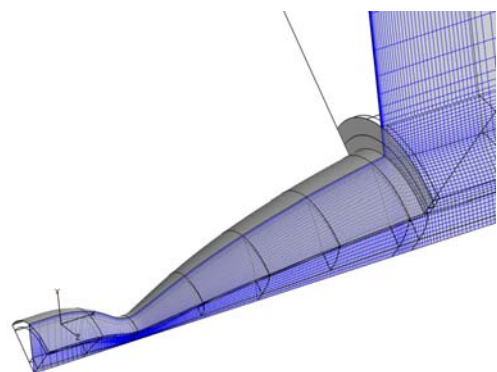


図2 計算格子.

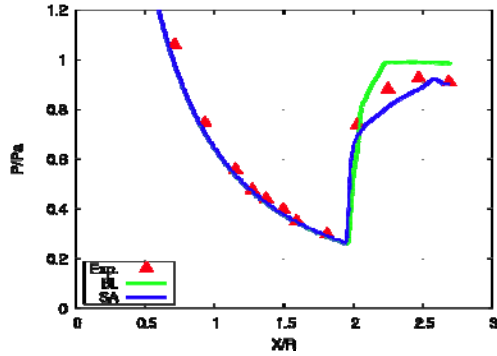
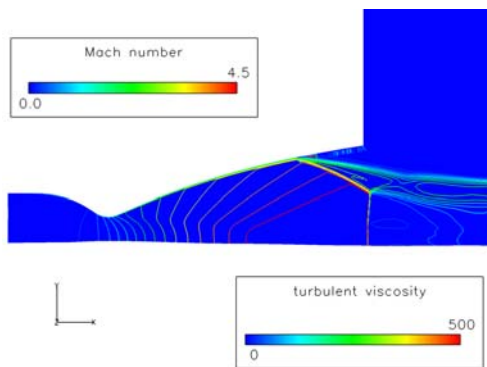
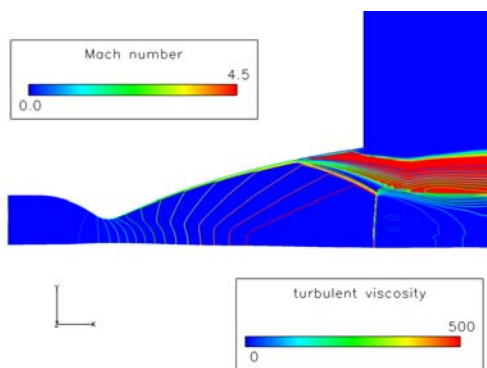


図 3 RANS による壁静圧分布比較.

LES のハイブリッドモデルである Improved DDES 法を採用した. 計算コードは(2)と同様に JAXA 内製である. 空間は 6 次精度 Compact 法を利用した. Compact 法でしばしば発生する odd-even 型の振動を抑えるために 10 次精度のローパスフィルタをかけている. また, 流れ場は超音速であるために発生する衝撃波面での振動を抑えるため,



(a) Baldwin-Lomax (BL) モデル.



(b) Spalart-Allmaras (SA) モデル.

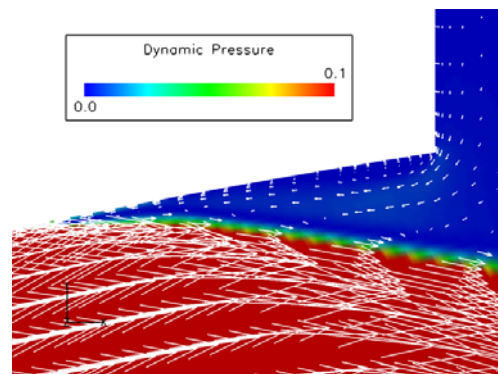
図 4 乱流粘性係数の比較. 等高線はマッハ数分布.

衝撃面を捕獲し局所的に空間 2 次精度の Roe スキームを用いている. 時間積分は 2 次精度陰解法を利用し, 内部反復を行っている. 粘性項は 2 次精度中心差分である.

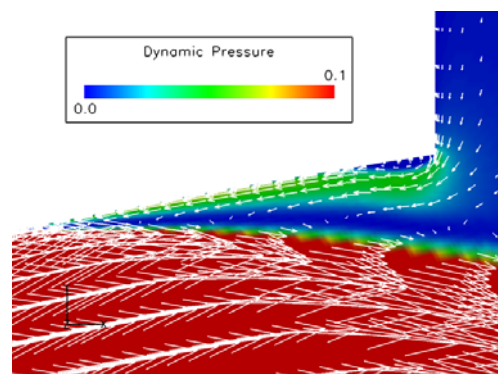
計算格子を図 2 に示す. マルチブロック構造格子を用いており, 周期境界条件を与えることでノズルの 1/4 領域のみを解析した. JAXA 所有のスーパーコンピュータ(富士通 FX-1)を用いて実施した.

#### 4. 研究成果

(1) ここでは RANS を用いた定常計算結果について議論する. 図 3 ではノズル壁静圧に関して実験結果と CFD 結果を比較している. 横軸はノズルスロートからの距離(X)をノズル出口半径(R)で無次元し, 縦軸(X)は壁静圧(P)を背圧(Pa)で無次元化したものである. BL モデルを用いても SA モデルを用いても剥離点は  $X/R=1.9$  であり, 実験結果とよい一致を示している. 一方, 剥離後の圧力回復に関しては違いがみられており, BL モデルの結果はすぐに大気圧状態 ( $P/Pa=1$ ) まで回復する

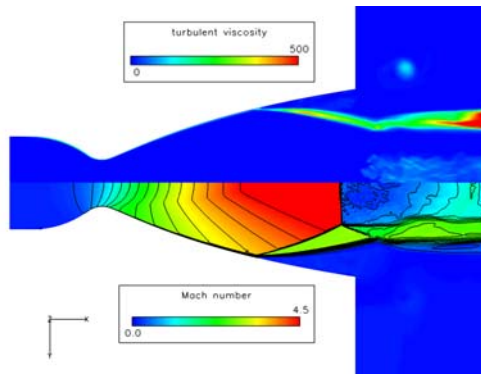


(a) Baldwin-Lomax (BL) モデル.

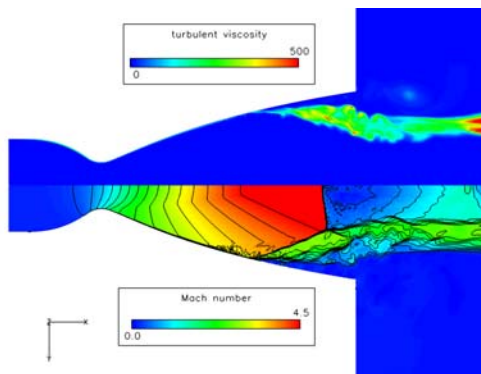


(b) Spalart-Allmaras (SA) モデル.

図 5 ノズルリップ部の循環流. 動圧と速度ベクトルを示す.



(a) IDDES モデル.



(b) IDDES モデル. 擾乱あり.

図 5 ノズルリップ部の循環流. 乱流粘性係数(上側)と速度ベクトル(下側)を示す.

が SA モデルの結果は徐々に圧力が回復して最終的には  $P/Pa=0.9$  付近に達する. 実験結果と比較すると SA モデルの方が実験結果に一致している. この差異を明らかにするために図 4 では乱流粘性係数を比較する. 同図ではマッハ数等高線もあわせて示す. この結果から流れ場は FSS となっていることが分かる. 図 4(a)の BL モデルの結果では壁付近の境界層付近にのみ乱流粘性が生成している. 一方, SA モデルの結果では(図 4(b))剥離せん断層にも乱流粘性が生成している. 図 5 はノズルリップ部に発生する循環流の領域を拡大している. BL モデルに比べて SA モデルでは強い循環流が発生していることが観察される. ノズルリップ部の流速は BL モデルでは約 35 m/s であるのに対し, SA モデルでは約 110 m/s 程度でとなっている. この循環流の違いは図 4 で見られる剥離せん断層部分の乱流粘性の違いに起因している. BL モデルでは乱流粘性の生成が小さいため循環流も小さくなり, 図 3 に示した壁静圧分布は剥離後にすぐに大気圧へと回復する. 一方, SA モデルでは循環流

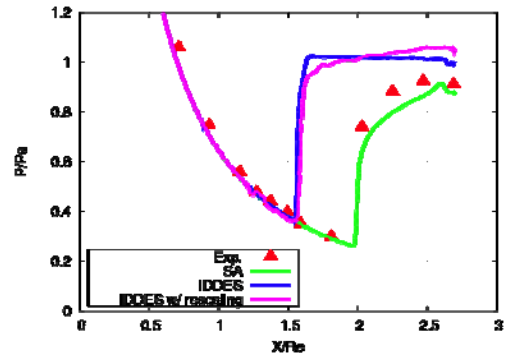


図 6 IDDES による壁静圧分布比較.

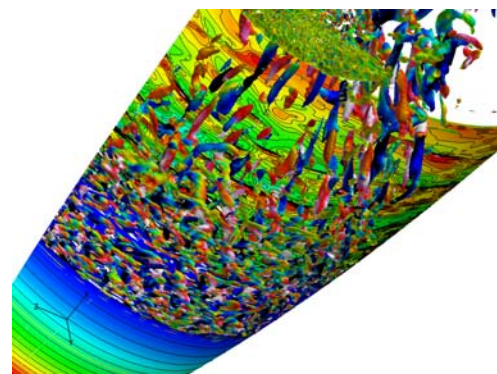


図 7 ノズル内面の渦構造. ノズル壁面は静圧分布, 等値面は Q 値を示す.

が大きいと、剥離後にはゆっくりと  $P/Pa=0.9$  まで回復するわけである.

上述の議論より, ノズル内部の FSS といった剥離流れの数値解析においては剥離せん断層を解像することが重要であることが分かった. そこで, 以下では RANS/LES ハイブリッド法を利用して非定常解析を実施し, 剥離せん断層の挙動を解析する.

(2) 図 5(a)には IDDES 法を用いた結果を示す. ノズル中心軸より上側は乱流粘性係数であり, 図 4(b)の SA モデルを用いた結果と比較すると, 剥離せん断層部では LES となるため乱流粘性の生成が抑制されていることが分かる. 図 6 に示した壁静圧分布より, SA モデルでは  $X/R=1.9$  だった剥離点が  $X/R=1.5$  と上流へ移動していることが分かる. そして剥離後の壁静圧は大気圧まで急激に回復しており, BL モデル(図 3)に近い傾向を示している. 図 5(a)のマッハ数分布(ノズル中心軸より下側)より, 非定常計算を実施しているにも関わらず剥離せん断層は安定している. IDDES は大規模な剥離流れに適したモデルであり, 流れ場の不安定性を本質的に有する必要があるが, 今回対象としているロケットノズル内部の FSS 流れは剥離せん断層の不安定

性を誘起するために必要な擾乱が非常に弱いことが原因であると考えられる。そのため、本研究ではノズル壁面の付着した乱流境界層に対してリスケーリング法を導入して人工的に擾乱を成長させることにした。リスケーリング法は境界層の内層・外層に対してそれぞれ壁法則・速度欠損則に基づいて擾乱を成長させる方法である。IDDES では変動のある流れ場に対して Wall-Modeled LES となっていることから、本研究では外層のみに適用することにした。更にリスケーリング法を圧縮性流れに適用する場合、速度ベクトルの他に密度・温度・圧力のいずれかも選択する必要がある。境界層内部の擾乱の中で圧力の変動が最も小さいことが過去の研究から分かっているため、圧力をまずは選択し、更に温度を加えた計5成分の擾乱を成長させるようにした。その結果、計算の安定性を向上させることが可能となった。本手法を剥離点より上流の乱流境界層に導入した結果、図5(b)に示すように、乱流粘性係数・マッハ数分布のいずれから剥離せん断層が不安定化した。これは図7から分かるように、リスケーリング法によって発生した渦構造が剥離せん断層に流れいったからである。図6ではリスケーリング法を導入した IDDES の結果も比較しており、剥離点の位置は  $X/R=1.5$  から変

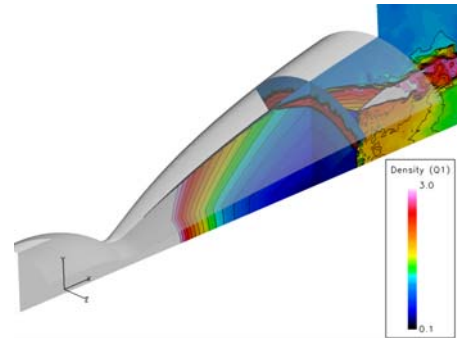
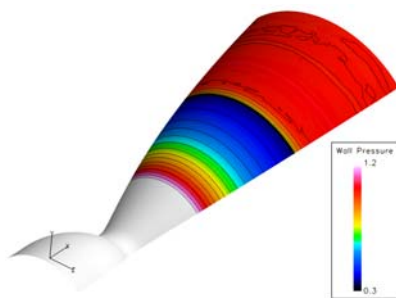


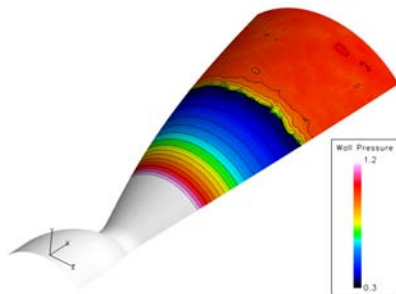
図7 密度分布で示した変動する剥離剪断層。

わらないが、剥離後の圧力回復が緩やかになり実験に近い傾向となっていることが分かる。一方で、ノズルリップの壁静圧に関しては実験結果よりも高い値となり、剥離領域の循環流に関しては実験ほど強くはならなかったと言える。

(3) ロケットノズルは高温の燃焼流れに起因する内壁の温度上昇を抑えるために再生冷却を行っており、ノズルは700本近い冷却チューブから構成されている。そのため、実際のノズル内壁は平滑ではなく再生冷却管の凹凸がむき出した形状をしており、この凹凸形状が横推力に与える影響が懸念されている。そこで、DDES法を用いてノズル内壁形状の影響を調べた。ここでは実機の再生冷却管を参考に、ノズル出口半径は40.5mmに対して冷却水溝深さは約0.1mm、冷却管ピッチは約0.2mmと設定した。図8では再生冷却管を模擬していない平滑なノズルと冷却管を模擬した凹凸のあるノズルの壁静圧分布を比較している。剥離位置に関して違いは見られないが、冷却管壁の影響で剥離線に teepee パターンの発生が観察される。平滑なノズル壁面では現れなかったこの teepee パターンを調べるために、流れ方向に水平断面と垂直断面の密度分布を図7に示す。垂直断面の密度分布からノズル壁面の凹凸の影響で剥離剪断層は周方向に不安定性が現れており、結果として剥離線が teepee パターンを示すようになったことが分かった。



(a) 平滑ノズル。



(b) 冷却管付きノズル。

図8 ノズル壁静圧分布比較

今回対象としたロケットノズルだけに限らず、ロケットといった宇宙機開発では流れのレイノルズ数が高い。そのため、格子点数増大のためLES解析をそのまま適用することは依然として非常に困難である。本研究で採用したRANS/LESのハイブリッド法はこのような高レイノルズ数の非定常流れを計算する上では有望なモデルであり、今後は適用範囲を広げて行く予定である。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表] (計 2 件)

- ① 堤誠司, 清水太郎, 高木亮治, 富田健夫, ロケットノズル内部の否定所剥離流れに関する CFD 解析, 第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2009, pp. 203-208.
- ② Seiji Tsutsumi, Taro Shimizu, Ryoji Takaki, Takeo Tomita, Effect of Turbulence Models on Unsteady Separated Flow in a Rocket Nozzle, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP-2010-065, 2010.

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

堤 誠司 (TSUTSUMI SEIJI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・情報・計算工学センター・開発員

研究者番号 : 10446601