

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

流体・壁面後退量連成解析によるノズル壁後退量評価

大門 優, 嶋田 徹, 坪井 伸幸, 高木 亮治

藤田 和央, 竹川 国之

2008年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



# 流体・壁面後退量連成解析によるノズル壁後退量評価

大門 優\*<sup>1</sup>, 嶋田 徹\*<sup>2</sup>, 坪井 伸幸\*<sup>3</sup>, 高木 亮治\*<sup>4</sup>  
藤田 和央\*<sup>5</sup>, 竹川 国之\*<sup>6</sup>

## Estimation of Recession Amount of Nozzle Wall using Coupled Fluid/Thermochemical Approach

by

Yu DAIMON\*<sup>1</sup>, Toru SHIMADA\*<sup>2</sup>, Nobuyuki Tsuboi\*<sup>3</sup>, Ryoji TAKAKI\*<sup>4</sup>, Kazuhisa FUJITA\*<sup>5</sup>  
and Kuniyuki TAKEKAWA\*<sup>6</sup>

**Abstract:** Evaluation of ablation of nozzle wall in solid rocket motor is studied numerically on three solid rocket motors. A coupled analysis of fluid dynamics and surface recession simulates a total ablation amount. The analysis consists of the two-dimensional axisymmetric fluid analysis and the estimation of ablation amount using a correlation equation of surface recession rate. The simulation results of total surface recession amount agree qualitatively with experimental results in Nozzle-A case. The numerical simulations estimate the erosion rate on the safe-side. The effect of shield for reactant gas from nozzle surface reaction is estimated by a simple model. This model works very well for the agreement to experimental results. However, the parameter of the model has to be decided from experimental data. This model is not sufficient for prediction of unknown rocket motor. The coupled analysis was performed on Nozzle-B and C cases in order to understand flow field and erosion mechanism.

**Keywords:** solid rocket motor, nozzle ablation, numerical simulation

### 記号表

$a$  = coefficient of shield effect [1/m]  
 $a_{th}$  = speed of sound at throat [m/s]  
 $A$  = area of cross section [m<sup>2</sup>]  
 $A_{th}$  = area of cross section at throat [m<sup>2</sup>]  
 $D$  = rate of surface recession [m/s]  
 $D_C$  = rate of surface recession for corrosion [m/s]  
 $D_M$  = rate of surface recession for mechanical erosion [m/s]  
 $h_r$  = stagnation enthalpy of combustion chamber [J/kg]  
 $M$  = Mach number

---

\* 1 宇宙航空プロジェクト研究員, 宇宙科学研究本部, 宇宙輸送工学研究系, 現在, Post-doctor, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Champaign, yudaimon@uiuc.edu.

\* 2 教授, 宇宙科学研究本部, 宇宙輸送工学研究系.

\* 3 准教授, 宇宙科学研究本部, 宇宙輸送工学研究系.

\* 4 准教授, 宇宙科学研究本部, 宇宙科学情報解析センター.

\* 5 主任研究員, 総合技術研究本部, 空気力学研究グループ.

\* 6 主任, (株)菱友システムズ, エンジニアリングソリューション事業部.

$q$  = effective mean dynamic pressure [Pa]

$q_{cr}$  = critical value of dynamic pressure [Pa]

$q_{cw}$  = heat flux for cold wall [ $J/m^2$ ]

$r_{th}$  = throat radius [m]

$x$  = axial distance from throat [m]

$x_b$  = axial distance from boundary of C/C and CFRP [m]

$\phi_r$  = shield effect

## I. はじめに

固体ロケットモータのノズル壁は熱防御のためフェノール樹脂の炭素繊維強化複合材料 (CFRP) からなるアブレーターと呼ばれる材料が比較的一般に用いられている。CFRPは積層する炭素繊維の布 (プライ) が断熱性の高いプラスチックの機械強度を高める構造になっている。この炭化アブレーターは、樹脂の熱分解による吸熱/発生するガスによる冷却効果/同ガスによる外部対流加熱の抑制/表面の熱放射などが複合して、高温の燃焼ガスから母材への熱伝達を低減し、ノズルの金属構体や延いては外側に設置された機器を守っている。

CFRPの場合、熱分解によって発生するガスは、アンモニアガス、一酸化炭素、メタンなどである[1]。そして、残された固体炭素は繊維に保持されて、多孔質の炭化層を形成する。炭化層の厚みは熱分解の進行によって増加する一方、壁面後退現象により減少する。炭化層の壁面後退現象は大きく分けて三つに分類される。化学的腐食、機械的浸食、炭化層剥落である[2]。化学的腐食は化学反応によって炭化層が減少していくことである。主な化学反応は、燃焼ガスに含まれる水蒸気や二酸化炭素と、炭化層の固体炭素との反応で[3, 4]、固体炭素は一酸化炭素ガスとなって主流中に拡散する。機械的浸食とは、気流の環境が厳しくなり、剪断力、圧力・音響圧が強くなることによって炭化層表面が破壊され、表面後退率が加速することを指す。また、燃焼ガスに含まれる酸化アルミニウム粒子の壁面衝突による表面浸食も機械的浸食に含まれる。炭化層の剥落とは、熱応力破壊を起こした炭化層が、外部剪断力や内外圧力差によってはがされる現象である。この現象の起こりやすさは炭化層強度、剪断力、積層角によって決まる。このように壁面後退現象がおこる要因は様々であるが、ノズル内部の流れと非常に密接な関係がある。

スロートはロケットの流量を決定する最も重要な部分であり、ロケット性能に対して直接影響を及ぼす。そこで、設計段階で決定したスロート径を保持する目的で断熱材料よりも焼損しにくい耐熱材料をスロート付近に使用することが一般的である。焼損しにくいとはいえ実際は径が変化するため、正確な性能予測のためには耐熱材料の壁面後退現象を把握しておく必要がある。日本の固体ロケットは耐熱材料として3次元織炭素繊維強化炭素複合材料 (C/C) を、断熱材料として炭素繊維強化複合材料 (CFRP) を採用している。これらの壁面後退速度は異なるため、スロートより少し下流にあるC/CとCFRPの境ではステップ(段差)が形成される。燃焼終了後にステップ付近を観察すると、しばしばストライエーションと呼ばれる流れ方向に平行なすじ状の焼損模様を見つけることができる。通常のロケットノズルでは、すじ状の焼損の程度は軽微であり、ノズルの熱防御機能に影響することはない。しかし、このすじ状の焼損が強く起こる場合には、最悪ノズルの熱防御機能が損なわれ、ミッションの失敗につながる致命的な故障に至ることもある。このような強い焼損は局所的に起こるため、局所エロージョンと呼ばれている[5]。局所エロージョンは、通常の化学的腐食では予測できない高い表面後退率を持ち、浸食形態はすじ状であるが、上流側の幾何形状との因果関係が分かりにくいものも存在する。筆者らは、この現象はステップ付近の流れの構造と、上流側での擾乱の流体力学的相互作用にさらにアブレーションが複合して発生するのではないかと考えている[6, 7]。

前述したように、スロートの壁面後退量予測は正確な性能予測につながる。また、ノズル壁、特にC/CとCFRPの境におけるステップ近傍の壁面後退量を求め、流れ場を把握することは安全性および信頼性の向上において非常に重要である。本報告では、三種類のノズルに対して筆者らの開発した数値解析手法を用い表面後退量を予測した結果を示し、それぞれのモータ、ノズルの特徴と表面後退量の関係を明らかにする。このような知見は今後の固体ロケットの設計開発において有用なものとなる。

## II. 数値解析手法および条件

解析対象は三種類のモータの軸対称ノズルである。流体の支配方程式は三次元ナビエーストークス方程式である。計算コ



ードは宇宙航空研究開発機構の宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA) にて開発された「LANS」と呼ばれているものを使用した。この計算コードにおいて、数値流束は SHUS (Simple High-resolution Upwind Scheme) スキーム[8]によって評価している。時間積分は、LU-ADI 法[9]を採用。乱流モデルは Baldwin-Lomax[10]に Degani and Schiff[11]の修正を加えたものを使用している。計算コードは SX-6 SMP システムのコンパイラによって自動ベクトル化、並列化が実行され、8 個のプロセッサを使って計算された。格子点は流れ方向に 300 点、周方向に 5 点、壁面から離れる方向に 200 点用意した。各境界条件には、ノズル出口において超音速外挿、周方向に周期境界条件、ノズル壁には 300 K の等温壁を採用した。実際の壁温は条件によって変化するため等温壁ではない。今回は計算の簡略化のため、等温壁で固定し、そこで求められた熱流束を後に示す方法で変換して用いている[12]。燃焼室の条件は、全温が断熱火炎温度、全圧が地上燃焼試験で得られた実験データを用いた。比熱比、気体定数は燃焼室での化学平衡計算によって得られた値で固定し、ノズル内では凍結流の解析を行った。

壁面後退量の解析は ISAS/JAXA で開発された関連式を用いた。壁面後退現象は化学的腐食、機械的浸食、炭化層剥落に大別される。化学的腐食による壁面後退速度 ( $D_C$ ) では、壁面の炭素は燃焼ガスに含まれる水蒸気、二酸化炭素とそれぞれ反応し、一酸化炭素となって拡散する。ノズル壁面温度が 2300 ~ 2800 K と高いので化学反応の速度が十分速く、壁面後退速度は化学種の拡散速度に依存する。

筆者らは Lewis 数を 1 と仮定し、温度拡散を利用して物質拡散を評価した。熱流束は、流体の解析より壁面温度 300 K の場合のものを入力値とし、反応を伴った一次元熱伝導方程式を解くことによって求めた壁面温度に対する熱流束へと変換して用いている[12, 13]。これらの仮定の下で、反応を伴った一次元熱伝導方程式と壁面でのエネルギー式を解き、以下に示す関連式を求めた。式の入力値は流体解析から求めた冷温壁熱流束 ( $q_{cw}$ ) である。

$$D_C = \left[ 4.6 \times 10^{-5} + 1.0 \times 10^{-12} (h_r - 6.75 \times 10^6) \right] (q_{cw} / h_r) \quad (1)$$

炭化層は樹脂の残炭と、炭素繊維から成り立っている。樹脂の残炭のみが主流の燃焼ガスと反応し、炭素繊維は流体の力 (動圧 ( $q$ )) によって削られるとモデル化することによって、機械的浸食による壁面後退速度 ( $D_M$ ) を以下のような化学的腐食による壁面後退速度の加速効果として見積もった。

$$D = D_C + D_M = D_C \times \left\{ 1 + 0.46 \left[ 1 - \exp(-\eta \max[0, q - q_{cr}]) \right] \right\} \quad (2)$$

$$\eta = 4.0 \times 10^{-5} \quad (3)$$

$$q_{cr} = 1.8 \times 10^5 \quad (4)$$

また、酸化アルミニウム粒子衝突による機械的浸食は、主にノズル入口部で起こり、今回注目しているスロート下流ではほとんど起らないと報告されている[14]。なぜなら、機械的浸食の要因となる大きな粒子はその慣性力によってスロートを通じた後、壁面まで回り込むことができないからである。最後に、炭化層剥落であるが、今回の解析では考慮していない。

式 (1) の導出においては壁面での局所化学平衡を仮定しているため、化学的腐食の最大値が求まる。実際の現象では、上流で発生した一酸化炭素が下流に流れていくことによって、水蒸気や二酸化炭素の濃度に影響を及ぼし、反応を遮蔽する可能性がある。そこで、以下の式のような修成項を加えた。

$$D = D_C \times \left\{ 1 + 0.46 \left[ 1 - \exp(-\eta \max[0, q - q_{cr}]) \right] \right\} \times \phi_T \quad (5)$$

$$\phi_T = 1 / (ax_b + 1) \quad (6)$$

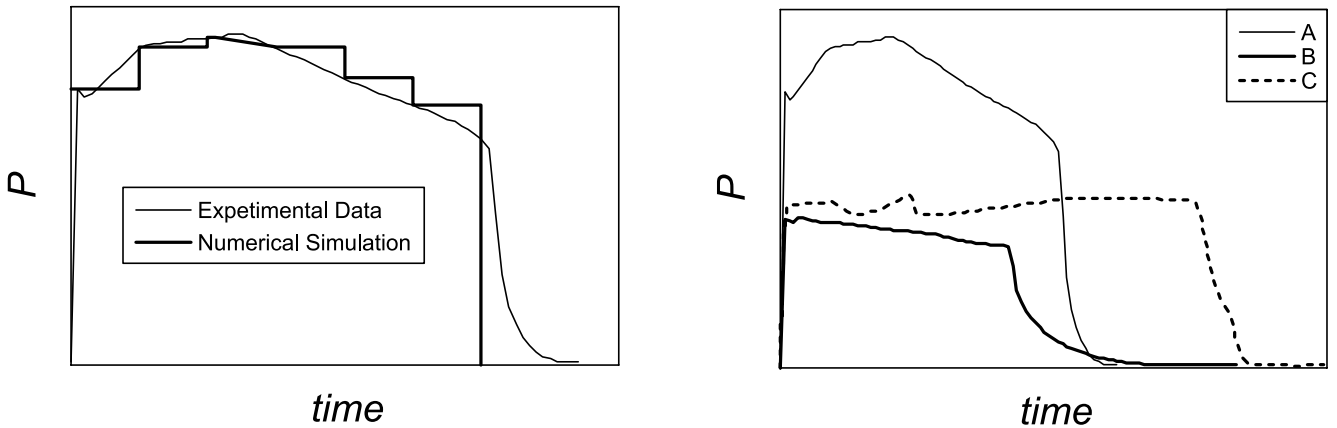
式 (5) が本研究で使用している関連式である。式 (6) の  $x_b$  は C/C と CFRP の境界からの距離である。ここで、遮蔽効果の係数  $a$  は過去の研究[6]でノズルによって異なる値を用いている。遮蔽効果の係数については III. 結果で議論する。

壁面後退量を求める数値解析の手順を示す。

- 1) 流体の数値解析を行うことによってノズル壁における熱流束と境界層内の平均動圧を求める。
- 2) それらを式 (5) に代入し壁面後退速度を求める。

- 3) 燃焼室の圧力，壁面後退速度が10秒間一定と仮定して壁面後退量を求める．
- 4) 得られた壁面後退量をもとにノズル形状を変形させ，格子を作成する．

この準定常解析を10秒おきに燃焼室の圧力を変化させ，燃焼終了時間まで繰り返し計算を実行した．そしてノズル壁面の最終形状を得た．図1aにロケットモータAの地上燃焼試験で得られた燃焼圧力と本研究で実行した準定常数値解析で用いた圧力履歴の概念図を示す．図のように実験の燃焼室圧力は大きな変動があまり見られないため，5秒おきと10秒おきに行った準定常連成解析結果は一致した．そこで本解析では図に示すような10秒間隔で行った．図1bは3種類のモータの燃焼室圧力履歴概念図を示したものである．モータA，B，Cはそれぞれ，圧力が高く燃焼時間が短い，圧力が低く燃焼時間が短い，圧力が低く燃焼時間が長いという特徴を持つ．それぞれの平均真推力は，約1500kN，3800kN，350kN程度である．図2に各モータに設置されているノズルの(a)初期形状と，この準定常連成解析によって得られた(b)最終形状を示す．この図は，形状比較のためにすべてのノズルのスロート径を同じにして図示している．スロート部はC/C，ノズル部はCFRPによって作られているため，最終形状のスロート下流に後向きステップが形成されている．それぞれのノズル



- (a) モータAの地上燃焼試験における内圧データと数値解析で用いた全圧履歴概念図．初期燃焼圧の計算設定値は約90気圧．
- (b) 地上燃焼試験におけるモータA，B，Cの内圧データ概念図．

図1 燃焼圧力の時間履歴概念図．

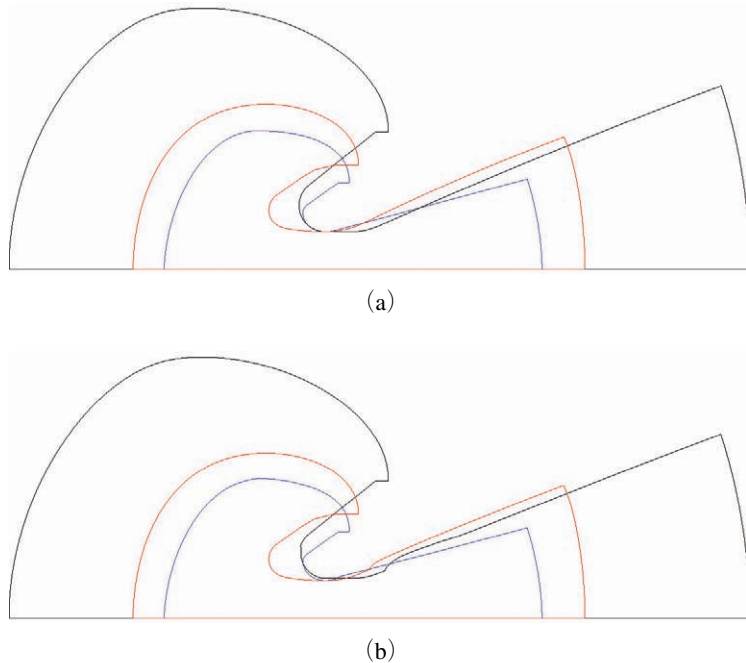


図2 スロート径で無次元化したノズル外形の(a)初期形状，(b)最終形状．赤：ノズルA，青：B，黒：C．

の特徴、および結果については III-C で解説する。

### III. 結 果

この章では、まずノズル壁面の最小格子幅に関して議論する。次に、ノズル A における数値解析結果について述べ、実験結果との比較により遮蔽効果の係数  $a$  を見積もる。最後にノズル B, C における数値実験の結果を示す。

#### A. 最小格子幅の決定

前章の解析手法で示したように、流体解析で求めるノズル壁の熱流束評価がこの解析では非常に重要となる。そこで熱流束が収束する最小格子幅を求めた。図 3 は最小格子幅を 0.1, 0.05, 0.025  $\mu\text{m}$  と変化させたときのノズル A の壁における熱流束を示している。横軸はスロートからの距離、縦軸は熱流束を示している。図 2 に示したように、解析対象のモータは埋没型のノズルを使用している。図 3 における  $x/r_{th} = -1.51 \sim +0.87$  の低い熱流束部分が埋没部、 $x/r_{th} = -1.51 \sim 0$  における高い熱流束が亜音速部の縮小ノズル、 $x/r_{th} = 0 \sim 6.00$  が超音速部の拡大ノズルに対応している。熱流束の最大値位置はスロートよりわずかに上流であり、ノズル急拡大部で急激に低下、その後下流に行くに従ってゆるやかに減少する。最小格子幅が 0.05  $\mu\text{m}$  と 0.025  $\mu\text{m}$  の結果はほぼ同じ結果を示し、0.1  $\mu\text{m}$  の結果のみがスロート付近で他の結果より大きな値を示している。そこで、今回の解析では最小格子幅として 0.05  $\mu\text{m}$  を用いた。

次に最小格子幅 0.05  $\mu\text{m}$  を用いたときのステップ下流における壁座標で無次元化された壁面からの距離  $y^+$  と速度  $u^+$  の関係を図 4 に示す。図には数値解析結果の他に平板境界層における粘性底層と乱流領域のグラフを示している。ここで、乱流領域のグラフは等温壁のデータがなかったため、断熱壁のものを用いている。数値解析結果の○印は格子点に対応している。粘性底層には 7 点の格子点が存在し、正しく評価していることがわかる。一方、乱流領域は断熱壁との比較のため、一致していない。図 5 は断熱壁を用い、一樣流速  $M = 0.3$  における円管の数値解析結果と、粘性底層と乱流領域の  $y^+$  と

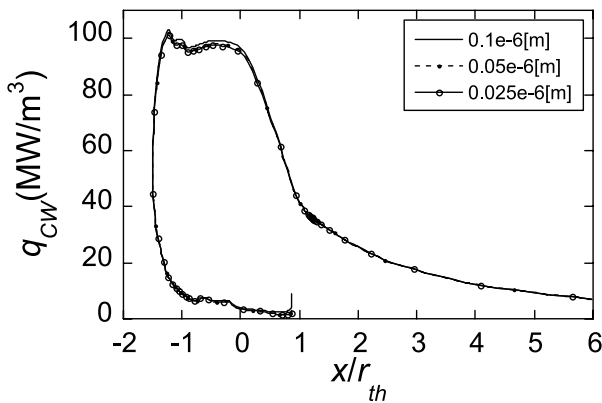


図3 ノズル A の壁面熱流束.

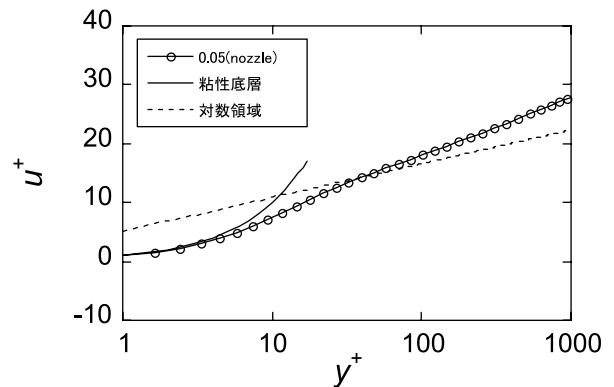


図4 ノズル A の C/C, CFRP 切り替え位置下流における  $y^+$  と  $u^+$  の関係.

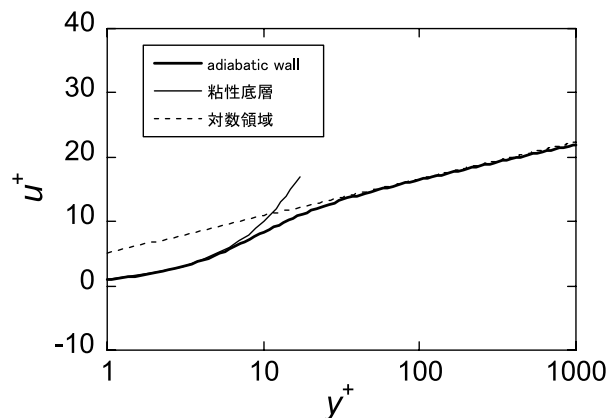


図5 断熱壁における  $y^+$  と  $u^+$  の関係.

$u^+$ の関係を示している。数値解析結果が理論式と一致することから、この流体解析計算コードが正しく乱流境界層をとらえていることがわかる。これらのことから、本解析において最小格子幅  $0.05 \mu\text{m}$  の解析結果は妥当であると判断できる。

### B. ノズル A の解析結果および遮蔽効果

ノズル A における壁面後退量の実験結果と、本研究で得られた数値解析結果を比較する。まず、図6に初期形状と、最終形状におけるノズル内部の等マッハ数線図を示す。スロート付近の壁は C/C で、ノズル壁は CFRP で構成されているため、その境界で後向きステップが形成されている。ステップからは膨張波が発生し、直下流において再循環領域が形成される。流れが再付着した位置から衝撃波が発生しているのが観察された。図7は0, 50秒における壁面熱流束と、平均動圧を示している。グラフの横軸はスロートからの距離を示している。50秒における熱流束は埋没部、スロート付近では0秒より低い。ほぼ同じ分布の熱流束であった。熱流束が低くなった理由は、図3で示しているように、0秒より50秒の方が燃焼圧力が低いためである。C/CとCFRPの切り替え位置 ( $x/r_{th} = 1.2$ ) においてステップ後方に再循環領域が発生するため、速度はほぼ0となり熱流束が低下する。その後、流れが再付着するために0秒と同じような流れ場に回復し、熱流束も下流に行くほど下がる分布となる。また、式2で示した機械的浸食は  $q_{cr}$  以上でその効果が現れる。今回の解析では

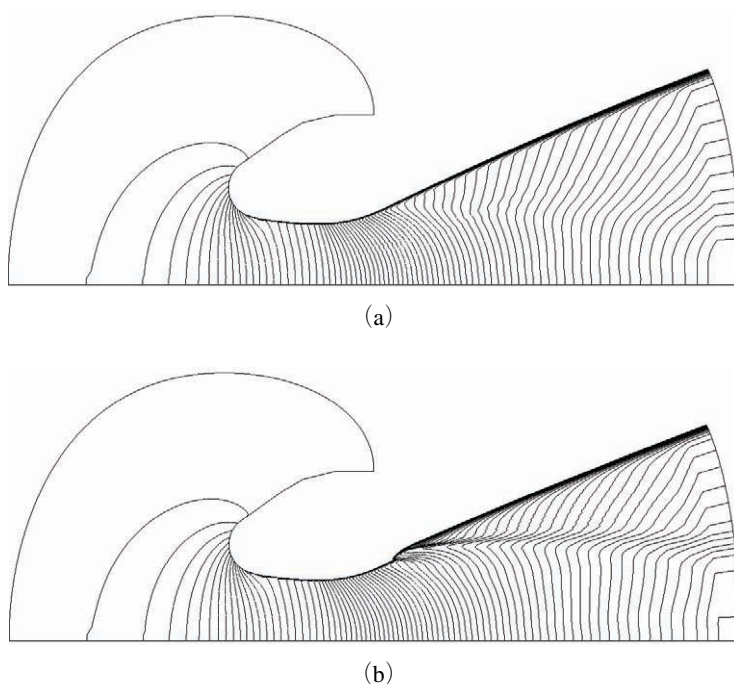


図6 ノズル A 内部の等マッハ数線図。(a) 初期形状, (b) 最終形状.

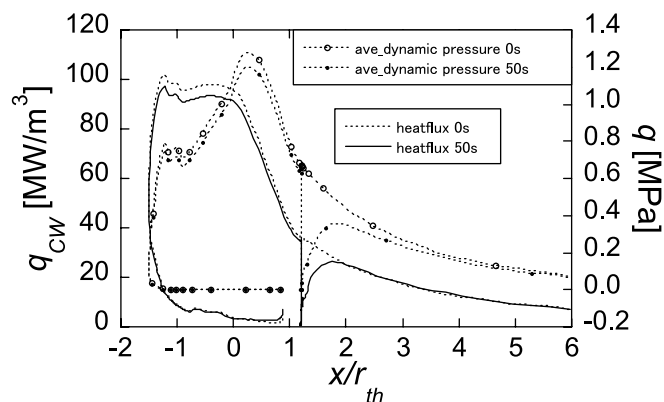


図7 ノズル A の壁における熱流束と平均動圧.



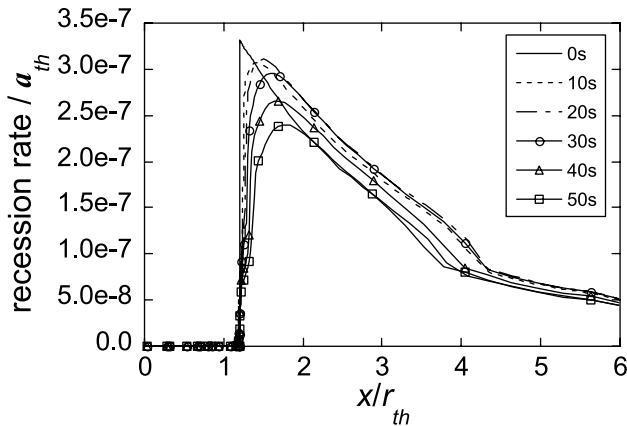


図8 ノズルAの壁面後退速度分布の時間変化。

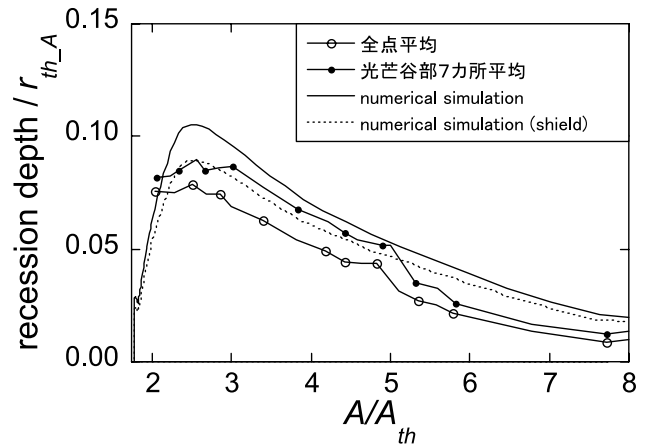


図9 ノズルAの壁面後退量。

$x/r_{th} = 4$ 付近で平均動圧が $q_{cr}$ をまたぐので、 $x/r_{th} > 4$ において機械的浸食効果が消え、 $x/r_{th} < 4$ においてその効果が現れる。

図8に0, 10, 20, 30, 40, 50秒における壁面後退速度の分布を示す。壁面後退速度はスロートでの音速で無次元化している。そして、グラフの横軸はスロートからの距離を示している。この壁面後退速度は、式2を用いて求めたものであり、遮蔽効果は考慮していない。CFRPの方が、C/Cよりも壁面後退速度が大きいため、切り替え位置より下流で壁面後退速度が最大となる。また、燃焼室圧力が低くなるにしたがって壁面後退速度が小さくなっているのがわかる。0秒以外のグラフは切り替え位置下流においてなめらかなピークを持つ。これは流れ場がステップで剥離し、下流で再付着した後に乱流境界層が発達していくためである。このような分布は本研究で行っている準定常解析を行わなければ得られないものであり、初期条件、初期形状だけの解析では再現できない重要なデータである。図7で確認されたように、 $x/r_{th} = 4$ 付近で機械的浸食の効果がなくなるため、その前後における傾きは異なっている。

図9に地上燃焼試験より得られた実験結果と、本解析で得られた数値解析結果を示す。横軸が開口比、縦軸が壁面後退量である。縦軸はスロート半径で無次元化している。実験結果として全周平均値と、星形の固体推進薬における光芒谷部の位置に対応する7カ所の平均値（以下実験最大値と呼ぶ）を用いている。また、数値解析結果とは遮蔽効果を考慮していないもの（式(2)）と、考慮したもの（式(5)）をあらわしている。遮蔽効果の係数は $a = 1$ を用いた。図のように、遮蔽効果を考慮することで、数値解析結果は実験最大値とほぼ同じとなる。遮蔽効果の係数を大きくすることで、実験結果の平均値にあわせることもできるが、今回は安全側の評価を目的とし $a = 1$ を使用した。ここで、安全側とは壁面後退量が実験値よりも大きいことを指す。このように遮蔽効果は実験結果と比較して決定する必要があるが、実験前の正確な予測には必ずしも適さない。ただし、遮蔽効果を考慮していない結果は安全側を判断していることで、この解析結果を使用して得られる材料の熱伝導計算などが可能となり、必要な板厚などを判断できる。したがって本解析結果は、安全評価やおおまかな設計には使用することが可能である。また、ノズル形状のマイナーチェンジであれば同様の遮蔽効果の係数を使って正確に予測することが出来ることは過去の研究で報告されている[6]。式(2)を用いた場合における壁面後退量の過大評価は、化学平衡計算による化学的腐食を最大に見積もったことが要因であると考えられる。数値解析を設計段階で利用するには、流体と反応を伴う熱分解を同時に解き、化学非平衡計算を行う必要がある[4]。すなわち遮蔽効果を簡単なモデル化ではなく、化学種と化学非平衡を考慮して見積もることが正確な予測には必要である。

### C. ノズルBおよびCの解析結果

ノズル壁B, Cにおける後退量を準定常解析により求めた。図10に(a)ノズルB, (b)ノズルCにおける壁面熱流束と平均動圧を示す。横軸はそれぞれのスロート半径で無次元化されたスロートからの距離である。図2aのノズル外形、また図7のノズルAの熱流束を参照しながら、それぞれのノズルの特徴と熱流束の関係を述べる。すべてのノズルにおいて、スロートより上流で最大値を示している。そしてスロート下流の急拡大部で急激な減少、その後の緩やかな減少もすべてのノズルで同じ特徴を持っている。ノズルB, CはノズルAに比べスロート上流で急激にしばられ、スロート部分も短いため、最大値の位置がノズルAにくらべてスロート側に寄っている。また、ノズルAと比較して、ノズルBは急拡大部がスロート側に、ノズルCは急拡大部がノズル出口側に位置している。そのため、熱流束の急激な減少の位置がそれぞれのノズル

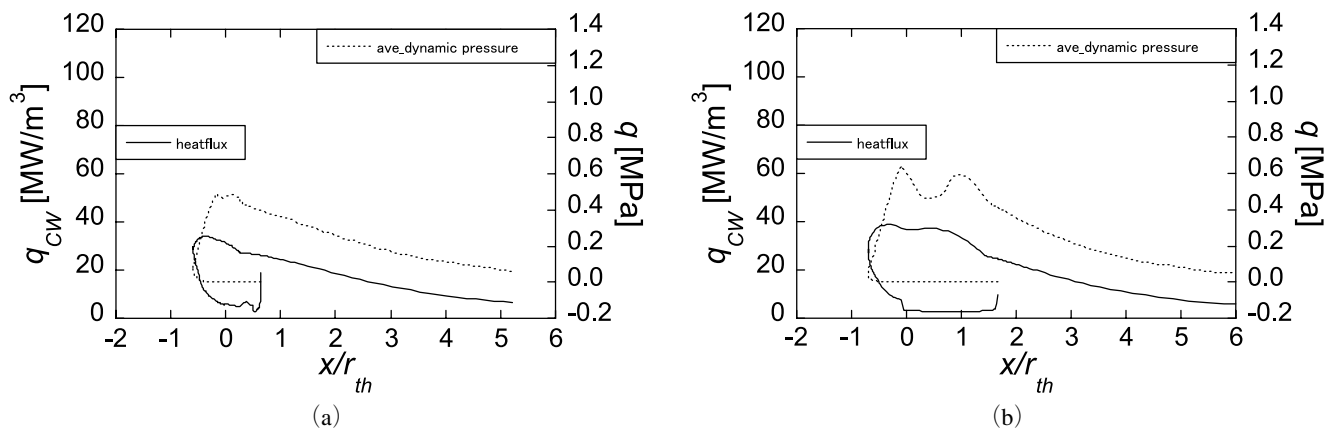


図10 0秒時における熱流束と平均動圧. (a)ノズルB, (b)ノズルC.

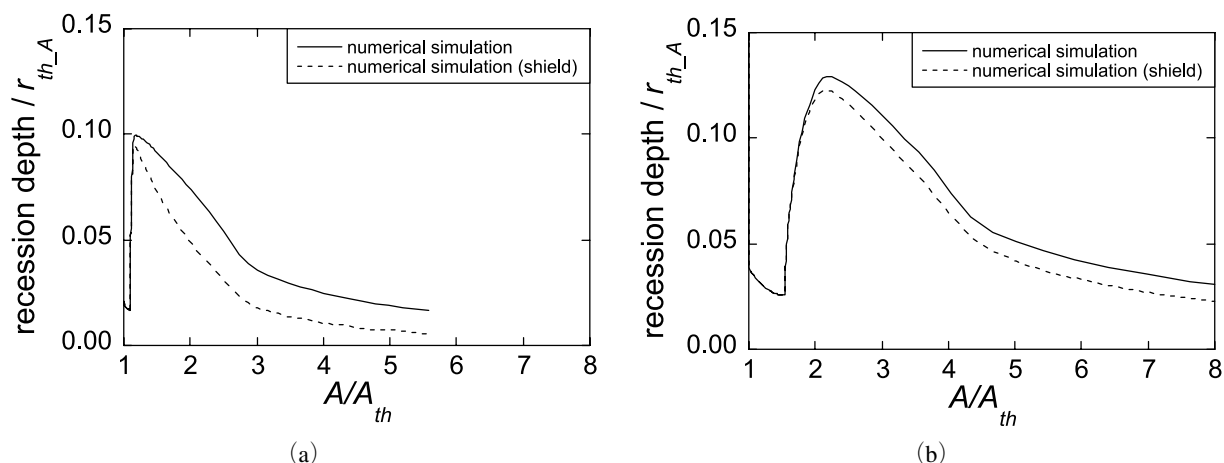


図11 壁面後退量分布. ノズルAのスロート径で無次元化. (a)ノズルB, (b)ノズルC.

で外形と対応しているのがわかる. ノズルCの大きな特徴として, スロートより下流における急拡大部が大きくノズル側に位置していることがあげられる. これにより, 高い熱流束がスロート下流までほぼ一定に維持されている.

図11に (a)ノズルB, (b)ノズルCの壁面後退量を示す. 図には遮蔽効果を考慮していないもの(式(2))と, 考慮したもの(式(5))を示している. このとき, 遮蔽効果の係数はノズルAの解析結果を参考に,  $a=1$ を用いた. グラフの横軸はそれぞれのスロート径で無次元化した開口比を使用している. 壁面後退量は主に化学反応によるため, 代表長さが流体の代表長さ, すなわちスロート径に依存しない. そこで, 図11の壁面後退量は図9同様, ノズルAのスロート径で無次元化して示した. ステップ後方で最大値, そして機械的浸食効果による傾きの変化が観察された. 図1(b)に示したように, ノズルBの燃焼時間はノズルAとほぼ同じであるが, その圧力レベルはほぼ半分である. それにも関わらず, ノズルBの最大値はノズルAとほぼ同じである. これは, ノズルBのC/CとCFRPの境界が熱流束の比較的高いスロート付近に位置しているためである. 最大値は燃焼時間の長いノズルCが最も大きい値を示した. これは燃焼時間が他のモータと比較して長いためである. 以上のことから, 壁面後退量が大きくなると予想される長い燃焼時間のモータを設計する場合, その壁面後退量を小さくするために, なるべく大きな開口比の位置に材料の境界を設置する必要があることがわかる. これらノズル形状, モータの燃焼特性と壁面後退量の関係は, 今後の固体ロケットモータの開発, および資料として重要である.

#### IV. 結 論

固体ロケットノズル内の準定常流体解析と, 相関式を用いた壁面後退速度の算出を交互に行うことによって, 三種類のモータにおけるノズル最終形状を求めた. ノズルAの解析結果は実験結果と定性的に一致した. また, 遮蔽効果を考慮す

ることにより定量的一致もみられた。ただし、この遮蔽効果の係数は実験結果を参照し決定しなければならないため、十分な予測に使えるとは言えない。本研究で提案している相関式は、化学的腐食の効果を最大と見積もっているため、常に安全側の評価をした。ノズル B と C に対しても同様の数値解析を実行し、それらの解析結果を示した。ノズル形状、モータの燃焼特性と壁面後退量の関係を述べた。

今後は、遮蔽効果を簡略化したモデルを利用するのではなく、化学種の拡散、および化学非平衡計算を行うことで遮蔽効果を見積もることが必要である。それにより数値解析を設計段階で使用することが可能となり、今後のノズル開発、および信頼性の向上に大きな進歩が得られる。

## 謝 辞

本研究は ISAS/JAXA の SX-6 システムを使用して解析が実行された。また、本研究は固体ロケットの信頼性向上研究「内部混相流と耐／断熱材焼損挙動予測技術の研究」の一環として実施したものである。さらに、この研究の一環としてノズル内の三次元流体計算[7]も行われ、流れ場の三次元性に関して理解が促進された。ここに記して謝辞を表す。

## References

- [ 1 ] Kendall, R. M., Rindal, R. A., and Bartlett, E. P., “Thermochemical Ablation”, AIAA Paper, AIAA 65-642, 1965.
- [ 2 ] Schneider, P.J., “Mechanical Erosion of Charring Ablators in Ground-Test and Re-Entry Environments,” *AIAA Journal*, Vol.6, No.1, pp. 64-72, 1968
- [ 3 ] Chelliah, H. K., Makino, A., Kato, I., Araki, N., Law, C. K., “Modeling of Graphite Oxidation in a Stagnant Point Flow Field Using Detailed Homogeneous and Semiglobal Heterogeneous Mechanisms with Comparisons to Experiments”, *Combustion and Flame*, 104: 469, 80, 1996.
- [ 4 ] Thakre, P and Yang, V “A Comprehensive Model to Predict and Mitigate the Erosion of Carbon-Carbon/Graphite Rocket Nozzles”, AIAA Paper, AIAA-2007-5777, 2007.
- [ 5 ] 紙田 徹, “事故に学ぶ—H-IIA ロケット固体ロケットブースターノズル”, *まてりあ*, Vol. 44, No. 7, pp. 560-564, 2005.
- [ 6 ] Daimon, Y., Shimada, T., Tsuboi, N., Takaki, R., Fujita, K., and Takekawa, K., “Evaluation of Ablation and Longitudinal Vortices in Solid Rocket Motor by Computational Fluid Dynamics,” AIAA Paper, AIAA-2006-5243, 2006.
- [ 7 ] Daimon, Y., Shimada, T., Tsuboi, N., and Takaki, R., “Estimation of Longitudinal Vortices behind Backward-facing Step in Solid Rocket Motor by CFD”, *Proceedings of the 8<sup>th</sup> International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows*, ISAIIF 8-0033, 2007.
- [ 8 ] Shima, E. and Jounouchi, T., “Role of Computational Fluid Dynamics in Aeronautical Engineering (No. 12)”, NAL-SP 27, Proceeding of 12 th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, pp. 255-260, 1994, in Japanese.
- [ 9 ] Fujii, K. and Obayashi, S., “Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows”, AIAA paper, AIAA-86-0513, 1986.
- [10] Baldwin, B. S. and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows”, AIAA Paper, AIAA-78-254, 1978.
- [11] Degani, D. and Schiff, L. B., “Computation of Turbulent Supersonic Flows around Pointed Bodies Having Crossflow Separation”, *Journal of Computational Physics*, 66, pp. 173-196, 1986.
- [12] Potts, R. L., “Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion-A Review,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 2, pp. 200-209, 1995.
- [13] Daimon, Y., Shimada, T., Tsuboi, N., Takaki, R., and Fujita, K., “Predictions of Nozzle Shape Change Using a Coupled Fluid/Thermochemical Approach”, AIAA Paper, AIAA-2007-5778, 2007.
- [14] Shimada, T., Sekiguchi, M., and Sekino, N., “Flow Inside a Solid Rocket Motor with Relation to Nozzle Inlet Ablation”, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 6, pp. 1324-1332, 2007.



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-035

---

発行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

---

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。





本書は再生紙を使用しております。