3D 測定を応用したハイブリッドロケット燃焼器の
複雑形状に対する熱流動解析*岸 田 耕 一^{*1}, 金 子 雄 大^{*2}
大 島 伸 行^{*2}, 永 田 晴 紀^{*2}Thermal Fluid Dynamics for the Complicated Geometry of Hybrid Rocket
Engine Using 3-Dimensional Measuring SystemKoichi KISHIDA^{*3}, Yudai KANEKO,
Nobuyuki OSHIMA and Harunori NAGATA^{*3} Division of Space and Mechanical Engineering, Graduate School of Engineering, Hokkaido University,
Kita 13 Nishi 8, Kita-ku, Sapporo-shi, Hokkaido, 060-8628 Japan

This paper investigates a thermal-fluid dynamics of CAMUI (Cascaded Multistage Impinging-jet) type hybrid rocket developed in Hokkaido University by using a large eddy simulation of turbulence. The performance of the hybrid rocket is sensitive to the changing shape of its chamber. To clarify this effects, numerical simulations were conducted using measured shapes. The results show the flow structures such as impinging fountain flow depending on the shapes at different burning time. These structures generate the particular heat flux distributions on the surface.

Key Words: Numerical Simulation, Hybrid Rocket, Large Eddy Simulation, Impinging Flow, Three-Dimensional Measurement

1. 緒 言

ハイブリッドロケットは燃料と酸化剤を異なる相で保存するロケットである。両者を分離することにより、スロットリングや消火といった燃焼中の制御が容易になり、安全性が高い。また、必要な供給系が少なくなり、コンパクトな機体を設計することが可能である。このような安価で安全という特徴を持つため、民間による宇宙開発や小型衛星の打ち上げといった新しい宇宙産業のニッチの拡大に伴い、近年再び期待が高まっている。2004年にSpaceDevとScaled Compositesが有人飛行を成功させた際にもHTPBとN₂Oのハイブリッドロケットが使用された。JAXAにおいても、2008年からハイブリッドロケットのワーキンググループが発足し、活発な研究が進められている⁽¹⁾。

ハイブリッドロケット開発における最大の課題のひ

とつが、燃料後退速度の低さである。一般的に固体燃料と液体酸化剤の組み合わせが使われるが、燃焼を起こすためには燃料の蒸発・分解と、酸化剤との混合という2つの過程を経る必要があり、これが後退速度を遅くしている。従って大きく分類すれば2つのアプローチがあり、1つはより後退速度の大きい燃料を探索する方法であり、もう1つは熱伝達や混合が促進される流れ場を燃焼室内に作る方法である。後者の例としては旋回流を利用したものや、本研究が対象としたCAMUIのような衝突噴流を応用したのものがある。

本研究はCAMUI型燃焼室の流れ場が高い後退速度を生み出すメカニズムを明らかにし、開発へ貢献することを目標としている。ハイブリッドロケットは燃料が消費されると燃焼室の形状が変化する。特にCAMUI型の場合、流れ場の変化は機体性能へ直結するため、流れ場と形状の関係を明らかにすることは重要である。そのため、燃焼室形状を3次元測定し実機形状を再現した乱流LES計算を行った。これにより、高い熱伝達を起こす流れ構造が捉えられ、さらに異なる燃焼時間の実機形状を用いた解析を比較することで、燃焼時間とともに流れ場が変化する様子が明らかにされた。

* 原稿受付 2009年11月24日。

^{*1} 学生員, 北海道大学大学院工学研究科(〒060-8628 札幌市北区北13条西8)。^{*2} 正員, 北海道大学大学院工学研究科。

E-mail: kishida@mech-hm.eng.hokudai.ac.jp

2. 記 号

 T_b : 燃焼時間 s $\dot{M}$: 質量流量 kg/s P : 圧力 MPa T : 温度 K ρ : 密度 kg/m³ C_p : 等圧比熱 kJ/(kg·K) μ : 粘性係数 Pa·s Pr : プラントル数 γ : 比熱比 ω : 分子量 u_i : i 軸方向の速度 m/s h : 規格化しエンタルピー Sc : シュミット数 R : 一般気体定数 J/(kg·K) C_f : 湧き出しのある場合の壁面摩擦係数 C_{f0} : 湧き出しがない場合の壁面摩擦係数 C_H : 湧き出しのある場合のスタントン数 C_{H0} : 湧き出しのない場合のスタントン数

添 字

 C : 燃焼室内の物性の添え字

SGS: LES における Sub Grid Scale

3. CAMUI 型ハイブリッドロケットと課題

図1にCAMUI型ハイブリッドロケットの概観を示す。CAMUI型ハイブリッドロケットは北海道大学において2002年から研究・開発が進められてきたハイブリッドロケットである⁽²⁾。燃料として安価なポリエチレンを、酸化剤として液体酸素を用いている。現在までに推力90 kgf級、250 kgf級が開発されており、現在は大型化に向けて研究が進められている。従来のハイブリッドロケットとは異なり、このロケットは特徴的な燃焼室形状を持つ。図1のBが機体に装填された燃料であり、図2はこれを取り出した図である。一般的なハイブリッドロケットでは固体燃料中心に開けられた円形のポート内で燃焼が起こる。燃焼熱により、固体燃料表面は熱せられ、燃料は分解・蒸発しながら酸化剤リッチな燃焼ガスと混合される。本研究ではポート内の空間のことを燃焼室と呼ぶ。このような燃焼方式では、流れに沿って発達する境界層が問題となる。単純なポートでは発達した境界層が燃料表面への熱伝達と蒸発した燃料の混合を妨げる。

CAMUIの場合、2つの円形ポートが開けられた燃料ブロックを90°ずつ互い違いに積み上げることで1つの燃料ブロックを構成する。このとき各ブロックの

Fig. 1 Schematic figure of CAMUI-type hybrid rocket

Fig. 2 Fuel blocks and grain of CAMUI-type hybrid rocket

間に隙間を開けることで、ポートを通過した燃焼ガスは、次段の燃料ブロック端面に衝突し、方向を変えた後次のポートへ流入する。このような流路形状を持つことで、燃料と酸化剤の混合が促進され、また、壁面への熱流束も大きくなることが期待される。このように縦に並んだ各燃料ブロック単位において噴流の衝突が起こるため、永田らはこの燃焼方式を縦列多段式衝突噴流 (Cascaded multistage impinging-jet; CAMUI) と名付けた。

燃焼が進行し、固体燃料が消費されると燃焼室形状が変化する。CAMUI型ハイブリッドロケットの場合、燃焼室の幾何的な形状によって内部流れ場が作られ、その影響は壁面熱伝達を介して推力などの主要な性能へ結びつく。また、初期形状によって燃え残り量に変化するため、開発においては固体燃料の形状の設計が重要となる。現在までの小型クラスの開発においては、燃焼試験の繰り返しによって最適な形状が決定されてきた。そこで本研究では実際の燃焼中の形状に対して、内部流れの数値解析を行い、高い熱伝達を生み出す衝突噴流などの流れ構造を把握し、上記の開発に対して貢献することを目的とした。

4. 燃 焼 試 験

本研究では燃焼途中の燃料形状を取得するために燃焼試験を行った。本研究では酸化剤の供給を停止させることで、燃焼を任意の時刻で停止させ、燃料ブロックを取り出した。今回用いた試料の燃焼時間はそれぞれ1.450, 2.530, 3.782 sである。燃料は高密度型ポリエチレンで、液体酸化剤は高圧ヘリウムによって燃焼室へ供給されている。燃焼室内の圧力は入口近くと出口近くの2点で測定し、平均した。燃焼試験で取得

Table 1 Measured data of the experiments

Index	250FD09	250FD08	250FD05
T_b	1.450	2.530	3.782
$\dot{M}$	593.3	590.3	602.9
P_c	2.49	2.57	-

Fig. 3 The partially burnt fuel blocks (1.450 sec after ignition, 2.530 sec and 3.782 sec)

されたデータを表1に示す。なお、3.782 sのケースでは圧力は測定されていない。

図3は燃焼試験後に取り出した燃料ブロックである。表面は光沢を持ち、発泡などはなく滑らかであることを目視により確認している。また、後退時の形状の特徴として、ポート断面が初期の円形から、扇型に近づいていくこと、2つのポートの間に特徴的な凹みがあることなどが観察される。これらの特徴は燃料ブロックの初期形状によって大きく変化することがわかっている。こうした特徴的な後退域には、対応した流れ構造が存在することが予想される。

燃料の後退形状は、燃料ブロックの位置によっても異なる。酸化剤リッチになる燃焼室入口から数段は局所的な変形が大きく、特に中央においては大きな変形を起こす。また、この部分は煤による汚れが最も多い場所である。燃焼後半のブロックでは各段による変形の違いは小さくなり、煤による汚れも少なくなる。数値解析との比較において、できるだけ燃焼が安定した領域を対象とするために、本研究では10段のうち上流から8段目と9段目を対象としている。

5. 3次元形状の測定と格子生成

5.1 3次元形状の測定 燃焼試験によって得た燃料ブロックは、非接触型3次元測定機によって測定された。本研究ではSteinbichler社の3次元測定機にCometplusを使用した。図4に3次元測定機の概観を示す。テーブル上に置かれているのが被測定物(①)の燃料ブロックであり、三脚上のカメラ(②、③)が3次元測定機である。Cometplusはモアレ縞干渉を応用した光学的な3次元測定機である。測定による

Fig. 4 Comet-plus (Non-contact 3-dimensional camera)

Fig. 5 The superimposed figures of cross sectional line at each burning time

空間誤差は0.1 mm程度であり、最小の凹凸のオーダーである数mmに対し十分に小さい。燃焼後の燃料ブロックは煤によって部分的に汚れているため、測定用のスプレーで白く塗装した。測定は治具を用いて、異なる角度から複数回行い、専用の商用ソフトで精度を落とさないよう、微調整を行った。こうして取得した3次元データは格子生成ソフトで読めるよう、STLデータフォーマットで保存された。図5に取得された3次元データから作り出した断面図を示す。各線が燃焼の各段階の輪郭を表しており、燃焼の進行と共に形状が次第に変化していく様子がわかる。本研究では燃料ブロック2つ分の形状データを使って1つの解析領域を生成する。

5.2 格子生成 格子の生成には商用格子生成ソフトGridgenを使用した。測定によって得られた形状データを元に、格子を生成した。格子は4面体、5面体、6面体格子をハイブリッドした非構造格子であり、表面近傍には薄い6面体格子を10層生成した。壁面最近接格子点を実距離で壁面から0.1 mm程度であり、計算結果から求めた無次元距離は壁面最近接格子点で $y^+ = 10$ 程度である。これは粘性低層を解析するためには不十分であるが、表面の格子解像度を2倍にした計算から、その影響は5%以下と小さいこと

を確認している。格子生成時は計算の安定性にとって重要な格子のアスペクト比に注意した。計算格子はちょうど2つのブロックで構成される内部流路に相当し、格子内で端面への衝突噴流が2度起こる。本研究では流入条件は定常流入とし、1段目の衝突とその後のポートへの侵入で実際の乱流の発達が発現されていると考えた。また、初期形状については、設計資料よりGridgenで格子を直接生成した。格子数は初期形状で140万から230万程度である。なお、3.782s後の形状は燃え尽きる直前で変形が大きく、数値解析には用いていない。

6. 計算条件

温度、ガス密度などの燃焼室内部の物理状態を燃焼中に直接測定することは困難であるため、本研究では取り出した燃料ブロックの質量を測定することで、燃焼中の燃料と酸化剤の比(O/F)を求めた。O/Fと計測された圧力からロケット燃焼室解析用の化学平衡計算ソフトCEA⁽³⁾を用いて、数値解析に必要な密度、温度、分子量などの諸量を計算した。計算結果を表2に示す。本計算では、O/Fの空間・時間的な変動による流入温度の違いが壁面熱流束へ与える影響は14%程度であることを確認している。

数値解析には文科省の革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発によって開発されたFrontFlow/red⁽⁴⁾を用いた。FrontFlowはコードが公開されているため、ユーザーが必要に応じてカスタマイズして利用することが可能である。乱流モデルとしてLarge Eddy Simulationを用いており、Grid Scale成分の質量・運動量の保存方程式は次のように表される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho \tilde{u}_j \tilde{u}_i}{\partial x_j} \\ = -\frac{\partial \bar{p}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{SGS} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad \dots\dots (2) \end{aligned}$$

ここで μ_{SGS} が乱流散逸の影響を表し、本研究では標準スマゴリンスキーモデルを使用している。 $\bar{p}_i$ は低マッハ数近似による運動学的な圧力である。 $\tilde{u}$ はGrid Scale成分を表し、 $\tilde{u}$ は密度を重みとしたファブル平均値で、 $\tilde{u} = \overline{\rho u} / \bar{\rho}$ と書ける。エネルギーは規格化したエンタルピーによって解かれており、輸送方程式は次のように表せる。

$$\frac{\partial \rho \tilde{h}}{\partial t} + \frac{\partial \rho \tilde{u}_j \tilde{h}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\frac{\mu}{Sc} + \frac{\mu_{SGS}}{Sc_{SGS}} \right) \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_i} \right] \quad \dots\dots\dots (3)$$

これらを有限体積法によって離散化している。壁面

Table 2 The physical data using CEA

T_c	3450
ρ_c	2.04
C_p	6.33
μ	1.06×10^{-4}
Pr	0.45
γ	1.15
ω	22.2

境界条件は速度に対し対数則を、エネルギー方程式に対しては等エンタルピーと仮定した。これらの方程式系に加え、理想気体の状態方程式

$$p = \rho RT \quad \dots\dots\dots (4)$$

を加えることで、全ての変数が解かれる。スマゴリンスキー定数は非圧縮チャネル流れに最適とされる0.1とした。また、温度差による密度変化を扱うが、マッハ数は小さいため、低マッハ数近似を仮定している。乱流プラントル数は0.9とした。対象領域で平均化したO/Fから化学平衡計算を行い、得られた温度を入口温度として与えた。実際の出口O/Fから得た温度と本計算の出口温度の差は10%程度であり、化学反応を扱わない効果は十分小さい。

燃料の表面分解温度である1000Kの等温壁面⁽⁵⁾を通過する熱量から壁面熱流束の分布を可視化した。壁面熱流束は壁面から第1格子点と第2格子点を使って計算している。

7. 結果と考察

図6, 7に計算結果を示す。壁面熱流束の空間積分値が十分収束してから、実時間で1.6ms分を2乗平均で時間平均した。図6ではポートを通過した流れが端面に衝突し、次のポートへ侵入するまでの流れの構造を流線で示した。初期形状を用いた解析では、壁面噴流となった流れが端面中央部で互いに衝突し合い、強い渦構造を形成していることがわかる⁽²⁾。この渦構造は多孔板を使った壁面冷却技術などの分野でファウンテイン流と呼ばれているもので、高い壁面熱流束を維持することができる⁽⁶⁾⁽⁷⁾。燃焼開始後1.450s後の形状を用いた解析では、この渦構造が弱まっていることがわかる。これは燃料の消費によって燃料ブロック間の距離が拡大したこと、ポートの直径が拡大することで流速が小さくなった影響であると考えられる。2.530s後の形状ではこれらの渦構造は全く見られない。

図7は壁面熱流束の分布を示したものである。初期

Fig. 6 The stream line structures in the chamber at each burning time

Fig. 7 Calculated heat flux distribution of the fuel surface

形状を用いた解析では、ファウンティン流直下に特徴的な高熱流束分布が見られることがわかる。また、噴流が衝突する端面には熱流束の高いスポットが存在することがわかる。これらの熱流束の高い部分は、燃料表面の後退が大きい部分と概ね一致している。こうした特徴は 1.450, 2.530 s 後の形状では弱まるか、完全に消滅している。

図 8 に示したものは、異なる燃焼時間の途中形状デ

Fig. 8 Calculated heat flux distribution of the fuel surface

ータの差分を取ることで、端面の後退量の分布を可視化したものである。壁面熱流束と後退量は燃料の分解熱を介して同じ分布を持つ。図 7 の壁面熱流束の分布と図 8 の後退量の結果の比較から、今回の計算から実際の後退量の分布を定性的に予測することはできたといえる。

実験と計算による予測値の定量的な比較は次のように行う。各時刻の燃料ブロックの質量を測定することで、燃料の消費速度が求められる。この消費速度と、燃料の分解熱が 850 cal/g から、熱流束を固体燃料表面で積分した値が求められる。これと計算による熱流束の積分値を比較したものを表 3 の 2 段目、3 段目に

Table 3 The total amount of heat flux through the fuel inside surface

Time [sec]	0.000	1.450	2.530
Experiment results [kW]	157	117	109
Calculation results [kW]	920	810	830
Modified value [kW]	87	76	78

示す。補正のない状態では計算値は6〜8倍程度大きく見積もられている。

格子解像度依存性や、燃料後退速度の燃料表面温度への影響、燃料比の変化などによる計算値の増減は10%を超えず、計算による熱流束の過大評価は表面からの蒸発した燃料の湧き出しの効果が大きいと考えた。

Mickley ら⁽⁸⁾ は様々な湧き出し速度における壁面摩擦係数を測定することにより、ブローイングと壁面摩擦の関係を整理している。CAMUI の燃料後退速度はおおよそ1〜3 mm/s であり、これと流入速度から、Mickley らの実験結果を元に壁面摩擦係数を求めると次のように推定される。

$$\frac{C_f}{C_{f0}} = 0.05 \sim 0.8 \quad \dots\dots\dots (5)$$

運動量と熱の輸送に対してブローイングが同じ効果を持つものとする、スタント数と壁面摩擦係数について次の関係があると考えられる⁽⁹⁾。

$$\frac{C_H}{C_{H0}} = \frac{C_f}{C_{f0}} \quad \dots\dots\dots (6)$$

従って、ブローイングを考えない今回の計算では、実際の熱流束に対して1/0.8〜1/0.05倍程度の過大評価をする可能性がある。この平均値である10.6で全ての時刻の結果を補正した値を表3の最下段に示す。補正值と実験値の違いは30〜40%程度であり、内部流れ場の把握をするためには十分な精度であると考えられる。

8. 結 言

CAMUI 型ハイブリッドロケット燃焼室内部流れと流路形状の変化との関係を明らかにするため、実際の燃焼途中形状を3次元測定することで、実形状を用いたCFD解析を行った。得られた結論は以下の通りである。

(1) 実形状を3次元測定することで、実形状に対するCFD解析を行えることを確認した。

(2) 異なる燃焼段階の形状を用いた計算結果を比較することにより、特徴的な流れ構造が変化していく様子が明らかになった。

(3) 得られた壁面熱流束の分布と、実際の後退量分布の比較から、計算が実際の後退量分布を予測することができることが示された。

(4) 定量的には過大評価しており、この主な原因としてブローイングの影響を示した。

謝 辞

本研究では北海道立工業試験場の3次元測定機を使用した。また計算機としてJAXAのSX6を使用した。この場をお借りして感謝の意を表す。

文 献

- (1) Shimada, T., Recent Status and Views on Hybrid Rocket Technologies, *Proceedings 52nd Space Sciences and Technology Conference*, (2009).
- (2) Nagata, H. et al., Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments, *Acta Astronautica*, Vol. 59/1-5 (2006), pp. 253-258.
- (3) Gordon, S. and McBride, B. J., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, *NASA Reference Publication*, 1311 (1996).
- (4) Frontier Simulation Software for Industrial Science, available from <http://www.ciss.iis.u-tokyo.ac.jp/index.php> (accessed 2009-11-18).
- (5) Lengelle, G., Fourest, B., Godon, J. C. and Guin, C., Condensed-Phase Behavior and Ablation Rate of Fuels for Hybrid Propulsion, *AIAA paper* 93-2413.
- (6) Bernard, A., Brizzi, L.-E. and Bousgarbiés, J.-L., Study of Several Jets Impinging on a Plane Wall: Visualizations and Laser Velocimetry Investigations, *ASME Journal of Fluids*, Vol. 121 (1999), pp. 808-812.
- (7) Cho, H. H. and Rhee, D. H., Local Heat/Mass Transfer Measurement on the Effusion Plate in Impingement/Effusion Cooling Systems, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 121 (2001), pp. 601-608.
- (8) Mickley, H. S. and Davis, R. S., Momentum Transfer for Flow Over a Flat Plate with Blowing, *NACA TN-4017* (1957).
- (9) Marxman, G. A., Combustion in the Turbulent Boundary Layer on a Vaporizing Surface, *Proceedings Tenth Symposium (International) on Combustion*, (1965), pp. 1337-1349.