# Nイブリッドロケット CAMUI の燃焼器内流れ場の数値解析 Flowfield Calculation in Combustion Chamber of Hybrid Rocket CAMUI

清水裕樹,東理大院,東京都葛飾区新宿 6-3-1, j4512633@ed.tus.ac.jp
山本誠,東理大,東京都葛飾区新宿 6-3-1, yamamoto@rs.kagu.tus.ac.jp
Yuki Shimizu, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijuku, Katsushika-ku, Tokyo
Makoto Yamamoto, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijuku, Katsushika-ku, Tokyo

In a small rocket development, hybrid rocket has advantages in terms of lower cost and safety. However, there is a problem in that thrust is relatively low. Hybrid rocket CAMUI (Cascaded Multi-staged Impinging jet) has been developed in Hokkaido. To gain higher thrust, it is important to understand the relationship between the flow and the shape of combustion chamber. We performed three-dimensional computations for the combustion chamber to clarify the flow field and regression rate. The computed results show that the fountain flow caused by collision of the wall jets enhances the heat transfer on the backward end of the upstream fuel block. On the forward end of the downstream fuel block near the ports, the highest regression area is found.

## 1. はじめに

固体燃料と液体や気体の酸化剤を推進剤とするハイブリッド ロケットが近年注目されている. ハイブリッドロケットの燃料に は HTPB や PE 等の高分子材料が用いられることが多く、酸化剤 には液体酸素やN-O等が用いられる.燃料は火薬を用いていない ため、固体燃料ロケットと比べ、製造、輸送、貯蔵、運用におい て安全であるとともに、安価である.このような利点から、ハイ ブリッドロケットは小型ロケットや、有人ロケットへの応用が期 待されている. ハイブリッドロケットでは、火炎からの熱伝達に よって固体燃料が気化し、熱分解することによって燃料ガスが生 じる.しかし、燃料後退速度が低いため、十分な燃焼が行われな いことが問題となっている.これに起因する推力と燃焼効率の低 さから、これまで本格的な実用化には至っていない、従来のハイ ブリッドロケットでは火炎が固体燃料表面の境界層内に形成され るため、固体燃料表面への入熱が乏しくなり後退速度が低くなる. したがって、より大きな推力を得ようとするには燃焼面積を増や す必要がある. その結果, 燃料充填率の低下が生じるため, ハイ ブリッドロケットを実用化するためには、燃焼速度の増加が必要 である. このような背景から近年, 固体燃料への熱伝達を促進し 後退量を増加させ、推力の改善するために、燃料のポート形状を 星形や螺旋状にするといった燃料形状の研究(1)(2)や,酸化剤を周方 向に流入させるといった流入法に関する研究<sup>33</sup>など、様々なハイ ブリッドロケット実用化に向けた研究が行われている.

図1に従来型ハイブリッドロケット、CAMUI型ロケットの燃料形状を、図2にハイブリッドロケットの概略図を示す.従来のハイブリッドロケットの欠点である低推力を克服するために、混合と燃焼を衝突噴流領域で行う Cascaded Multi-stage Impinging-Jet (CAMUI)と呼ばれる燃料形状のハイブリッドロケットが提案されてきた.一般に衝突噴流熱伝達は、そのよどみ点近傍で高い熱



General type CAMUI type Fig. 1 Fuel geometry



Fig. 2 Schematic of hybrid rocket engine

及び物質伝達率を得ることができるという利点がある<sup>4)</sup>. このような利点から,製鉄及び製紙工業における加熱や,ガスタービン 動翼及び電子デバイスの冷却などを行う手段として工業的に広く 応用されている. 従来のハイブリッドロケットと異なり,ハイブ リッドロケット CAMUI は衝突噴流を作ることで,固体燃料への 入熱を改善し,後退速度を増加させるコンセプトになっている.

一方、ハイブリッドロケットの燃焼器内の流れや固体燃料の変形は複雑であり、その熱伝達機構の多くは未解明である.本研究ではハイブリッドロケットにおける燃焼器内の流れ及び変形を解明するために、流れ場計算・壁面後退量計算・燃料変形の弱連成解析を行う.

# 2. 数値計算手法

## 2.1 計算対象及び計算格子

燃料は北海道大学の岸田らによって行われた燃焼試験を参考 にする<sup>(5)</sup>.計算対象として、O/Fの段ごとの違いが小さい、8 段目 と9 段目を採用する.燃料は高密度ポリエチレン (PE)を用い、寸 法及び特性を表1に示す.なお、計算対象の計算格子は燃料形状 が軸対称のため、燃料グレインの軸を中心に90 度切り取った 1/4 モデルを用いる.格子生成には商用の格子生成ソフト Gridgen

を使用し、総格子点数は約130万点である.

## 2.2 解析手法及び境界条件

境界条件は表2に示す.流入はディリクレ条件,流出はノイマン条件とする.壁面温度はPEが分解する1000Kであると考えら

Table 1	Fuel property	
Port diameter	(mm)	22.0
Port length	(mm)	23.0
Spacer diameter	(mm)	75.0
Spacer width	(mm)	12.0
Density	$(kg/m^3)$	960
Decomposition heat	(cal/kg)	850

第 27 回数値流体力学シンポジウム 講演番号 A07-3

Table 2 Boundary condition			
Inlet velocity	(m/s)	354.0	
Inlet temperature	(K)	3450	
Wall temperature (8th stage)	(K)	2500	
Wall temperature (spacer, 9th stage)	(K)	1000	

----

れているが、化学反応を解かないため、壁面の温度の影響で、後流の温度は著しく低下してしまう.このため、温度差を現実よりも小さく仮定し、8段目の温度は2500Kに固定した.流れ場解析にはFrontFlow/redを用いる.

#### 2.3 後退量計算

壁面変形をとらえるために、以下の燃料後退速度式を用いる.

$$\dot{r} = \frac{\dot{q}}{\rho h_{\nu}} \tag{1}$$

ここで、 $\dot{r}$ は燃料後退速度、 $\dot{q}$ は単位面積当たりの入熱量、  $\rho$ は固体燃料の密度、h,は固体の燃料分解熱である. 固体燃料表 面では輻射による熱輸送は乱流熱伝達と比べて極めて小さいため、 式(2)のように乱流熱伝達のみを考慮すれば十分である.

$$\dot{q} = -\rho C_p \left(\kappa + \kappa_t\right) \frac{dT}{dy} \tag{2}$$

ここで、 $C_p$ 、 $\kappa$ 、 $\kappa_t$ は等圧比熱、温度伝導率、渦温度伝導率である.また、乱流熱伝達も壁近傍では乱流の影響が小さいと考え、 壁面への熱伝達は熱伝導係数 $\lambda$ 、温度T、壁面からの法線方向の距離yを用いて以下の式(3)のように表すことができる.

$$\dot{q} = -\lambda \frac{dT}{dy} \tag{3}$$

## 3. 結果及び考察

図3に流線を示す.8段目のポートから流出する燃焼ガスが, 燃料ブロックの前端面に衝突して流れの向きを変え,9段目に流 れ込んでいくのが分かる.8段目で流入したガスの温度が9段目 では下がっている.これは化学反応(燃焼による発熱反応)を考 慮していないことが強く影響していると考えられる.8段目から9 段目前端面をxy平面で切った断面と,8段目後端面から9段目を xx平面で切った断面における温度場を図4.5に,その速度ベクト ルを図6.7にそれぞれ示す.図4.5で得られた温度場から,後退 量を計算した.図6より8段目から流れ出た燃焼ガスが9段目の



Fig. 3 Stream Line

前端面に衝突し,壁面に沿って流れ,反時計回りの渦を形成して いることが分かる.これは前端面で衝突して上に向かっていく流 れが,8段目のもう一つのポートから流れてきて,前端面に衝突 して下側に流れてくる流れと衝突して起こる.このように渦を巻 きながら次の段へと向かっていく.図7から,次の9段目に燃焼



Fig. 4 Temperature field (8th stage,forward end)

Fig. 5 Temperature field (backward end ,9th stage)



Fig. 6 Velocity vector (8th stage, 9th stage forward end)





Copyright © 2013 by JSFM



Fig. 8 Velocity vector (separation area)

ガスが流入していることが確認される.図7で示された9段目の 前端面からポートに入っていく長方形領域の拡大図を図8に示す. 9段目の入り口で圧力が低下し,流れが剥離していることが確認 された.

8段目後端面及び9段目前端面の後退速度を図9,10に示す.8 段目後端面のポートとポートの間に後退速度の高い領域が見られ ることが分かる. 図9において A-A'で切った断面の温度場と速度 場が図4,6に相当する.図6に示されるように、9段目後端面で 衝突した噴流がもう片方のポートから後端面に衝突した噴流と巻 きあがりを起こして、後端面のA点近傍に第二の噴流を形成して いる. この巻き上げによって作られた衝突噴流が前端面のポート とポートの中間の領域に大きな温度勾配を与え、後退速度を高め る. 後端面A点近傍で温度勾配が大きくなっていることは図4か らも確認することができる.図10から9段目前端面とポートの淵 で後退速度が高くなっていることが分かる. 波線で囲われた領域 が衝突噴流領域であり、この領域でも後退速度が高くなっている ことが確認できる.この領域の中央で後退速度が低くなっている のは、主流が9段目のポートに近づき、よどみ点がずれることか ら生じる現象であると考えられる. 前端面と同様に後端面でも中 央部に高い後退速度を持つ領域が存在する.これは、図6のB点 近傍で流れが衝突し、後端面に戻る流れと、前端面に向かう流れ に分かれるからである. したがって、燃料中央部分は高温領域と なり,後退速度が高くなる.一方,中央より少し外側に離れたC 点近傍では後端面に向かう速度を持っており、燃焼ガスによる入 熱が乏しく,帯状の低後退速度の領域を形成することを図10から 確認できる.

#### 4. まとめ

ハイブリッドロケット CAMUI の燃焼器内の現象を明らかにす るために,流れ及び燃料壁面の後退量について解析した.8 段目 から流入した燃焼ガスが9段目の前端面で衝突し,様々な渦を形 成しながら,9 段目に入っていく流れが再現された.また,流れ 場の温度分布から,壁面への熱流束を求めた.各ポートからの衝 突噴流は流れの向きを変えて,お互いが衝突することによってで きた後端面に流れる.そして,後端面にも衝突噴流ができるため, 8 段目の後端面では,ポートとポートの間の領域で後退量が大き

くなる.9段目の前端面では9段目前端面とポートの滞で大きな 後退速度を持つ領域が確認された.衝突噴流領域においても熱伝 達が促進され、高い後退速度が得られていることを確認すること ができた.

今回の計算では、燃焼器内の流れのパターンと燃料壁面の後退 量の定性的な傾向が把握できた. 今後は、燃焼反応を考慮すると ともに、壁面の後退現象(つまり形状変化)を再現し、より定量 的なシミュレーションを行う予定である.

## 参考文献

- (1) 甲田, 荻野, 澤田, "固体燃料表面を後退を考慮したハイブリ ッドロケット燃焼室内流れ場の数値解析," 第 26 回数値流体 力学講演論文集, (2012), pp. 1-5.
- (2) Rao Dalin, CAI GuoBiao, ZHU Hao and TIAN Hui, "Design and optimization of variable thrust hybrid rocket motors for sounding rockets," IJASS Technical Paper, 13(4) (2012), pp. 507-514.
- (3) Changjin Lee, "Internal Flow Dynamics and Regression Rate in Hybrid Rocket combustion," SOCIENCE CHINA Technological Sciences, 15 (2012), pp. 125-135.
- (4) 横掘, 笠木, 平田, "二次元衝突噴流のよどみ領域における乱 流輸送機構に関する研究," (1983), 日本機械学会論文集, 49巻, 441 号, pp. 1029-1039.
- (5) 岸田,金子,大島,永田, "CAMUI型ハイブリッドロケット 燃焼室内部流れの数値解析," (2009),日本機械学会 2009 年度 年次大会講演論文集, pp. 259-260.
- (6) 渡辺,永田,戸谷,工藤, "CAMUIハイブリッドロケット内部の熱・流動特性の数値解析," (2005),日本航空宇宙学会論文集,pp. 337-342.



Fig. 9 Regression rate (8th backward end)

Fig. 10 Regression rate (9th forward end)