

하이브리드 로켓의 연소특성 해석

김 후 중* · 김 용 모** · 윤 명 원***

Analysis for Combustion Characteristics of Hybrid Rocket Motor

Hoo-Joong Kim* · Yong-Mo Kim** and Myoung-Won Yoon***

ABSTRACT

Hybrid propulsion systems provide many advantages in terms of stable operation and safety. However, classical hybrid rocket motors have lower fuel regression rate and combustion efficiency compared to solid propellant rocket motor. The recent research efforts are focused on the improvement of volume limitation and regression rate in the hybrid rocket engine. The present study has numerically investigated the combustion processes in the hybrid rocket engine. The turbulent combustion is represented by the eddy breakup model and Hiroyasu and Nagle and Strickland-Constable model are used for soot formation and soot oxidation. Radiative heat transfer is modeled by finite volume method. To reduce the uncertainties for convective heat transfer near solid fuel surface having strong blowing effect, the Low Reynolds number $k-\epsilon$ turbulent model is employed. Based on numerical results, the detailed discussion has been made for the turbulent combustion processes in the vortex hybrid rocket engine.

초 록

하이브리드 연소 시스템은 안정된 작동조건이나 안전성 면에서 많은 장점을 가지고 있는 반면 기존의 하이브리드 모터는 고체 추진 로켓모터보다 낮은 연료 regression율과 연소효율은 갖는 단점이 있다. 따라서 최근의 연구들은 하이브리드 로켓모터의 연소실 체적의 제한과 연료의 regression율을 향상시키는데 그 초점을 맞추고 있다. 본 연구는 하이브리드 로켓 엔진의 연소과정을 수치적으로 해석하였다. 난류연소는 eddy breakup 모델을 이용하였으며 soot의 생성 및 산화를 다루기 위하여 Hiroyasu 와 Nagle and Strickland-Constable 모델을 적용하였다. 복사열전달은 유한체적법을 이용하여 계산하였으며 고체 연료 벽면에서의 분출 효과로 야기되는 대류열전달의 불확실성을 줄이기 위하여 낮은 레이놀즈 수 $k-\epsilon$ 난류모델을 적용하였다. 계산된 수치결과를 토대로 선회 유동을 가지는 하이브리드 로켓 엔진의 난류연소과정에 대하여 상세히 기술하였다.

• 2001년 10월 31일 접수~2002년 3월 11일심사완료

* 학생회원, 한양대학교 기계공학과 대학원(Hanyang University, Graduate School)

** 정회원, 한양대학교 기계공학과(Hanyang University)

주연락저자, E-mail : ymkim@hanyang.ac.kr , 서울특별시 성동구 행당동 17

*** 정회원, 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

Key Words : Vortex Hybrid Rocket (선회 하이브리드 로켓), Regression Rate (후퇴율), Turbulent Combustion (난류연소), Radiative Heat Transfer (복사열전달)

1. 서 론

고체나 액체 추진로켓에 비하여 하이브리드 추진 시스템은 작동조건의 안정성과 안전함등의 많은 장점을 가지고 있다. HTPB와 같은 고체연료는 제작 및 저장, 운송 그리고 장착상의 안정성을 가지고 있으며 하이브리드 로켓의 고체연료로의 산화제의 유입을 제어하면서 추력의 변화와 엔진내부의 연소 중단과 재 점화를 용이하게 할 수 있다. 이러한 이유로 인하여 하이브리드 엔진은 좀 더 경제적인 장치로 기대를 모으고 있다.

그러나, 기존의 하이브리드 로켓 엔진은 고체 추진 로켓에 비하여 낮은 연료 regression 율과 연소효율을 가지는 단점이 있다. 이러한 단점을 해결하고 요구되어지는 추력값과 연료유량을 증가시키기 위하여 고체연료의 표면적을 증가시킬 필요가 있다. 기존의 하이브리드 엔진에서는 연료 그레이에 다수의 연소포트를 만들어 표면적을 증가시켰으나 이는 비 활용 공간의 증가와 추진체의 질량 및 체적분율의 상당한 감소를 초래한다.

지난 수십년간에 걸쳐 하이브리드 엔진에서 연료의 regression 특성 및 엔진 성능 향상을 위한 연구가 계속되어 왔으며 최근에 ORBITEC 사에서는 엔진의 체적 규제를 경감시키고 연료의 regression 율을 향상시키기 위하여 선회유동을 이용하는 하이브리드 로켓 엔진을 제안하였다. 이러한 선회 유동 하이브리드 로켓은 기체 산소를 원통형 연료 그레이 벽면의 포트를 통하여 원통형 내부 연료 벽면에 접선방향으로 유입하게 되어 선회유동이 발생하게 된다. 이러한 선회유동을 가지는 하이브리드 로켓은 축방향을 따라 서로 반대방향으로 진행되는 강한 동축류 vortex를 형성하게 되어 산화제가 고체연료 그레이에 대하여 평행하게 유입되는 기존의 하이

브리드 로켓에 비하여 고체연료 벽면에서의 대류열전달이 현저하게 증가하게 되어 아주 높은 고체연료의 regression 율을 얻을 수 있는 잇점이 있다.

선회유동 하이브리드 로켓의 연소과정은 고체연료의 열분해과정, 대류 열전달, 난류 혼합, 난류와 화학반응의 상호작용, soot의 생성 및 산화과정, soot 입자 및 연소가스에 의한 복사 열전달, 연소장과 음향장의 상호작용 등의 복잡한 물리적 과정을 포함하고 있다. 이러한 물리적 과정 중 난류연소, 고체연료 벽면 근방에서의 대류 열전달 및 연소과정에서 생성되는 soot 입자로 부터의 복사 열전달, 그리고 고체연료 열분해시 표면반응들은 고체연료의 regression 율에 큰 영향을 미친다. 특히 고체연료의 난류화염면의 위치와 폭, 그리고 비 예혼합 난류화염장에서 생성되는 soot의 체적분율의 예측은 난류연소모델, 열전달 모델, 그리고 regression 율 모델에 의해 크게 영향을 받기 때문에 수치모델의 예측능력을 향상시키기 위하여 이러한 물리적 과정을 정확히 모델링해야 할 필요가 있다.

본 연구에서는 모델의 단순함 때문에 난류 연소모델로는 Eddy Breakup Model을 이용하였으며 단순화된 soot 생성 및 산화모델¹⁾을 적용하였다. 복사 열전달은 유한체적법을 이용하여 계산하였으며 이 방법은 전체 입체각을 극 방향과 원주방향을 따라 유한개의 제어체적으로 나누어 계산한다. 고체 연료 벽면 근처에서의 대류 열전달의 불확실성을 줄이기 위하여 Low Reynolds number k-ε 모델을 이용하였다. 위에서 열거된 모델들을 이용하여 선회 유동을 갖는 하이브리드 로켓 엔진의 연소 및 soot 생성 및 산화과정을 살펴보았으며 복사 열전달이 고체연료 표면의 regression 율에 미치는 영향도 살펴보았다.

2. 물리 및 수치 모델링

2.1 지배방정식

하이브리드 로켓 엔진의 난류 연소유동장을 예측하기 위하여 다음과 같은 수송방정식을 원통좌표계에서 계산하였다.

연속방정식 :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0$$

운동량방정식 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \\ + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \mu_t \right) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) - \frac{2}{3} (\mu + \mu_t) \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right) \end{aligned}$$

에너지방정식 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j h) = \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\frac{\mu}{\sigma} + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} \right) \\ - \frac{\partial q_j^{rad}}{\partial x_j} + \Phi + \Delta h_{comb} \dot{\omega}_{fu} \end{aligned}$$

여기서, $h = C_p T + \frac{1}{2} u_i u_i$

화학종방정식 :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j Y_k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\frac{\mu}{\sigma} + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \right) + \dot{\omega}_k$$

상태방정식 :

$$p = \rho R_u T \sum_{k=1} \frac{Y_k}{W_k}$$

2.2 Low-Reynolds Number k-ε turbulent model²⁾

대부분의 난류모델은 높은 레이놀즈수 유동 영역에 적용할 수 있으며 벽면 경계조건으로 벽함수법을 이용한다. 그러나, 낮은 레이놀즈수를 갖는 유동, 박리 유동, 열 및 물질전달을 가지는

벽면을 흐르는 유동장에 대해서는 벽함수법이 적절하지 않다. 따라서 분자 점성에 영향을 받는 얇은 점성저층까지 확대 적용할 수 있는 모델이 필요하다. 이러한 상황을 고려하기 위해서 본 연구에서는 난류 운동에너지와 그 소산율에 대하여 다음과 같은 형태의 수송방정식을 가지는 Low-Reynolds number k-ε 난류모델을 적용하였다.

난류운동에너지 방정식 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (r \rho u k) + \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v k) \right] = G_k - \rho \epsilon \\ + \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial r} \right] \right\} \end{aligned}$$

난류운동에너지 소산율 방정식 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (r \rho u \epsilon) + \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v \epsilon) \right] = \\ + \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial r} \right] \right\} \\ + (C_1 f_1 G_k - C_2 f_2 \rho \epsilon) \frac{\epsilon}{k} \end{aligned}$$

여기서,

$$G_k = \mu_t \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{v}{r} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 \right\}$$

$$f_1 = 1.0$$

$$f_2 = (1.0 - 0.01 \exp(-R_k^2)) [1.0 - \exp(-0.0631 R_k)]$$

$$R_k = \frac{\sqrt{k} y}{\nu} \quad R_t = \frac{k^2}{\nu \epsilon}$$

난류 운동에너지와 그 소산율을 이용하여 난류 점성계수는 다음과 같은 형태로 주어진다.

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

여기서,

$$f_{\mu} = [1.0 - \exp(-0.0215R_k)]^2 \left(1 + \frac{31.66}{R_f^{5/4}} \right)$$

모델상수는 다음과 같은 값을 이용하였다.

$$C_{\mu} = 0.09 \quad C_1 = 1.44 \quad C_2 = 1.92 \\ \sigma_k = 1.0 \quad \sigma_{\epsilon} = 1.3$$

2.3 고체 연료내부의 열전도

고체 추진제 내부에서 열전도는 다음과 같은 방정식으로부터 계산된다.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right)$$

여기서, $\alpha = k/\rho c/C_c = 1.0 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ 는 HTPB의 열확산계수이며 $\rho_c = 930 \text{ kg/m}^3$ 는 연료의 밀도이다. $C_c = 2394 \text{ J/kg/K}$ 은 연료의 비열을 나타낸다.

2.4 고체 연료와 가스장의 경계면의 경계조건

고체연료와 가스장에서 발생하는 현상은 이 두 상의 경계면에서의 질량과 에너지 보존을 만족해야한다. 이 경계면에서 일어나는 현상은 고체 추진제의 regression율과 온도에 의해 결정된다. 경계면에서 질량 및 에너지의 보존에 대한 관계식은 다음과 같으며 에너지 보존식은 고체 경계면 주위에서의 유체속도가 아주 작은 관계로 기체장에서의 고체연료 표면으로 전도와 복사되는 에너지는 고체연료의 증발잠열과 고체연료 내부로 전도되는 에너지와 평형을 이루는 에너지 평형식을 나타낸다.

질량보존 :

$$(\rho v)_g = -\rho_c r_b$$

에너지보존 :

$$-\lambda_g \left(\frac{dT}{dr} \right)_g - q_{flux}^{Rad} = \rho_c r_b L_v - \lambda_s \left(\frac{dT}{dr} \right)_s$$

여기서, $L_v = 1.819 \times 10^6 \text{ J/kg}$ 은 HTPB 연료의 잠열이다. 연료의 regression율은 다음과 같은 Arrhenius 형태의 반응률로 나타나며 표면온도,

T_s 의 함수이다.

$$r_b = A \exp \left(-\frac{E_a}{R_u T_s} \right)$$

순수 HTPB 연료에 대해서, 표면온도가 722K 보다 크면 $E = 4.91 \text{ kcal/mol}$, $A = 11.04 \text{ mm/s}$ 이고 표면온도가 722K보다 낮은 값이면 $E = 13.35 \text{ kcal/mol}$, $A = 3.965 \text{ mm/s}$ 이다³⁾.

2.5 Soot의 생성 및 산화 모델링

본 연구에서는 다음과 같은 soot 질량분율에 대한 수송방정식을 이용하여 soot의 분포특성을 예측하였다.

$$\frac{\partial \rho \phi_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \phi_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_{eff}}{Pr_i} \frac{\partial \phi_i}{\partial x_j} \right) + S_{\phi_i}$$

for $\phi_v = \rho_{soot} f_v / \rho$.

Soot 질량분율($\phi_v = \rho_{soot} f_v / \rho$)에 대한 생성항은 soot의 생성과 산화항으로 구성되며 다음과 같다.

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{dM_{sf}}{dt} - \frac{dM_{so}}{dt}$$

Soot 질량의 생성은 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{dM_{sf}}{dt} = K_f M_f$$

생성계수, K_f 는 다음과 같다.

$$K_f = A_f P^{0.5} \exp \left(-\frac{E_f}{R_u T} \right)$$

여기서, M_{sf} , M_{so} 그리고 M_s 는 각각 형성된 soot질량, 산화된 soot 질량, 순수 soot 질량 증가량을 나타낸다. M_f 는 연료의 질량이며 p 는 bar 단위의 압력이다. Hiroyasu등⁴⁾에 의해 제안된 활성화 에너지와 Belardini등⁵⁾에 의해 제안된 pre-exponential 계수를 이용하였다.

$$A_f = 100 \quad E_f = 12500 \text{ (cal/mol)}$$

산소 분자에 의한 soot 입자 표면에서의 산화는 Nagel과 Strickland-Constable¹⁾에 의해 제안된

반응식을 이용하였으며 다음과 같다.

$$\omega_{ox} = x_A \left(\frac{k_A p_{O_2}}{1 + k_Z p_{O_2}} \right) + k_B p_{O_2} (1 - x_A)$$

여기서,

$$x_A = \left(1 + \frac{k_T}{p_{O_2} k_B} \right)^{-1}$$

$$\begin{aligned} k_A &= 200 \exp(-30.0 / R_u / T) && (kg / m^2 \cdot s \cdot atm) \\ k_B &= 4.46 \times 10^{-2} \exp(-15.2 / R_u / T) && (kg / m^2 \cdot s \cdot atm) \\ k_T &= 1.51 \times 10^6 \exp(-97.0 / R_u / T) && (kg / m^2 \cdot s) \\ k_Z &= 21.3 \exp(4.1 / R_u / T) && (atm^{-1}) \end{aligned}$$

결론적으로, soot의 질량 산화율은 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{dM_{so}}{dt} = \frac{6M_{wc}}{\rho_s D_s} M_s \omega_{ox}$$

여기서, M_{wc} 는 탄소의 분자량이며 ρ_s 는 soot의 밀도($1800kg/m^3$), D_s 는 soot의 직경($3 \times 10^{-8}m$)이다.

2.6 복사 열전달 모델

에너지 방정식과 경계면에서의 경계조건은 복사 열전달의 영향을 포함한다. 복사 열 유속의 divergence는 다음과 같이 표현된다.

$$\nabla \cdot q^{rad} = a \left(4\pi I_b(T) - \int_{4\pi} I(\vec{s}, \vec{\Omega}) d\Omega \right)$$

윗 식에 나타나는 복사강도를 계산하기 위해서 다음과 같은 복사 열전달 방정식을 이용한다.

$$\begin{aligned} \frac{dI(\vec{s}, \vec{\Omega})}{ds} + (a + \sigma_s) I(\vec{s}, \vec{\Omega}) &= a I_b(T) \\ + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_{4\pi} I(\vec{s}', \vec{\Omega}') \Phi(\vec{\Omega}, \vec{\Omega}') d\Omega' \end{aligned}$$

이 식은 방사와 산란에 의한 복사강도의 증가와 흡수와 산란에 의한 복사강도의 손실항으로 구성된다. 이 방정식은 유한체적법을 이용하여 계산하며 전체 입체각, 4π 는 $N_\theta \times N_\phi$ 개의 제어체적으로 나누어진다.

측대칭 유한체적법을 100K의 균일한 온도를

가지는 매질로 가득찬 원통내부의 복사 열유속을 계산하는데 적용하였다. 원통 벽면은 0K의 온도를 가지며 흑체표면으로 가정하였으며 원통의 반경은 1m이고 길이는 2m이다. 세가지 서로 다른 흡수계수, 0.1, 1.0, 그리고 $5.0m^{-1}$ 를 가지는 매질에 대하여 차가운 벽으로의 복사 열유속을 Fig.1에 나타내었다. 예측치를 Dua와 Cheng⁶⁾에 의해 구해진 완전해와 비교하였으며 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

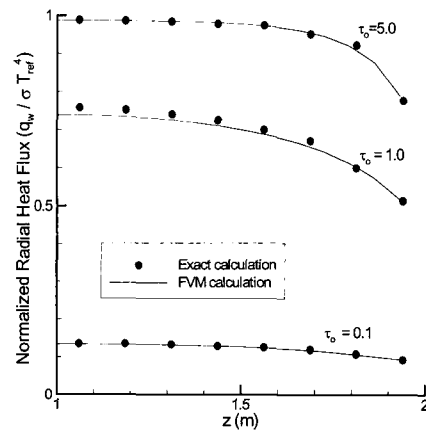


Fig. 1 Comparison of dimensionless radial heat flux at the outer wall of finite cylindrical enclosure

기체 화학종에 대한 Planck 평균 흡수계수는 curve fit⁷⁾ 값을 이용하였으며 soot의 흡수계수는 Kent와 Honnery⁸⁾에 의해 제안된 식을 이용하였다.

$$a_{soot} = 3.60 f_v C_o T / C_2$$

여기서, $C_2 \cong 1.4388cm \cdot K$ $C_0 \cong 7$.

2.7 수치모델링

지배방정식은 시간차분항을 갖는 비 직교 일반 좌표계에서 유한체적법으로 차분화되며 비 엇갈린 격자계를 이용하였다. 확산항에 대해서는 2차 정확도를 갖는 중앙차분법을 이용하였으며 수치적 확산을 줄이기 위하여 2차의 TVD 풍상

차분법⁹⁾을 이용하였다. 압력과 속도장의 결합을 해결하기 위하여 개선된 PISO 알고리즘¹⁰⁾을 이용하였다.

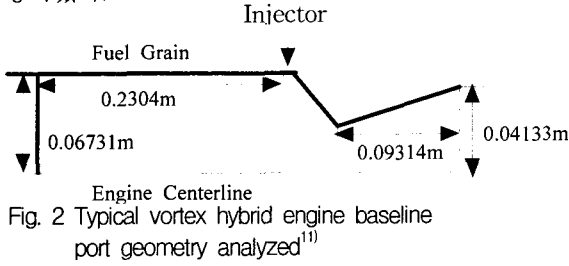
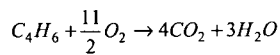


Fig. 2 Typical vortex hybrid engine baseline port geometry analyzed¹¹⁾

3. 결과 및 해석

본 연구에서 적용된 물리 및 수치모델을 이용하여 500lbf의 추력을 갖는 선회유동 하이브리드 로켓엔진¹¹⁾에 대하여 계산을 수행하였으며 엔진의 형상을 Fig.2에 나타내었다. 연소실의 내부 직경은 고체 연료가 50% 연소된 경우에 해당하는 값으로 채택하였다. 고체연료는 HTPB이며 산화제는 공기를 이용하였다. 고체 HTPB 연료의 열분해를 통해 발생하는 연료로는 1,3-butadiene, C₄H₆로 가정하였고 본 연구에서는 이 연료는 다음과 같은 1단계 화학반응을 따른다고 가정하였다.



연료소모율은 다음과 같은 eddy breakup model을 통해 계산된다.

$$\dot{\omega}_{Fuel} = -C_{EBU} \frac{\rho E}{k} \min(Y_{Fuel}, Y_{Ox})$$

여기서, C_{EBU}는 eddy breakup model 상수로써 본 연구에서는 4.0을 이용하였다.

고체연료의 표면에서의 속도는 고체와 기체장의 경계면에서의 질량보존을 통해서 계산되며 온도는 에너지 보존식으로부터 계산된다. 산화제의 온도는 300K이며 분출속도는 95m/s이다. 이 분출속도는 접선방향 성분과 수직방향 성분으로 나누어지며 본 연구에서는 분출각을 7°를 이용하였다. 접선방향의 분출속도, 선회속도는

다음과 같은 식으로 계산된다.

$$V_t = \sqrt{\frac{V_{Tot}^2}{1 + \tan^2 \alpha}}$$

또한 수직방향 분출속도는 다음으로부터 계산된다.

$$V_n = V_{Tot} \sin \alpha$$

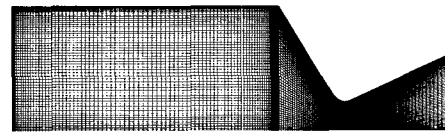


Fig. 3 Computational grid system

Fig. 3은 본 연구에 적용된 계산 격자계를 보여준다. 축방향으로 184개, 반경방향으로 75개의 격자점을 이용하였다. 일정한 격자간격을 이용하지 않았으며 벽면쪽과 급격한 속도구배를 가지는 영역에 격자를 밀집시켰다.

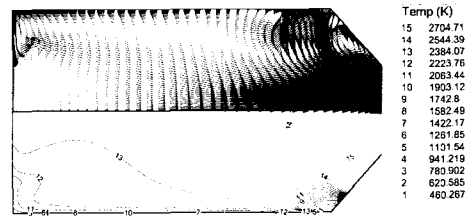


Fig. 4 Velocity vector field and temperature distribution in rocket combustion chamber

연소실 내부의 속도벡터장과 온도분포를 Fig.4에 나타내었다. 그림의 왼쪽은 로켓의 머리 끝부분을 나타낸다. 이러한 속도 벡터는 축방향 속도와 반경방향 속도만을 고려하였으며 선회속도는 나타내지 않았다. 산화제는 반경방향 속도와 온도방향 속도를 가지고 연료 그레인의 아래쪽 끝부분에 위치한 포트를 통해 연소실 안으로 유입된다. 역방향 속도분포가 고체연료의 벽을 따라 위쪽 끝까지 나타나며 그 이후에 연소실의 중심축을 따라 유동이 빠져 나감을 알 수 있다. 이렇게 빠져나가는 유동장은 산화제 입구의 하

류영역에 존재하는 축소 노즐의 경사진 부분에 부착되며 이는 닫힌 순환영역을 형성하게 된다. 산화제 분사 영역 근처에서 대부분의 열 발생이 관측되며 속도 벡터는 화염면에 수직인 방향의 값을 가짐을 알 수 있다. 또한 고체추진제 벽면 근처에서 높은 온도구배가 생기며 이는 주로 고체추진제의 열분해할 때, 고체상에서 기체상으로 변화하는데 사용되는 증발 잠열로 인해 많은 열량이 이 곳에서 소모되며 추진제 표면의 온도는 기체상으로 부터 전도와 복사에 의한 열유속에 표면에서의 증발의 잠열만큼의 열량이 빠진 상태에 해당하는 온도가 되므로 이 온도는 근처의 기체장보다 훨씬 작은 값을 갖는다. 그러나 이러한 영역들을 제외한 다른영역에서의 온도차는 그리 크지 않음을 알 수 있다.

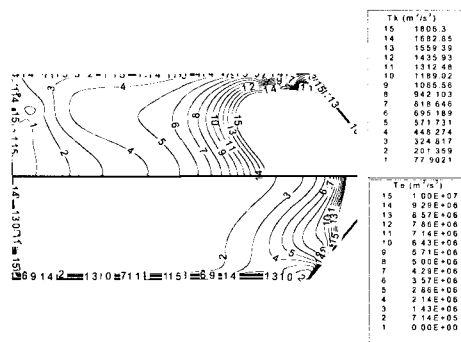


Fig. 5 Turbulent kinetic energy and its dissipation rate distribution

Fig. 5는 난류 운동에너지와 그 소산율의 분포를 나타낸 것이다. 난류운동에너지는 고체연료의 벽을따라 역류하는 유동장과 중심축을 따라 빠져나가는 유동장의 경계지역, 즉 평균속도의 전단력이 큰 지역에서 각 축방향 위치의 최대값을 갖는다. 난류 운동에너지의 소산율은 산화제의 분출영역과 축소노즐의 유입부에서 높은 값을 가진다. 산화제 분출영역 근처에서 높은 연료농도와 난류 혼합에 의해 큰 온도변화가 존재함을 알 수 있다.

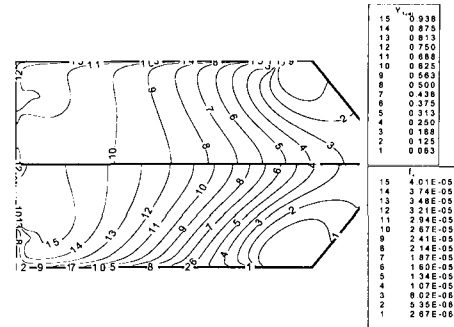


Fig. 6 The distributions of fuel mass fraction and soot volume fraction

하이브리드 로켓 연소실에서의 연료 농도와 soot의 체적분율의 분포를 Fig. 6에 나타내었다. 연료농도는 고체 연료벽면 근처와 머리쪽 부근에서 높은값을 갖는다. 고체연료의 벽면에서 열분해로 발생한 연료 증기가 이 영역으로 대류에 의해 이동되었지만 이 연료증기를 생성물로 변화시키는 산화제의 농도 부족으로 인하여 높은 연료 농도값을 갖는 것으로 사료된다. 이 영역의 연료 증기는 다시 연소실 중심부로 수송되어 연소생성물을 발생시킨다. soot의 체적분율 분포는 연료농도의 분포와 거의 비슷한 특성을 갖는다. 이는 본 연구에서 적용한 soot 모델이 온도와 연료농도에 크게 의존하는데 연소실 내부에서의 온도변화가 매우 작기 때문에 연료농도에 의해 soot 분포특성이 결정되기 때문으로 사료된다.

Fig. 7은 기체장에서 고체연료 벽면으로의 열유속분포를 보여준다. 전도에 의한 열 유속은 다음식을 이용하여 계산되며

$$q_{cond} = -\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)_{at\ surface}$$

복사에 의한 열유속은 다음식으로 결정된다.

$$q_{rad} = \left(\int_{4\pi} I(\vec{s}, \vec{\Omega}) \vec{s} \cdot \vec{n} d\Omega \right)_{at\ surface}$$

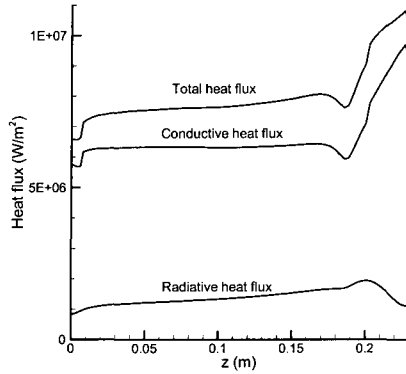


Fig. 7 Profiles of heat flux along the solid propellant surface

여기서, n 은 고체면에 수직인 벡터이다. 고체 추진제 벽면을 따라 전도 열유속이 복사 열유속보다 큰 값을 가짐을 알 수 있다. 연료 그래인의 아랫부분, 즉 산화제가 분출되는 지점 근방에서 대부분의 열이 발생하고 그로인해 온도도 급격히 변하는 특성을 가진다. 따라서 온도구배는 매우 증가하게 되고 어떤 다른 영역보다 큰 전도 열유속의 값을 가진다. 이 영역에서는 산화제의 유입으로 인해 고체벽면 근처에서 낮은 온도를 가지므로 복사강도의 감소로 복사 열유속이 낮은 값을 갖는다. 대략 전체 열유속의 10~20%정도가 복사 열유속이며 이는 복사 열유속이 고체 연료의 열 분해에 상당한 영향을 미치며 복사 열전달의 정확한 예측이 하이브리드 로켓의 전체 연소현상을 정확히 예측하기 위한 필요조건임을 알 수 있다.

고체 연료 벽면을 따라온 온도분포와 연료 증기의 속도분포를 Fig. 8에 나타내었다. 연료속도는 다음과 같이 정의하였다.

$$v_g = \frac{\rho_c}{\rho_g} r_b$$

연료속도는 고체연료의 regression율에 비례하기 때문에 연료속도 분포는 정성적으로 온도분포와 매우 유사함을 알 수 있다. 연료그래인의 아랫부분 근처에서 주요 열발생 영역이 존재하

므로 표면 온도와 연료속도는 최대값을 가지며 위쪽 끝으로 갈수록 천천히 감소함을 알 수 있다. 복사열유속을 고려한 경우 복사열유속을 고려하지 않은 경우보다 표면온도가 최고 100K정도 높은값을 예측하였으며 이로인해 연료의 분출속도도 상승함을 알 수 있었다.

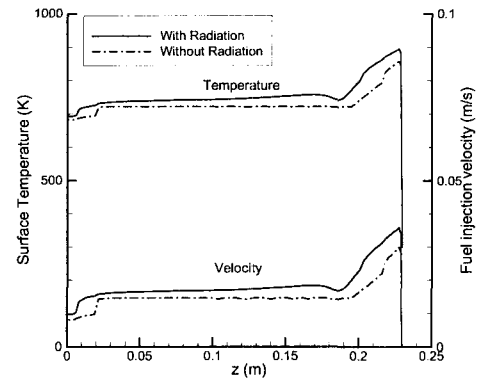


Fig. 8 Profiles of fuel surface temperature and injection velocity along the fuel surface wall

4. 결 론

본 연구에서는 난류 연소모델로 Eddy Breakup Model을 이용하였으며 단순화된 soot 생성 및 산화모델을 적용하였다. 복사열전달은 유한체적법을 이용하였으며 고체 연료벽면에서 벽함수법의 불확실성을 줄이기 위하여 Low Reynolds number $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하였다. 이러한 모델들을 이용하여 선회 유동 하이브리드 로켓 엔진의 연소와 soot 생성특성, 그리고 복사열전달이 고체연료의 regression율에 미치는 영향을 살펴보았다.

본 연구에서 적용된 물리 및 수치모델이 선회 유동 하이브리드 로켓엔진에서의 연소과정의 주요 특징을 예측하는 능력을 가지고 있음을 잘 보여 주었다. 역방향 속도분포가 고체연료의 벽을 따라 위쪽 끝까지 나타나며 그 이후에 연소

실의 중심축을 따라 유동이 빠져 나감을 알 수 있고 이렇게 빠져나가는 유동장은 산화제 입구의 하류영역에 존재하는 축소 노즐의 경사진 부분에 부착되며 이는 닫힌 순환영역을 형성하게 됨을 살펴볼 수 있었다.

산화제가 분출되는 영역 근처에서 강한 난류 혼합으로 인하여 대부분의 열 발생이 일어나며 전체 연소실에 걸쳐 온도변화가 매우 작아 soot의 체적분율은 연료증기와 매우 유사한 분포를 가졌다. 대부분의 고체 연료 벽면에서 복사 열 유속이 전체 열유속의 10~20% 정도의 값을 가졌으며 복사 열유속이 고체 연료의 열 분해에 상당한 영향을 미침을 알 수 있었다.

참고 문헌

- 1) Nagle, J. and Strickland-Constable, R. F., 1962, Proc. Fifth Carbon Conf., vol.1, pp.538-548.
- 2) Chang, K. C., Hsieh, W. D. and Chen, C. S., 1995, "A Modified Low-Reynolds-Number Turbulence Model Applicable to Recirculating Flow in Pipe Expansion," Journal of Fluid Engineering, vol. 117, pp.417-423.
- 3) Chiaverini, M. J., Harting, G. C., Lu, Y. C., Kuo, K. K., Peretz, A., Jones, S., Wygle, B., and Arves, J. P., 1997, "Pyrolysis Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels Under Rapid Heating Conditions," AIAA97-3078, Seattle.
- 4) Hiroyasu, H. and Nishida, K., 1989, "Simplified Three dimensional Modeling of Mixture Formation and Combustion in a DI Diesel Engine," SAE Technical Paper 890269.
- 5) Belardini, P., Bertoli, C., Ciajolo, A., D'Anna, A., and DelGiacomo, N., 1992, "Three Dimensional Calculations of DI Diesel Engine Combustion and Comparison with In-Cylinder Sampling Valve Data," SAE Technical Paper 922225.
- 6) Dua, S. S., and Cheng, P., 1973, "Multi-Dimensional Radiative Transfer in Non-isothermal Bounding Walls," International Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 18, pp.245-259.
- 7) <http://www.ca.sandia.gov/tdf/Workshop/Submodels.html>
- 8) Kent, J. H., and Honnery, D. R., 1990, "A Soot Formation Rate Map for a Laminar Ethylene Diffusion Flame," Combust. and Flame, vol. 79, pp.287-298.
- 9) Chakravarthy, S. R., and Osher, S., 1985, AIAA-85-0363, 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV.
- 10) Kim, Y. M., Chen, C. P., Ziebarth, J. P., and Chen, Y. S., 1994, Numerical Heat Transfer, vol.25, pp.21-42.
- 11) Knuth, W. J., Gramer, D. J., Chiaverini, M. J., Sauer, J. A., Whitesands, R. H., and Dill, R. A., 1998, "Preliminary CFD Analysis of the Vortex Hybrid Rocket Chamber and Nozzle Flow Field," AIAA98-35193, Cleveland.