

Vortex Hybrid 로켓 난류연소과정의 모델링 해석

조용호*, 김후중*, 김용모*, 윤명원**

Numerical Modeling for Turbulent Combustion Processes
of Vortex Hybrid Rocket

Woongho Cho, Hoojoong Kim, Yongmo Kim, Myungwon Yun

abstract

고체나 액체 추진로켓에 비하여 하이브리드 추진 시스템은 작동조건의 안정성과 안전합등의 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 regression율과 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 추진제의 질량 및 체적분율의 상당한 감소를 초래한다. 지난 수십년간에 걸쳐 하이브리드 엔진에서 연료의 regression 특성 및 엔진 성능 향상을 위한 연구가 계속되어 왔으며 최근에 엔진의 체적 규제를 경감시키고 연료의 regression율을 향상시키기 위하여 선회유동을 이용하는 하이브리드 로켓 엔진들이 제안되고 있다. 이러한 선회유동을 가지는 하이브리드 로켓은 고체연료 그레이에 대하여 평행하게 유입되는 기존의 하이브리드 로켓에 비하여 고체연료 벽면에서의 대류열전달이 현저하게 증가하게 되어 아주 높은 고체연료의 regression율을 얻을 수 있는 이점이 있다.

선회유동 하이브리드 로켓의 연소과정은 고체 연료의 열분해과정, 대류 열전달, 난류 혼합, 난류와 화학반응의 상호작용, soot의 생성 및 산화과정, soot 입자 및 연소가스에 의한 복사 열전달, 연소장파 음향장의 상호작용 등의 복잡한 물리적 과정을 포함하고 있다. 이러한 물리적 과정 중 난류연소, 고체연료 벽면 근방에서의 대류 열전달 및 연소과정에서 생성되는 soot 입자로부터의 복사 열전달, 그리고 고체연료 열 분해시 표면반응들은 고체연료의 regression율에 큰 영향을 미친다. 특히 고체연료의 난류화염면의 위치와 폭, 그리고 비 예혼합 난류화염장에서 생성되는 soot의 체적분율의 예측은 난류연

* 한양대학교

** 국방과학연구소

소모델, 열전달 모델, 그리고 regression을 모델에 의해 크게 영향을 받기 때문에 수치모델의 예측 능력 향상시키기 위하여 이러한 물리적 과정을 정확히 모델링해야 할 필요가 있다. 특히 vortex hybrid rocket내의 난류연소과정은 아래와 같은 Laminar Flamelet Model에 의해 모델링 하였다. 상세 화학 반응 과정을 고려한 혼합분을 공간에서의 화염편의 화학종 및 에너지 보존 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial Y_k}{\partial \tau} = \frac{\chi}{2} \left(\frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z^2} \right) + \frac{\omega'}{\rho} c_p \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\chi}{2} \frac{\partial^2 h}{\partial Z^2} - \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z^2} + \frac{\omega'}{\rho} \right)$$

$$Z_{st} = \left(1 + \frac{vY_{F,1}}{Y_{O_2,2}} \right) \chi(Z) = \chi_{st} \frac{Z^2}{Z_{st}^2} \frac{\ln Z}{\ln Z_{st}}$$

화염편 방정식과 혼합분률과 scalar dissipation rate의 관계식을 이용하여 혼합분률과 scalar dissipation rate에 따른 모든 reactive scalar들을 구하게 된다. 이러한 화염편 방정식들을 mixture fraction space에서 이산화시켜서 얻은 비선형 대수방정식은 TWOPNT(Grcar,1992)로 계산돼 flamelet library에 저장되게 된다. 저장된 laminar flamelet library를 이용하여 난류화염장의 열역학 상태량 평균치는 presumed PDF approach에 의해 구해진다.

$$\tilde{\phi} = \int_0^1 \int_0^1 \phi(Z, \chi_{st}) \tilde{P}(Z, \chi_{st}) dZ d\chi_{st}$$

$$\text{여기서, } \tilde{P}(Z, \chi_{st}) = \tilde{P}(Z) \tilde{P}(\chi_{st})$$

$$\tilde{P}(Z; x, t) = \frac{Z^{\alpha-1} (1-Z)^{\beta-1}}{\Gamma(\alpha-\beta)} \Gamma(\alpha) \Gamma(\beta)$$

$$\Gamma = \text{gamma function, } \gamma = \frac{\tilde{Z}(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}^{\alpha-1}} - 1 \geq 0, \quad \alpha = \tilde{Z}\gamma, \quad \beta = (1-\tilde{Z})\gamma$$

$$\tilde{P}(\chi_{st}) = \frac{1}{\chi_{st} \sigma \sqrt{2\pi}} \exp \left[-\frac{(\ln \chi_{st} - \mu)^2}{2\sigma^2} \right]$$

$$\left(\tilde{\chi} = \exp \left(\mu + \frac{\sigma^2}{2} \right), \quad \tilde{\chi} = C_x \frac{\tilde{\epsilon}}{\bar{k}} \tilde{Z}^{\alpha_2}, \quad \sigma^2 = 2.0, \quad C_x = 2.0 \right)$$

본 연구에서는 강한 선회유동을 가지는 Hybrid Rocket 연소장내의 난류와 화학반응의 상호작용을 분석하기 위하여 Laminar Flamelet Model, 화학평형모델, 그리고 Eddy Dissipation Model을 이용한 수치해석결과를 체계적으로 비교하였다. 또한 Laminar Flamelet Model과 state-of-art 물리모델들을 이용하여 선회 유동을 갖는 하이브리드 로켓 엔진의 연소 및 soot 생성 및 산화과정을 살펴보았으며 복사 열전달이 고체 연료 표면의 regression율에 미치는 영향도 살펴보았다. 특히 swirl강도, 산화제의 유입위치, 그리고 선회유동의 형성방식이 하이브리드 로켓의 연소특성 및 regression rate에 미치는 영향을 상세히 해석하였다.