

# 하이브리드 연소의 수치 모델링 전략에 관한 연구

윤창진\* · 김진곤\*\* · 문희장\*\*

## Study on the Strategy of Numerical Modeling for Hybrid Combustion

Changjin Yoon\* · Jinkon Kim\*\* · Heejang Moon\*\*

### ABSTRACT

This paper proposes a numerical modeling approach to simulate the hybrid combustion phenomena. From the physical understandings of hybrid combustion, the computational domain was separated into three regions: the solid fuel, gas phase reactive flow, and the interface between solid and fluid. Moreover, for the accurate calculation, computational grids for these regions was generated at every time step considering the instantaneous moving interface which are governed by the balance equations using thermal pyrolysis. In the domain of reactive flow, by virtue of diffusion flame structure, turbulent combustion modeling was introduced using either mixture fraction approach or mean reaction rate approach.

Key Words: Hybrid Rocket, Hybrid Combustion, Diffusion Flame, Thermal Pyrolysis, PDF Method, Mixture Fraction, Mean Reaction Rate

### 1. 서 론

하이브리드 로켓 모터는 연소실 내부의 고체 연료와 산화제 탱크로부터 유입되는 액체 산화제의 화학반응에 의해서 연소가 진행되는 전형적인 확산화염의 연소 특성을 가지고 있다. 추진제의 반응을 통해 발생된 화학 에너지가 노즐을 통해 운동에너지로 전환되어 추력을 발생시키게 하는 원리는 고체/액체 로켓 추진기관과 동일하나, 고체 연료와 액체 산화제를 사용하는

하이브리드 로켓에서는 Fig. 1과 같이 경계층 내의 확산 화염 구조를 갖고 있으며, 연소실 내부 화염 영역에서 발생된 열량이 고체 연료 표면으로 전달되어 연료를 기화시켜 유입 산화제와 기화된 연료 간의 복잡한 상호작용을 야기하

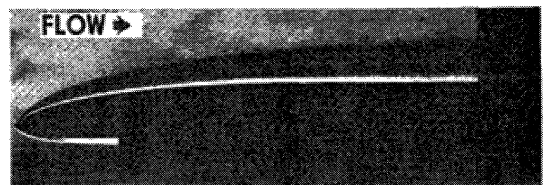


Fig. 1 Flame Structure of the Hybrid Combustion[1]

† 2007년 월 일 접수 ~ 2007년 월 일 심사완료  
\* 정희원, 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과  
\*\* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

는 특징을 갖고 있다[1]. 이러한 산화제와 연료 간의 상호작용은 화염으로부터 연료 표면으로의 열전달을 제한하게 하여, 기화 연료량을 스스로 조절하는 피드백 과정을 거치게 한다.

이와 같은 하이브리드 연소 매커니즘은 다음과 같은 이유로 해석이 어렵게 된다. 첫 번째는 연료 표면으로부터 분출된 기화 연료 가스가 인젝터를 통해 공급된 산화제와의 복잡한 상호작용을 통해 화염으로부터 연료 표면으로 대류 열전달을 차단하여 후퇴율 거동에 영향을 준다는 것이다[1]. 두 번째는 이와 같이 변화하는 후퇴율로 인하여 연소실로 공급되는 연료량이 변하기 때문에 최적의 연소 조건이 유지되기 힘들다는 것이다. 마지막으로 낮은 후퇴율을 극복하기 위하여 선회 유동과 같은 복잡한 유동장을 형성시키고, Fig. 2와 같이 연료 그레인 형상이 마차바퀴(Wagon Wheel)를 닮아 기하학적으로 복잡하기 때문에 해석이 매우 까다롭다는 것이다.

이와 같은 해석 상 난해함에도 불구하고, 기존의 연구자들은 기하학적 형상을 최대한 단순화하고, 유동장 해석을 위해 적절히 가정함으로써, 여러 의미있는 결과를 도출하였다. 특히, Marxman et al.은 실험적 고찰을 통해 난류 경계층의 적분형 해법(Integral solution)을 이용하여 연료 표면으로 전달되는 대류 열전달량을 계산하는 모델을 개발하였다[1,2]. 여러 연구자들에 의해 이론적 검증과 실험적 검증을 통해 가장 설득력 있는 모델임에도 불구하고, 이 이론은 유동장 전체를 비압축성으로 가정하고, 속도 형상을 가정하였기 때문에, 화학반응에 의한 열팽창 효과가 전혀 고려되지 않았다.

이러한 기존 연구를 보완하고 하이브리드 모터 내부에서 발생하는 현상을 정확히 고찰하기 위해, 본 연구에서는 반응유동장에 대한 수치적 모델을 도입하여 열팽창 효과를 충분히 고려하고, 반응유동장 뿐만 아니라 고체 연료와의 상호 작용을 포함하는 수치적 모델에 대한 고찰을 수행하였다.

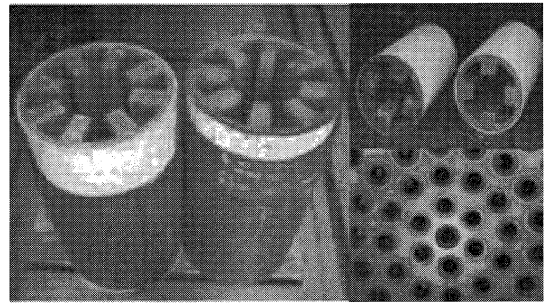


Fig. 2 Fuel Grain Configuration with the Complicated Geometry[3]

## 2. 하이브리드 연소의 수치 모델링

### 2.1 계산 영역

급격한 화학반응이 진행되는 연소실에 주안점을 두어 해석을 진행하도록 한다. Figure 3은 인젝터로부터 분사된 산화제가 기화된 고체 연료와 혼합되어 화염면을 형성하는 과정을 그린 개략도이다. 총 계산영역은 (I) 반응 유동장, (II) 고체-유체 경계면, (III) 고체 연료 영역으로 구분된다[4]. 이와 같은 3가지 계산 영역에서 진행되는 물리적 현상은 상호 작용을 통해 발생되므로, 세 가지 영역에 해당하는 지배 방정식이 모두 만족될 수 있도록 반복해법을 통해 계산토록 한다[5].

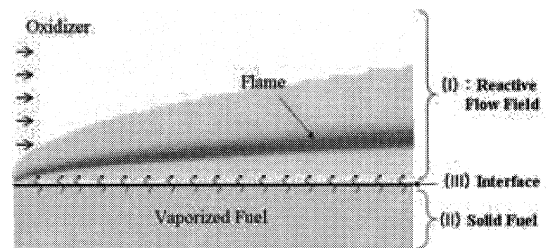


Fig. 3 Computational Domain for the Analysis of Hybrid Combustion

### 2.2 계산 격자

Figure 3의 계산영역에서 Reactive Field의

상부를 기준 축으로 하여 Fig. 4와 같은 전략으로 계산 격자를 생성한다. Antoniou et al.[4]에 의해 제안된 Fig. 4의 전략은 후퇴율을 고려하는 Moving Grid의 생성에 있어서 유용한 방법이다. 유동장과 고체 연료면의 경계면(Interface)을 시간에 따라 계산함으로써, 유동장 및 고체면 각각 독립적인 계산 격자를 생성할 수 있다. 중심축으로부터 경계면까지를 반응 유동장 영역(I)으로 둘 수 있으며, 고체 외부면으로부터 경계면까지를 고체 연료 영역(III)으로 설정할 수 있다.

시간이 진행됨에 따라 물리적으로 하이브리드 연소 과정에서 연료가 타들어감(Grain burnback)과 동일하게 Interface가 Solid Fuel 면으로 진행하게 된다. 계산시, 매순간 새로운 계산 격자가 구성되며, 벽면 근처의 점성 효과 및 온도 구배가 큰 부분에 계산 격자를 보다 밀집시켜 계산의 정확도를 향상 시킬 수 있다.

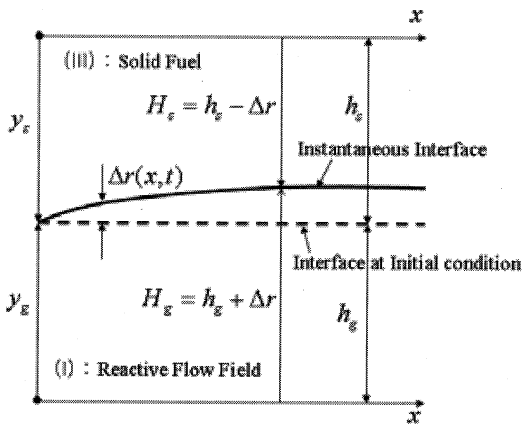


Fig. 4 Strategy for Computational Grid Generation

### 2.3 해석 전략

하이브리드 연소 해석은 반응 유동장 영역, 고체 연료 영역과 경계면의 상호 작용을 동시에 고려하면서 계산되며, 연료 표면 온도가 일정하게 수립될 때까지 Fig. 5의 절차에 따라 아래와 같이 계산을 수행한다.

#### (I) 반응 유동장 해석

연료 표면 온도를 열분해 이론[6]에 적용하여 연소실로 공급되는 유입 연료량을 계산할 수 있다. 유입 연료량은 반응 유동장 해석의 경계조건이 되어 유동장 및 온도장을 해석 가능토록 한다. 해석된 온도장을 통해 연료 표면으로 전달되는 열량( $q_w$ )을 계산한다.

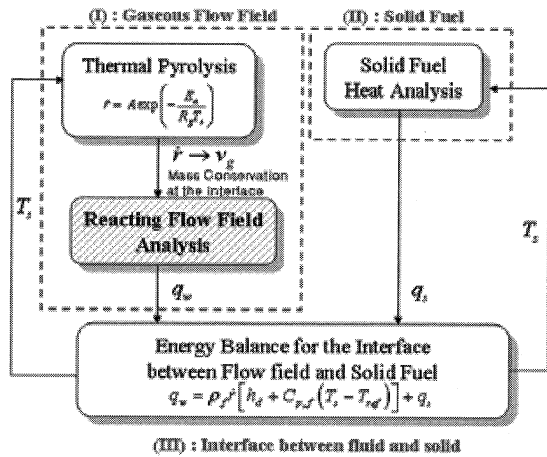


Fig. 5 The Overall Procedure to Calculate the Field Solution of Hybrid Combustion

#### (II) 고체 연료 열해석

연료 표면 온도가 해석을 위한 경계조건으로 제공되어 연료 경계면 밖으로 방출되는 열량( $q_s$ )을 계산한다.

#### (III) 경계면

반응 유동장을 통해 계산된 연료 표면으로 전달되는 열량과 고체 연료 열해석을 통해 계산된 연료 경계면 밖으로 방출되는 열량으로부터 유체와 고체 사이 경계면의 에너지 평형을 계산할 수 있다. 계산된 에너지 평형 식으로부터 연료 표면 온도가 계산되며 이는 다시 반응 유동장과 고체 연료 해석의 입력 조건이 되어 피드백 된다.

### 3. 반응 유동장 모델링

난류 유동장은 직접 모사법(DNS), 대와류 모사법(LES) 및 레이놀즈 평균 N-S법(RANS)을 통해 해석될 수 있으며, 그 중 RANS법은 효율성 및 경제성에 의해 가장 현실적인 방법으로 사용되고 있다.

RANS법은 통계적으로 평균을 취하여 구한 평균 유동의 운동량 방정식을 해석하게 되며, 레이놀즈 응력을 고려하기 위해 별도의 난류 모델을 필요로 한다. 일반적인 경계층 유동과 달리, 하이브리드 로켓과 같이 벽면에서 강한 분출 효과가 있는 경우, 벽면 부근의 레이놀즈 응력이 비선형, 비등방성의 특성을 갖게 된다. 따라서 벽면 근처의 유동을 보다 정확히 모사하기 위해서는 이에 대해 보다 특별히 고안된 난류 모델을 필요로 하며, 대표적으로 Low Reynolds Number 난류 모델 계열 등이 있다.

하이브리드 로켓의 경우 전형적인 확산화염의 구조로 반응이 진행됨을 고려할 때, 대부분의 확산화염의 경우와 마찬가지로 유동 속도에 비해 화학 반응이 상당히 빨라서 화학평형이 이루어짐을 가정할 수 있다. 추진제에 사용되는 연료의 종류에 따라 반응물이 다르게 고려되며, HTPB인 경우  $C_4H_6$ 를, PE의 경우  $C_3H_8$ 을 사용한다.

확산화염의 수치 모델링은 화학종 방정식을 풀어 평균 화학반응율과 유동간의 상호작용을 고려하는 방법과 보존 스칼라인 혼합분율의 전달방정식을 풀어 혼합분율과 유동 간의 상호작용을 고려하는 방법이 있다[7]. 두 가지 방법 모두 상호작용의 계산을 최대한 단순화하기 위해 Presumed PDF법이 사용될 수 있으며, Peaks and Rectangle 또는 Beta function 등이 확률 밀도 함수의 형상으로 사용될 수 있다.

한편, 화학종 방정식을 풀어 해석하는 경우, 평균 화학반응율에 대한 모델의 도입이 필요하게 된다. 확산에 의해 지배되는(Diffusion-controlled) 반응의 경우, 무한히 빠른 화학반응(Infinitely fast chemistry)을

가정하여 Eddy-Break-Up(EBU) model 또는 Eddy-Dissipation-Concept(EDC) model을 사용하여 계산될 수 있다. 유한한 속도를 갖는 화학반응(Finite-rate chemistry)의 경우 Flamelet Model을 도입한 Presumed PDF법을 통해 계산될 수 있다. 모델을 도입하여 계산된 화학반응율은 에너지 방정식에서 소스 항(Source)으로 추가되어 반응이 고려된 온도장 해석이 가능토록 한다. 혼합분율을 이용하는 방법과 달리 화학종 방정식을 푸는 방법은 에너지 방정식을 별도로 계산하기 때문에 화염으로부터 연료면으로 전달되는 복사 열전달까지 해석이 가능한 장점을 갖고 있다.

Figure 6와 같이 혼합분율을 기반으로 무한히 빠른 화학반응의 유동장을 해석하는 경우, 통계적으로 평균을 취한 평균 혼합분율과 혼합분율의 2차 모멘트에 대한 전달 방정식을 계산해야 한다. 계산된 평균 혼합분율과 혼합분율의 2차 모멘트는 확률 밀도 함수를 구성하기 위한 인자로 활용되며, 구성된 확률 밀도 함수는 화학평형 해석 결과와 곱해져 유동-반응 간의 상호작용이 고려된 스칼라값을 계산하도록 한다. 대부분 Lewis 수를 1로 가정하며 이는 별도의 에너지 방정식을 필요로 하지 않는다.

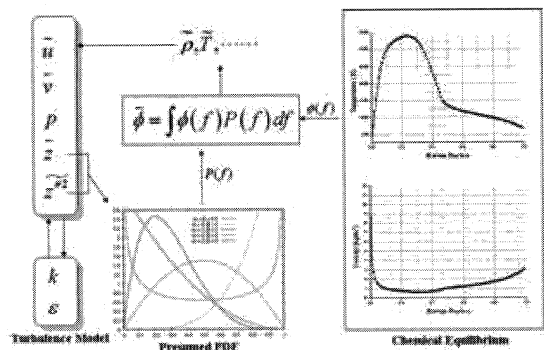


Fig. 6 Mixture Fraction Approach for the Infinite Fast Chemistry

이와 달리 유한한 속도를 갖는 화학반응의 유동장을 해석하는 경우에는 Flamelet Model을 통해

Fig. 7의 절차로 계산될 수 있다. 무한한 속도를 갖는 화학반응의 유동장에서 고려하지 않았던, Scalar Dissipation Rate( $\chi$ )를 혼합분율의 1, 2차 모멘트의 전달방정식으로부터 추출하여, 평균 스칼라를 계산하는 과정에서 추가적으로 고려하게 된다. Scalar Dissipation Rate은 반응 유동장에서 산화제와 연료의 혼합을 의미하며, 계산 과정에서 혼합이 반응유동에 미치는 영향을 추가적으로 고려하게 한다.

결국, 하이브리드 연소 해석을 위해 계산되어야 하는 지배방정식은 (1) 연속 방정식, (2) 운동량 방정식, (3) 평균 혼합분율의 전달 방정식, (4) 혼합분율 2차 모멘트의 전달 방정식과 같으며, 추가적으로 난류 모델에 대한 2개의 전달 방정식을 필요로 한다. 이와 같은 지배방정식에 적절한 경계조건을 적용하여 반응 유동장을 해석하면 Fig.8과 같은 하이브리드 고유의 확산 화염의 형태를 갖는 반응유동장을 해석할 수 있다.

Figure 8은 무한히 빠른 화학반응을 Mixture Fraction Approach를 통해 계산한 Fig. 6의 방법으로 계산된 결과이며, Fig. 1에서 보여준 연료면에 생성된 경계층 내부에 화염이 형성된 쉘리렌(schlieren) 사진과 상당히 흡사한 결과를 보여줌을 확인할 수 있었다.

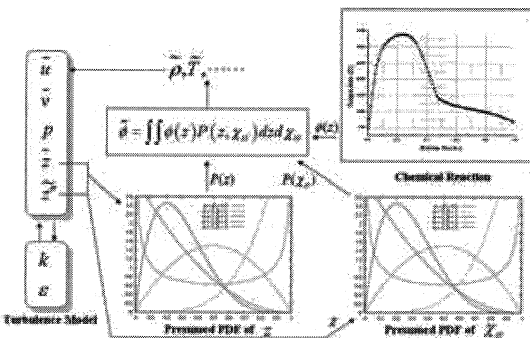


Fig. 7 Mixture Fraction Approach for Finite-rate Chemistry

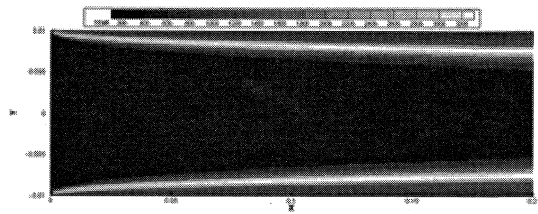


Fig. 8 Temperature Distribution in a Single-Port hybrid Combustor

### 4. 결 론

본 연구에서는 복잡한 과정으로 진행되는 하이브리드 연소 과정을 모델링하기 위해 반드시 고려해야 할 점들에 관하여 설명하였다. 효과적인 하이브리드 연소의 모사를 위하여 다음의 방법을 제안하였다.

1. 물리적으로 타당한 모사를 위해 하이브리드 연소의 계산에 있어서 고체 연료, 유동장, 그리고 경계면의 상호작용에 대한 고려가 반드시 필요하며, 이는 반복 계산과정을 통해 해결할 수 있다.
2. 시간에 따라 유동장과 고체 연료의 경계면이 이동하도록 설정하여 매순간 격자가 타들어가는 연료 표면을 모델링할 수 있으며 이러한 경계면의 거동은 질량 및 에너지 보존에 의해 결정된다.
3. 확산 화염에 대한 난류 연소 모델링 기법으로 혼합분율을 사용하는 방법과 평균화학반응율을 모델링하여 사용하는 방법에 대해 소개하였다.

### 참 고 문 헌

[1] Marxman, G. A., et al., "Fundamentals of Hybrid Boundary-Layer Combustion",

- Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 15, 1964, pp. 485-522.
- [2] Marxman, G. A. and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", Academic Press Inc., 1963, pp. 371-383.
- [3] N.A. Davydenko, R.G. Gollender, A.M. Gubertov, V.V. Mironov and N.N. Volkov, "Hybrid rocket engines: The benefits and prospects", Aerospace Science and Technology, Vol. 11, No. 1, 2007, pp. 55-60.
- [4] A. Antoniou and K. Akyuzlu, "A Physics Based Comprehensive Mathematical Model to Predict Motor Performance in Hybrid Rocket Propulsion Systems", AIAA-2005-3541, 2005.
- [5] E. Farbar, J. Louwers and Tarik Kaya, "Investigation of Metallized and Nonmetallized Hydroxyl Terminated Polybutadiene/Hydrogen Peroxide Hybrid Rockets", Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 476-486.
- [6] M. Chiaverini, G. Harting et al., "Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion", Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 1, 2001, pp. 99-110.
- [7] T. Poinso and D. Veynate, "Theoretical and Numerical Combustion", Edwards, 2001.