

論文

Multi-port 하이브리드 로켓 연소기에서 고온 산화제 유동에 의한 고체연료의 구조적 안전성에 대한 연구

도규성*, 윤창진**, 문희장***, 김진곤***

A Study on Structural Safety of the Solid Fuel Grain by Hot Flow inside a Hybrid Rocket Combustor

Gyusung Do*, Changjin Yoon**, Heejang Moon*** and Jinkon Kim***

ABSTRACT

This paper describes the structural safety of solid fuel in the Hybrid Rocket Motor (HRM). Hybrid rocket combustion has the distinct regression characteristics which include the process of thermal pyrolysis and fuel vaporization. Most of all, this regression characteristics would structurally affect the strength of the fuel having a multi-port configuration, and even may cause the breaking from the fuel grain. This problem would probably influence the performance and operating safety of HRM. Therefore, for the safe operation of HRM, the critical port radius which determines the structurally safe region was discussed from the heat analysis of the solid fuel.

Key Words : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Multi-port(멀티포트), Solid Fuel(고체연료), Port Radius(포트반경)

1. 서 론

1.1 연구배경

하이브리드 로켓은 고분자 물질로 구성된 고체 연료와 액체 및 기체 산화제를 사용하며, 고체 연료와 산화제는 서로 분리되어 있어 폭발성이 없으며, 취급도 매우 용이하다. 또한 하이브리드 로켓은 단기간 내에 제조가 가능하며 하이브리드 로켓의 제조단가는 동일성능의 고체 또는 액체

로켓에 비해 적게 든다.

하이브리드 로켓은 산화제 유량조절을 통하여 로켓의 가감속, 정지와 재시동이 가능하며, 고체 로켓 엔진과 달리 오존층을 파괴하는 HCl 와 Al_2O_3 와 같은 배기가스를 포함하지 않는다.

그러나 하이브리드 로켓 시스템은 고체 및 액체 로켓 추진 시스템에 비해 낮은 후퇴율에 의한 낮은 추력을 보인다는 단점을 가진다[1]. 따라서 고체 연료 그레인에 다수의 포트를 뚫어 연소 단면적을 증가시켜 추력을 향상시키는 연구가 진행 중이다[1,2].

1.2 연구목적

본 연구에서는 포트의 개수를 증가시켜 후퇴율을 향상시키는 멀티포트 하이브리드 로켓에서 발생하는 문제점에 대하여 고찰해보았다. 멀티포트 하이브리드 로켓에서 연소가 진행될수록 포트의

2007년 12월 10일 접수 ~ 2007년 12월 20일 심사완료

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학부

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : hjmoon@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

반경은 커지고 동시에 연소면적이 넓어진다. 반면 포트간 간격은 좁혀지면서 포트간 열교환은 활발해 질 것이다. 이때 하이브리드 로켓 연소시 발생하는 고열에 의하여 고체연료는 구조적 약화가 예상되며, 연소가 진행되어 열전달량이 증가함에 따라 고체연료의 구조적 약화는 더욱 가속화 될 것이다.

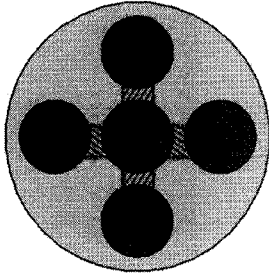


Fig. 1 schematic of simplified fuel grain

Figure. 1에서 빗금친 영역, 포트간 사이(web)은 반응 유동장에 의한 활발한 열교환이 예상되는 영역이기 때문에 구조적으로 가장 취약 할 것으로 예상된다. 이때 포트 내부의 산화제 유동흐름에 의한 압력 및 전단력의 영향과 실제 로켓 발사시 높은 중력가속도 등의 영향을 받게 되면, 열에 의해 약화된 고체연료의 구조적 한계를 넘어서게 되어 고체연료의 일부가 떨어져 나갈 것이다. 이 경우 분리된 덩어리는 멀티포트 로켓의 성능과 안전성에 크게 영향을 끼치게 될 것이다.



Fig. 2 fuel grains after burning

Figure 2는 PE(polyethylene)-N₂O 하이브리드 로켓 연소후의 멀티포트 그레인의 모습이다. 포트간은 모두 병합이 된 것을 볼 수 있으며, 병합 이후 연소면적의 감소로 인한 성능감소와 고체연료 그레인에서 분리된 web이 노즐목을 막아 연소가스의 배출을 방해하거나 폭발 등의 문제를

예상할 수 있다.

그러나 멀티포트 하이브리드 로켓의 성능과 안전성에 영향을 미칠 것이라 예상되는, 열에 의한 고체연료의 구조적 약화에 관한 연구는 현재까지 수행된바 없으며, 이에 관련된 폴리머 계열 고체연료의 정확한 물성치에 관한 정보도 알려진 바가 없었다.

따라서 본 연구에서는 열에 의한 고체연료의 항복강도에 관한 데이터 부재로 인하여, Arrhenius 형식의 열분해이론(Thermal Pyrolysis)을 도입하여 고체연료의 구조적 한계점을 예상하였다. 또한 하이브리드 로켓 연소시, 고체연료의 구조적 안전성을 위해 한국항공대학교 하이브리드 멀티포트 실험에서 사용되는 10, 20sec의 연소시간[2]에서 임계 포트반경을 결정하였다.

2. 해석기법

2.1 열분해 이론

폴리머 계열 고체연료의 온도에 따른 구조적 강도에 관한 데이터의 부재로 인하여, 임계포트 반경을 결정하기 고체연료의 구조적 한계온도를 설정해야한다. 구조적 한계온도는 열분해이론에서 얻은 고체연료의 분해온도로 가정하였다.

Arrhenius 형식의 열분해 이론은 식 (1)과 같다[3].

$$\dot{r} = A \exp\left(-\frac{E_a}{2R_u T_s}\right) \quad (1)$$

식 (1)을 고체연료의 분해온도 T_s 에 대하여 정리하면 식 (2)와 같다.

$$T_s = -\frac{E_a}{2R_u \ln(\dot{r}/A)} \quad (2)$$

Table 1 properties of polyethylene

| | |
|-------------------------------|-----------------------|
| Density, ρ | 950 kg/m ³ |
| Specific Heat, C_p | 2300 J/kg·K |
| Conductivity, k | 0.502 W/m·K |
| Pre-exponential factor, A | 4780 m/s |
| Activation energy, E_a | 60 Kcal/mol |
| Universal gas constant, R_u | 1.986 cal/mol·K |

여기서 A 는 Arrhenius 상수, E_a 는 고체연료의 활성화 에너지, R_u 는 기체상수, T_s 는 고체연료의 분해온도이다. 후퇴율 \dot{r} 을 제외한 고체연료 Polyethylene(PE)의 물성치[3]는 Table 1을 통해 정리하였다.

2.2 연료 그레이의 구조적 한계온도

식 (2)에서 분해온도 T_s 를 구하기 위해서는 하이브리드 멀티포트 실험[2]에서 구한 후퇴율 \dot{r} 의 데이터를 이용하였다. 후퇴율은 Marxman의 이론식[4,5]을 통해 식 (3)과 같은 형태로 산출되며, 이 과정은 참고문헌 [2]를 통해 자세히 기술되었다.

$$\dot{r} = aG_0^n \quad (3)$$

이 식에서 G_0 는 초기 단위 면적당 산화제 질량유량이며, 상수 a 와, 지수 n 은 실험을 통하여 얻어 질 수 있다. 반복적인 실험을 통하여 멀티포트에서의 후퇴율과 산화제 질량유량의 관계를 구하면 식 (4)와 같다[2].

$$\dot{r} = 0.01636 G_0^{0.65} \quad (4)$$

포트반경 R 이 5mm인 하이브리드 멀티포트 실험에서 초기 산화제 유속 G_0 가 $90 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ 일 때의 후퇴율은 식 (4)의 관계식을 통하여 약 0.3 mm/s 임을 알 수 있다[2].

Table 1에서 고체연료 PE의 물성치와 식 (4)를 통해 도출된 후퇴율을 Arrhenius형식의 후퇴율(식 (2))에 대입하면 고체연료의 분해온도 T_s 는 약 911K 부근에 위치함을 예상할 수 있다.

따라서, 본 연구에서는 Arrhenius 형식의 열분해 이론으로 구한 고체연료의 분해온도 T_s 를 고체연료의 성질이 붕괴되는 항복강도 임계온도라 가정하고, 임계온도 T_c 를 900K로 설정하여, 연소 시간과 초기 포트반경에 따라 고체연료 구조적 한계가 예상되는 범위를 결정하는 데 사용하였다.

2.3 해석방법

해석을 수행하기 위하여 하이브리드 멀티포트 실험에서 사용되는 연료 그레이의 형상 및 조건을 적용하였다[2]. 고체연료 포트 내의 유동은 비반응 난류유동으로 가정하고, 포트 내부유동의

온도는 연소온도의 근사값으로 3000K라 가정하였다.

각 포트에 동일한 산화제 유량 $G_0 = 90 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ 을 공급하기 위하여 산화제 공급 압력을 1.25MPa을 일정하게 주었으며 참고 문헌 [2]에서 측정된 pre-chamber 압력에 해당된다. 산화제를 20sec동안 흐르게 하였다. 고체연료의 임계 포트반경을 결정하기 위하여 포트반경 (R)을 5~13mm까지 1mm씩 증가시키면서 비정상 상태로 해석하였다.

2.4 지배방정식

2.4.1 산화제 유동에서의 지배 방정식

고체연료의 열전달은 유동장으로부터 전달되는 열에 의해 영향을 받게 되므로 포트 내부유동의 정확한 모사가 요구된다. 포트 내부 난류유동을 해석하기 위해 난류 모델로 Standard k- ϵ Model을 사용하였다. 따라서, 포트 내부 산화제 유동 해석을 위해 총 7개의 보존 방정식을 수치적으로 계산하였으며, 이는 범용 열유동 해석코드인 CFD-ACE를 통해 이루어졌다[6].

1. 질량보존 방정식

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (5)$$

2. 운동량보존 방정식

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_j} = \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} \quad (6)$$

3. 에너지보존 방정식

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho h_0)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} h_0) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) \\ + \frac{\partial p}{\partial t} + \left[\frac{\partial (u \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (u \tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (u \tau_{zx})}{\partial z} \right] \\ + \left[\frac{\partial (v \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (v \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial (v \tau_{zx})}{\partial z} \right] \\ + \left[\frac{\partial (w \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (w \tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (w \tau_{zx})}{\partial z} \right] \quad (7) \end{aligned}$$

4. Standard k-ε 모델

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \rho P - \rho \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \epsilon) = C_{\epsilon_1} \frac{\rho P \epsilon}{k} - C_{\epsilon_2} \frac{\rho \epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \epsilon \quad (9)$$

2.4.2 고체연료에서의 지배 방정식

산화제 유동에 의한 열이 고체 연료 내부로 전달되기 위하여 고체연료 그레인에서 사용된 지배 방정식은 식 (10)와 같다[6]. 고체 연료가 등방성임을 가정할 때, 고체 내부 열전도는 열전도 상수(thermal conductivity)를 이용한 Fourier 법칙을 통해 묘사되어, 온도 분포를 계산할 수 있다. 또한, 포트 내부로부터 전달되는 열유속(heat flux)을 식 (10)의 경계조건으로 활용하여, 내부 유동장이 고체 내부 온도 분포에 미치는 영향을 고려하였다.

1. 에너지 방정식

$$\frac{\partial(\rho h_0)}{\partial t} = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) \quad (10)$$

2.5 해석모델

본 연구에서는 고체연료로 Polyethylene(PE)을, 산화제로 기체산소(GOX)를 사용하였으며, Fig. 3의 고체 연료 형상을 대상으로 수치 해석을 수행하였다.

Figure 4는 수치적 모델로써, 그레인 반경 48mm, 중앙 포트 중심에서 포트간 중심까지 거리(A-A') 15mm, 포트반경(R) 5~13mm, 축방향 길이 10mm인 원통형 형상을 사용하였다. 효율적인 계산을 수행하기 위하여 전체 그레인에서 축방향으로 총 길이의 절반에 해당하는 거리만큼만 해석하였으며, 대칭성을 고려하여 Fig. 4(b)와 같

이 1/4부분만 모델화하였다.

Figure 5는 해석에 사용된 비정렬 격자의 구성을 보여주고 있다. 해석의 정확도를 높이기 위하여 큰 온도 변화율이 예상되는 포트주변과 web에는 조밀하게 격자점을 배치하여 계산의 효율성을 높였다.

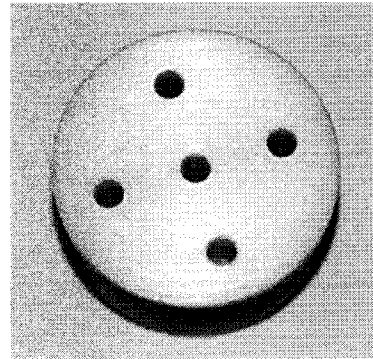


Fig. 3 configuration of fuel grain

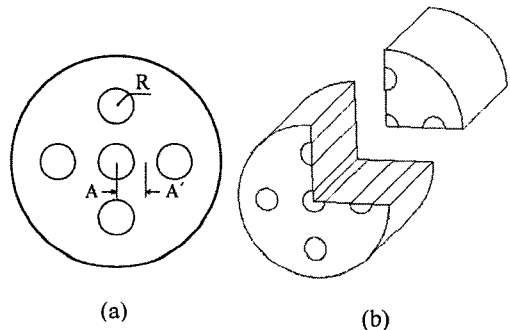


Fig. 4 numerical model of fuel grain

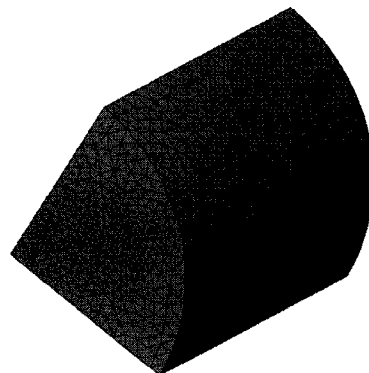
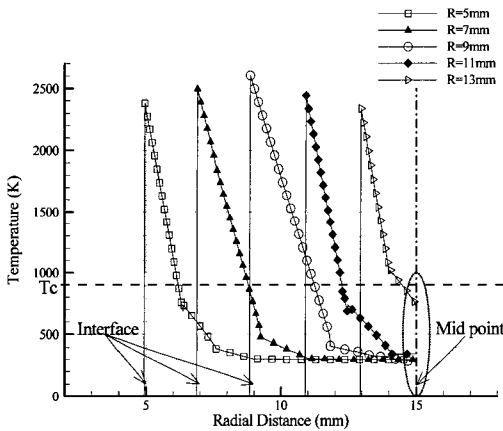


Fig. 5 computational grids for numerical model

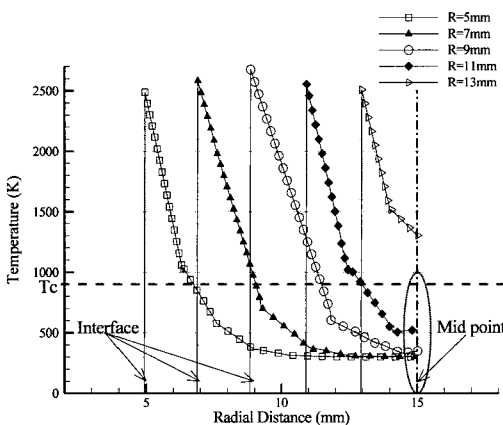
3. 결과 해석

3.1 반지름방향에서의 온도분포

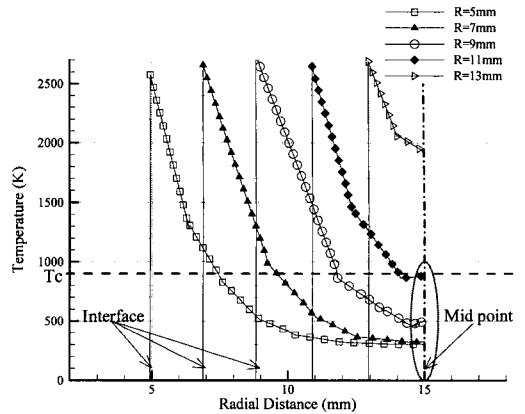
연소시작 후 5sec일 때 고체연료 반지름방향(A-A')에서의 온도분포를 나타낸 Fig. 6(a)의 경우, 대부분의 포트반경인 5~11mm에서 반지름방향거리가 15mm인 포트간 중심(Mid point)에서 300K를 유지하는 것을 볼 때, 포트 내부유동으로부터 전달되는 열(Interface line)이 포트 부근을 제외한 고체 연료 전체에 영향을 미치지 않음을 확인할 수 있었다. 포트반경이 13mm이상일 때, 포트간 중심에서 임계온도 900K에 근접한 것을 확인할 수 있다. 이 경우 web에서 고체의 성질은 유지할 것이라 예상되나 고체의 성질은 상당히 약화되어 산화제 유동의 영향을 받을 경우, 분리 가능성을 예상할 수 있었다.



(a) 5 sec after ignition



(b) 10 sec after ignition



(c) 20 sec after ignition

Fig. 6 temperature distribution for different Fuel port radius along A-A' section

그러나, 5 sec의 연소 시간 동안, 포트반경 13mm를 제외한 모든 포트반경에서 고체의 성질을 유지할 수 있으므로 구조적 문제가 없다고 판단된다.

연소시작 후 10 sec일 때 고체연료 반지름방향에서의 온도분포를 나타낸 Fig. 6(b)의 경우, 5sec의 경우와 비교할 때 더 작은 포트반경인 11mm 이상일 때부터 포트간 중심에서의 온도가 올라가는 것을 볼 수 있고, 포트반경이 13mm의 경우 포트간 중심에서의 온도가 임계온도를 초과하여 web이 열분해되어, 고체연료 고유의 성질을 잃어버리고 분리될 것이라 예상할 수 있다.

연소시작 후 20sec일 때 온도분포를 나타낸 Fig. 6(c)의 경우, 포트간 중심에서 온도가 임계온도를 넘어서는 포트반경 11mm이상일 경우 web이 구조적 한계를 넘어 분리 될 것임을 예상할 수 있고, 포트반경 11mm을 기준으로 Fig. 7,8과 같이 붕괴예상영역과 구조적 안전영역으로 구분할 수 있다.

3.2 포트간 중심에서의 온도분포

포트간 중심에서의 온도와 연소시간과의 관계인 Fig. 7와 포트간 중심에서의 온도와 포트반경과의 관계인 Fig. 8로 나타내기 위하여 Fig. 6에서 반지름방향거리 15mm(Mid point)인 포트간 중심에서의 온도를 5 sec간격으로 추출하였다.

Figure 7에서는 임계온도 900K을 기준으로 포트간 사이(web)에서 열에 의한 구조적 안전 영역

과 붕괴 예상 영역으로 도시화 하였다. Fig. 8에서는 실험에 연소시간이 10sec와 20sec을 기준으로 할 때, 각각의 구조적 안전영역과 붕괴 예상 영역을 도시화 하였다.

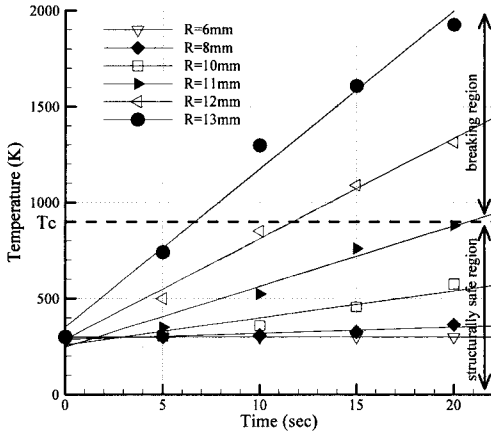


Fig. 7 time evolution of mid Point temperature for different fuel port radius

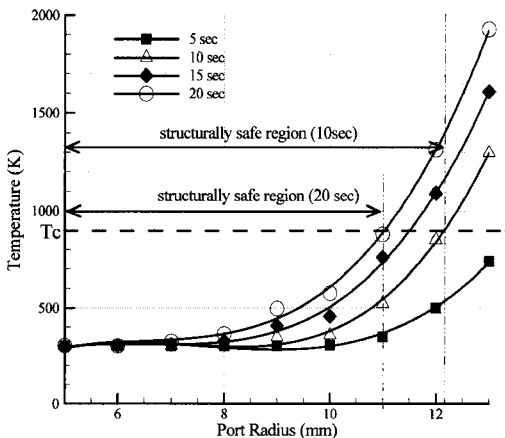


Fig. 8 fuel port radius evolution of mid point temperature for different combustion time

Figure 7, 8에서 일반적인 연소시간 10sec와 20sec를 기준을 했을 때의 포트반경의 임계값은 R=12mm와 11mm으로 나타났다. 연소시간이 길어지면, 포트간의 열전달이 활발해짐에 따라 포트간 중심에서의 온도가 상승하므로 임계 포트반경은 작아져야 구조적 안전영역에 존재함을 알 수 있다.

또한 포트간 중심에서의 온도가 구조적 안전영역에서 임계온도에 근접하는 경우에도 포트 내부

의 산화제 유동흐름에 의한 압력 및 전단력과 중력가속도 등의 작용에 의해 web이 분리될 가능성이 존재하므로, 실제 로켓 발사시 고려되어야 한다.

4. 결론

멀티포트 하이브리드 로켓 연소시, 연소열에 의한 고체연료의 web은 구조적으로 약화되고 산화제 유동에 의한 압력 및 전단력과 높은 중력가속도 등에 의해 web이 분리될 수가 있다. 분리된 web이 노즐목을 막거나 후방 포트 벽면과 충돌할 가능성이 존재한다. 따라서 전체적인 로켓의 성능과 안전성의 문제가 될 수 있다. 따라서 상용프로그램인 CFD-ACE를 사용하여 포트반경에 따른 고체연료의 열해석을 수행하였다.

포트 내부유동의 해석은 Standard k-ε Model을 사용하였고, 고체연료의 열전달은 Fourier 법칙을 사용하였다. 비반응 유동에서 임계 포트반경을 구하기 위하여 포트반경을 증가시키면서 비정상 상태로 계산하였다.

해석결과에 의하면, 포트간 중심에서 온도가 구조적으로 안전한 영역에 존재하기위한 임계 포트반경은 다음과 같다. 10sec 연소시 임계 포트반경은 R=12mm이고, 20sec 연소시 임계 포트반경은 R=11mm이다.

멀티포트 하이브리드 로켓 연소실험시 고체연료의 열에 의한 구조강도변화에 관한 정보, 산화제 압력과 유량에 따른 후퇴를 변화, 포트반경 증가에 따른 열전달 변화 등에 대한 상세한 연구가 필요하며 실제 발사 시에는 연소에 따른 진동과 중력가속도 등이 고려되어야 한다. 이에 따른 후속연구가 진행될 예정이다.

후 기

‘본 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007)).’

참고문헌

[1] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
 [2] M. G. Min, "Numerical Analysis of Turbulent reactive field under different

- oxidizer injector configuration in hybrid combustor and experimental study of the regression rate with the variation of fuel grain port", 2007 pp.48-85
- [3] G. Lengellé, B.Fourest, J.C. Godon and C. Guin "Condensed Phase Behavior and Ablation Rate of Fuels for Hybrid Propulsion," AIAA 93-2413, 1993, pp.4-5
- [4] G. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", 9th Sym. Combustion, The Combustion inst. 1963.
- [5] Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485 - 522.
- [6] "CFD-ACE+ V2004 User Manual," ESI US R&D, Inc., 2004