

몬테 카를로 시뮬레이션을 이용한 하이브리드 로켓의 신뢰성 분석

문근환* · 김완범** · 이정표*** · 최주호**** · 김진곤****

Reliability Analysis of Hybrid Rocket using Monte-Carlo Simulation

Keunhwan Moon* · Wanbeom Kim** · Jungpyo Lee*** · Jooho Choi**** · Jinkon Kim****

ABSTRACT

In this study, probabilistic reliability analysis was conducted for hybrid rocket performance using Monte-Carlo Simulation. For the accuracy, reliability analysis was performed with experimental data. To simplify the analysis process, the oxidizer was supplied with constant pressure, so that pressure variation with time can be eliminated. And time-space averaged regression rate model was used. The regression rate is obtained with a series of experiments. For reliability analysis of thrust, constant exponent of regression rate is assumed that has probabilistic character. So, the efficiency of characteristic velocity has also probabilistic values. As a results, probability distribution of the thrust is obtained by Monte-Carlo simulation using random samples of the input parameter and validated under the 95% confidence level.

Key Words : Hybrid Rocket, Monte-Carlo Simulation, Probabilistic Design, Constant Pressure Feed System, Regression rate, Normal distribution

기호 설명

a Regression rate coefficient
 A_b Fuel burn area (m^2)
 A_p Fuel port area (m^2)
 A_t Nozzle throat area (m^2)

B Burden factor
 C Capability factor
 C^* Characteristic velocity (m/sec)
 C_F Thrust coefficient
 D_f Fuel grain port diameter after combustion (m)
 D_i Fuel grain port diameter before combustion (m)
 \bar{D} Fuel grain averaged port diameter (m)
 F Thrust (N)
 G_{ox} Oxidizer mass flux ($kg/m^2 \cdot sec$)
 \bar{G}_{ox} Averaged oxidizer mass flux ($kg/m^2 \cdot sec$)

† 2013년 11월 19일 접수 ~ 2013년 12월 22일 심사완료

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** ㈜현대자동차 파워트레인 구조해석팀

*** ㈜플로우 마스터 코리아

**** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
 연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

L_f	Fuel length (m)
Δm_f	Fuel mass difference between before and after combustion (kg)
\dot{m}_f	Fuel mass flow rate (kg/sec)
\dot{m}_{ox}	Oxidizer mass flow rate (kg/sec)
\overline{m}_{ox}	Averaged oxidizer mass flow rate (kg/sec)
\dot{m}_p	Propellant mass flow rate (kg/sec)
n	Regression rate exponent
P_c	Chamber pressure (bar)
\overline{P}_c	Averaged chamber pressure (bar)
\dot{r}	Fuel Regression rate (mm/sec)
\overline{r}	Space-Time averaged regression rate (mm/sec)
t_b	Burning time (sec)
SF	Safety factor
ΔV_f	Fuel volume difference between before and after combustion (m^3)

Greek symbols

ρ	Density (kg/m^3)
η	Efficiency

Subscript

b	Burning
c	Chamber
exp	Experimental
f	Final, fuel
i	Initial
ox	Oxidizer
$theo$	Theoretical

1. 서 론

하이브리드 로켓은 경제성과 안전성 측면에서 다른 로켓 시스템에 비해 많은 장점을 가지고 있는 추진 시스템으로, 최근 실용화를 위한 많은 연구가 진행되고 있다.[1] 이러한 하이브리드 로켓을 포함한 로켓 추진시스템은 고온/고압의 환경에서 운용되며, 작은 시스템 결함과 작동 조건 변화로 인해 전체 시스템이 손실될 수 있다. 대표적인 로켓 추진 시스템의 사고 사례

로는 1986년에 발생한 우주왕복선 Challenger 호의 폭발 사고를 들 수 있다. Challenger 호는 발사 75초 만에 공중 폭발 되었으며, 폭발로 인해 승무원 7명이 전원 사망하고 약 4865억 원이라는 손실액이 발생하였다. 사고 조사 결과 Challenger 호의 사고는 접합부 O-ring의 과도한 수축으로 인해 고온의 연소가스가 누출되어 액체 로켓 탱크가 폭발한 것으로 밝혀졌다.[2] 이와 같이 로켓 추진 시스템은 사고 발생 시 막대한 인적, 경제적 손실을 가져 올 수 있기 때문에 신뢰성 분석을 통한 설계가 반드시 필요하다.

일반적으로 신뢰성 분석을 통한 설계 방식으로는 크게 “확정적 설계(Deterministic design)” 및 “확률적 설계(Probabilistic design)” 기법 두 가지가 있다. 확정적 설계 및 확률적 설계 기법은 모두 B/C 모델 (또는 Stress-Strength 모델)을 적용하는 방법이다. B/C 모델은 구성품에서 B(Burden or Stress)가 C(Capability or Strength)를 초과 하였을 때 즉, “발생 성능치”가 “허용 한계치”를 초과하였을 때 고장이 발생한다는 모델을 이용하여 고장률 예측 및 신뢰성 분석을 수행하는 방법이다.[3]

일반적으로 발생 성능치(Burden) 및 허용 한계치(Capability)는 반복 실험을 통해 얻어지므로 평균과 표준 편차를 갖는 확률적 특성을 가지고 있다. 그러나 확정적 설계 방법에서는 Fig.1과 같이 발생 성능치와 허용 한계치의 확정 값으로 구성품의 안전계수(Safety factor)를 도출하여(Eq.1) 안전성을 판단하는 방식을 사용하고 있다. 이러한 확정적 설계 기법은 작동 조건 변화 등에 의한 발생 성능치와 허용 한계치의 변화를 고려 할 수 없기 때문에 구성품의 고장률 및 신뢰도를 도출하는 것이 불가능하고 고장률 및 신뢰성 분석을 위해서는 기존 사고 사례의 데이터를 이용하기 때문에 정확한 분석이 매우 어렵다.[3]

$$SF = \frac{C}{B} \quad (1)$$

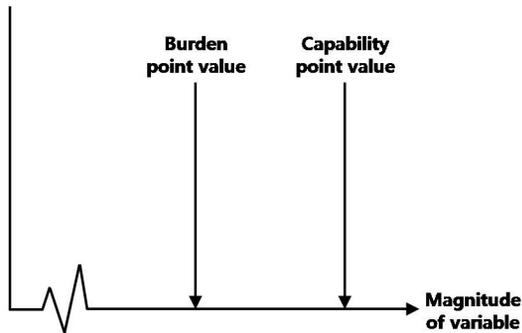


Fig. 1 Deterministic of Burden and Capability[3]

이러한 확정적 설계 기법을 보완하기 위해 1990년대 이후 Fig. 2와 같은 “확률적 설계 (Probabilistic design)” 방법을 이용하고 있다. 확률적 설계 기법은 앞서 언급한 것과 같이 발생 성능치와 허용 한계치의 확률적 특성을 이용하여 분포(Distribution)형태로 나타내고 작동 조건 변화 등에 의해 구성 품에서 발생할 수 있는 고장률 예측 및 신뢰도를 평가하여 설계에 반영하는 방법이다.[3]

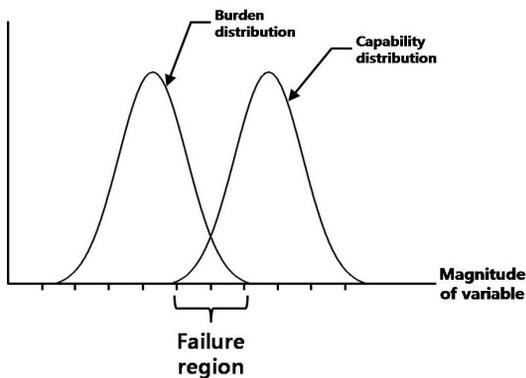


Fig. 2 Probabilistic burden and Capability Distribution[3]

국외에서는 이러한 확률적 설계 기법을 이용하여 하이브리드 로켓을 포함한 로켓 시스템에 대한 신뢰성 확보를 위한 연구가 진행되고 있으나[4], 국내에서는 로켓 시스템에 대한 신뢰성 연구가 미비한 실정이다. 또한 로켓 시스템에 대한 확률적 신뢰성 분석을 위해서는 로켓의 실

험 데이터 획득을 위한 실험 시스템의 구축 및 다수의 실험을 수행하여야 하며 그로 인해 많은 경제적 부담이 발생하게 된다. 따라서 현재 수행되고 있는 로켓 시스템에 대한 신뢰성 분석은 위와 같은 문제점으로 인해 문헌에 제시되어 있는 값을 사용하거나 임의로 가정한 값들을 사용하고 있어 정확한 분석의 어려움이 있다.[5]

이에 적은 수의 데이터를 이용하여 확률적 신뢰성 분석을 수행할 수 있는 기법이 요구되며 이런 경우에 일반적으로 사용하는 분석 기법으로는 베이지안 (Bayesian) 기법 및 몬테 카를로 (Monte-Carlo) 시뮬레이션이 있다. 베이지안 기법의 경우 많은 계산이 필요하며 절차가 복잡한 단점을 가지고 있으나, 몬테 카를로 시뮬레이션은 절차가 비교적 단순하여 구현하기 쉽고 정확한 결과를 얻을 수 있다는 장점을 가지고 있다.[6]

따라서 본 연구에서는 하이브리드 로켓의 신뢰성 확보를 위한 기초 단계로 보다 정확한 신뢰성 분석을 위해 본 연구실에서 수행한 하이브리드 로켓의 연소 실험을 통해 측정된 데이터를 기반으로 몬테 카를로 시뮬레이션을 이용하여 하이브리드 로켓의 주요 성능 인자인 추력에 대한 신뢰성 분석을 수행하였다.

2. 본 론

2.1. 하이브리드 로켓 시스템

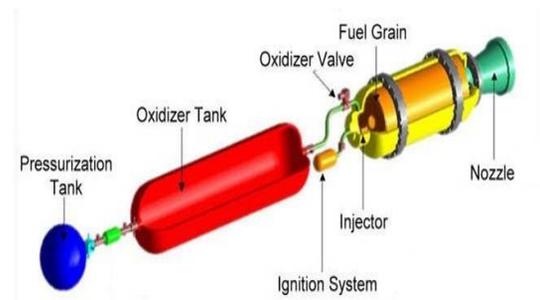


Fig. 3 Constant Pressure Feed System of Hybrid Rocket

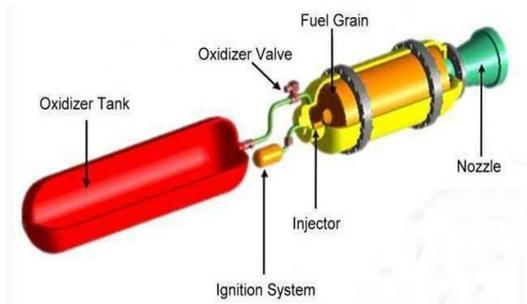


Fig. 4 Blow Down Feed System of Hybrid Rocket

일반적으로 하이브리드 로켓 시스템은 Fig. 3, 4와 같이 가압 시스템을 이용하여 산화제 공급 압력을 일정하게 유지하는 CPF(Constant Pressure Feed) 시스템과 가압 시스템을 사용하지 않고 산화제의 자발 가압(Self-Pressurizing) 특성을 이용해 산화제를 공급하는 BDF(Blow Down Feed) 시스템으로 나누어진다.

CPF 시스템의 경우 산화제 유량을 일정하게 공급할 수 있어 일정한 추력을 유지할 수 있는 장점이 있지만 가압 시스템의 구축 등으로 인해 시스템이 복잡해지는 단점을 가지고 있다. 또한 BDF 시스템은 산화제의 자발 가압 특성을 이용하기 때문에 별도의 가압 시스템이 필요 없어 시스템은 단순해지는 장점을 가지는 반면 연소 시간에 따라 산화제 공급 유량이 변하여 일정한 추력을 유지하기 어렵다. 또한 자발 가압 특성을 갖는 액체 아산화질소(LN_2O)의 경우 산화제가 액상과 기상의 2상(Two Phase) 유동을 갖기 때문에 내탄도 해석의 어려움을 갖고 있다.[7,8]

이에 본 연구에서는 추력을 일정하게 유지할 수 있어 추력 성능 해석이 비교적 단순한 CPF 시스템을 이용하여 하이브리드 로켓의 연소 실험을 수행하고 획득한 데이터를 이용하여 추력에 대한 신뢰성 분석을 수행하였다.

2.2 실험 장치 및 실험 조건

산화제 공급 압력을 일정하게 유지하는 CPF 시스템을 이용한 하이브리드 로켓의 신뢰성 분석을 위한 데이터 획득을 위해 Fig.5와 같이 하이브리드 연소 실험 장치를 구성하였다.

연소 실험 장치는 산화제 공급, 점화, 연소기, 데이터 획득 및 제어 시스템 네 부분으로 구성 되어 있으며, 산화제 유량을 일정하게 공급하기 위하여 압력 조절기와 오리피스를 사용하였다. 실험의 전 과정은 PLC (Program Logic Control)를 통해 제어되며 DAQ 보드와 LabVIEW 프로그램을 이용하여 각 센서의 데이터를 획득하였다.

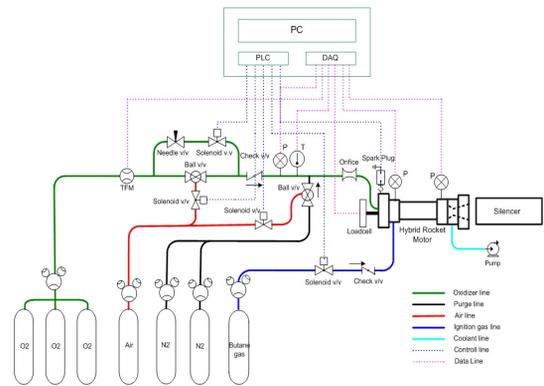


Fig. 5 Schematic of the Experimental System

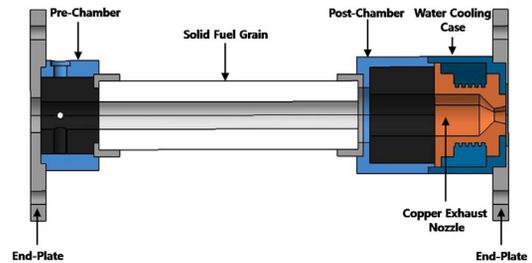


Fig. 6 Schematic of Hybrid Combustor

Figure 6은 본 연구에서 사용한 하이브리드 연소기를 나타낸 것으로 Pre, Post-Chamber 및 연료 그레인, 노즐로 구성되어 있다. Pre-Chamber에는 점화를 위해 점화 시스템이 연결되어 있다. 또한 Pre, Post-Chamber에는 연소실 압력 측정을 위해 고온용 압력 센서를 설치하였으며 로드 셀 (Load Cell)을 사용하여 발생하는 추력을 측정하였다. 추력을 발생시키는 노즐은 연소 도중 삭마를 방지하기 위해 수냉식 냉각장치가 설치

된 구리 합금 노즐을 사용하였다. 실험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Specification of the combustion test

Oxidizer	Gaseous oxygen
Solid Fuel	HDPE
Oxidizer mass flow rate (g/sec)	18~55
Solid Fuel Density (kg/m ³)	950
Burn Time (sec)	10
Initial Port Diameter (mm)	15, 20
Out Diameter (mm)	50
Grain Length (mm)	200

2.3. 하이브리드 로켓 관계식 및 변수

하이브리드 로켓의 추력에 대한 신뢰성 분석을 위해서 다음과 같은 하이브리드 로켓 관계식을 이용하였다. (Eq. 2~9)

$$G_{ox}(t) = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p(t)} \quad (2)$$

$$\dot{r}(t) = aG_{ox}(t)^n \quad (3)$$

$$\dot{m}_f(t) = \rho_f A_b(t) \dot{r}(t) \quad (4)$$

$$\dot{m}_p(t) = \dot{m}_{ox} + \dot{m}_f(t) \quad (5)$$

$$P_c(t) = \frac{\dot{m}_p(t)\eta_c C_{theo}^*}{A_t} \quad (6)$$

$$C_{theo}^* = \frac{P_c(t)A_t}{\eta_c \dot{m}_p(t)} \quad (7)$$

$$\eta_c^* = \frac{C_{exp}^*}{C_{theo}^*} \quad (8)$$

$$F(t) = C_F \cdot P_c(t) \cdot A_t \quad (9)$$

위의 식은 시간의 변화에 따른 각 변수들의 식을 나타낸 것으로서 각 변수들을 이용해 최종적으로 추력의 분포를 얻을 수 있다.

후퇴율은 고체 연료의 연료 표면에 대해 수직 방향으로 타들어가는 속도로 정의 되며, 하이브리드 로켓의 가장 중요한 설계 및 성능 변수이다. 위의 식들을 통해서도 알 수 있듯이 후퇴율의 변화는 고체 연료의 질량 유량(Eq. 4) 및 추진제 질량 유량의 증가(Eq. 5)로 이어지며 이는 연소실 압력 증가를 가져오게 된다.(Eq. 6) 이러한 연소실 압력 증가는 특성속도(Characteristic Velocity) 및 추력(Eq. 7 및 9) 등의 성능에 영향을 주는 것을 확인 할 수 있다.

또한 후퇴율은 Eq. 3과 같이 산화제 질량 유속(G_{ox})의 함수로 나타낼 수 있다. 하이브리드 로켓에서 연소 시간이 증가함에 따라 연료 포트 직경(D_p)이 증가하여 Eq. 2에서의 연료 포트 면적(A_p)이 증가하게 된다. 이에 산화제 질량 유속은 감소하게 되며 산화제 질량 유속의 함수로 표현되는 후퇴율 역시 시간에 따라 감소하게 되고, 연소 시간에 의존하게 된다. 그러나 본 연구에서는 해석의 단순성을 위해 하이브리드 로켓의 고체 연료의 후퇴율이 축 방향에 따라 균일하다는 가정과 평균화된 산화제 질량 유량 유속(Eq. 10)을 이용해 Eq. 11과 같은 연소시간에 대해 평균화된 후퇴율 식을 사용하고자 한다.[9,10]

$$\bar{G}_{ox} = \frac{\int_0^{t_b} \dot{m}_{ox} dt}{t_b} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\frac{\pi}{4} \left(\frac{D_i + D_f}{2} \right)^2} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\frac{\pi}{4} \bar{D}^2} \quad (10)$$

$$\bar{r} = a \bar{G}_{ox}^n \quad (11)$$

Equation 10에서 D_i 와 D_f 는 고체 연료 포트의 연소 전과 후의 직경을 나타내는 것으로 Fig. 7을 통해서 확인 할 수 있다.



(a) before Port Configuration (b) after Port Configuration

Fig. 7 Fuel Port Configuration of Hybrid Rocket

연소시간에 대해 평균화된 후퇴율은 Eq. 12~14와 같이 연소 전·후 연료의 무게를 측정하여 체적의 변화율을 구한 뒤 최종적으로 연료 포트 직경의 변화율을 구하여 나타낸다.

$$\Delta m_f = \rho_f \Delta V_f = \frac{\rho_f \pi (D_f^2 - D_i^2) L_f}{4} \quad (12)$$

$$D_f = \left[\left(\frac{4 \Delta m_f}{\pi \rho_f L_f} \right) + D_i^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (13)$$

$$\bar{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (14)$$

이 외에도 실험을 통해 측정되는 연소실 압력 역시 Eq. 15와 같이 연소시간에 평균화 된 값을 사용한다.

$$\bar{P}_c = \frac{\int_0^{t_b} P_c dt}{t_b} \quad (15)$$

하이브리드 로켓의 추력 분포를 계산하기 위해 공통적으로 들어가는 입력 변수들은 산화제 질량 유량, 연료 포트 직경, 연료 길이, 연료 밀도, 추력계수, 노즐 목 면적, 후퇴율 상수 및 계수이다. 변수들 중 연료 밀도, 길이, 노즐 목 면적, 추력계수는 하이브리드 로켓 설계 시에 정해지는 상수의 특성을 갖는 변수들로서 값은 Table 2와 같다.

Table 2 Constants in the Hybrid Rocket Analysis

Parameter	Value
Solid Fuel Density (kg/m ³)	950
Solid Fuel Length (mm)	200
Throat Area (mm ²)	63.62
Thrust Coefficient, C _F	1.15

Table 3 Probabilistic parameter in Hybrid Rocket Analysis

Parameter	mean	Standard deviation
Regression rate coefficient, a	0.0163	0.00133
Regression rate exponent, n	0.6247	0.01641
C* efficiency, η _{C*}	0.939	0.0676

Table 3은 확률적 특성을 갖는 입력 변수들과 그 값들을 나타낸 것이다. 여기에서 a는 후퇴율 상수, n은 후퇴율 지수로서 Eq. 10~14에 의해 구해지는 평균산화제 질량 유속 및 후퇴율 값을 이용하여 Fig. 8과 같이 데이터의 후처리를 통해 평균값과 표준 편차 값을 구할 수 있다.

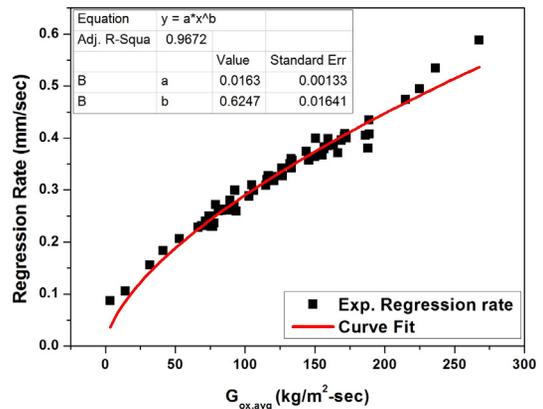


Fig. 8 Experimental data Analysis of Regression rate & Oxidizer mass flux

또한 특성 속도 효율 (η_c^*)은 실험을 통해 측정된 연소실 압력 및 추진제 질량 유량의 값과 Eq. 16을 이용해 구한 실험 특성 속도와 열화학 평형 코드인 CEA (Chemical Equilibrium with Application) code[11]를 이용하여 도출한 이론값을 비교하여(Eq. 8) 구할 수 있다.

$$C_{exp}^* = \frac{\overline{P_c} \cdot A_t}{\dot{m}_p} \quad (16)$$

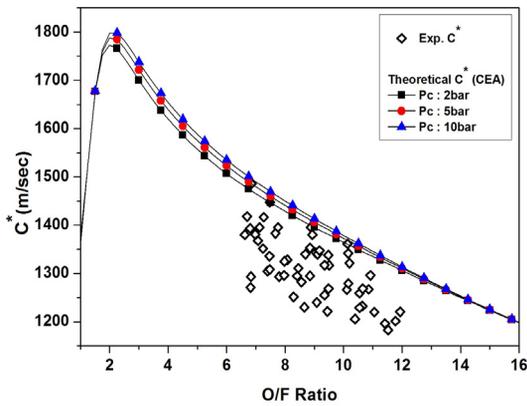


Fig. 9 Experimental data and Theoretical Characteristic Velocity

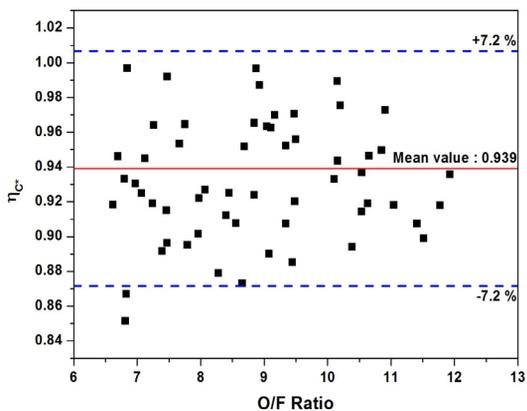


Fig. 10 Distribution of C* efficiency

Figure 9는 실험을 통해 측정된 데이터를 이용해 계산한 특성속도와 CEA를 이용하여 도출한

이론 특성 속도를 O/F 에 따라 나타낸 것으로, 실제 연소 실험에서 연료와 산화제의 혼합 (Mixing) 저하 등의 연소 현상들에 의해 이론적인 상태에 도달하지 못하기 때문에 이론값 보다 실험값이 낮게 나타난다. 또한 Fig. 10은 특성 속도 효율에 대한 분포를 나타낸 것이다.

3. 신뢰성 분석

일반적으로 적은 수의 데이터를 이용하여 확률적 신뢰성 분석을 수행하기 위한 기법으로는 베이지안(Bayesian) 기법과 몬테 카를로 (Monte-Carlo) 시뮬레이션이 사용된다.

베이지안 기법의 경우 실제 현장에서 데이터의 부족으로 인해 발생할 수 있는 통계적 불확실도(Statistical uncertainty)를 고려할 수 있어 유용하지만 Fig. 11과 같이 기존의 데이터와 새로운 실험을 통해 획득한 데이터를 업데이트 (Update)하여 반복적인 계산을 수행해야하기 때문에 많은 계산을 필요로 하는 단점이 있다.[6]

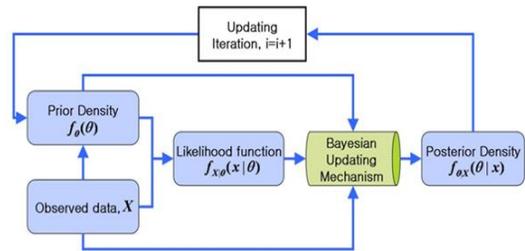


Fig. 11 Process of Bayesian Method

반면 몬테 카를로 시뮬레이션은 Fig. 12와 같이 확률변수들의 결합 확률 밀도함수를 이용하여 각 확률변수의 분포 특성이 반영된 난수 (Random Number)를 추출하고 충분한 수의 확률변수를 생성하여 신뢰성을 분석할 수 있는 방법이다. 이러한 몬테 카를로 시뮬레이션은 컴퓨터를 이용하여 반복 실험을 수행하는 것과 마찬가지로 결과를 얻을 수 있으며 절차가 간단하여 구현하기 쉽고 결과의 정확도가 높은 장점을 가지고 있다.[12,13]

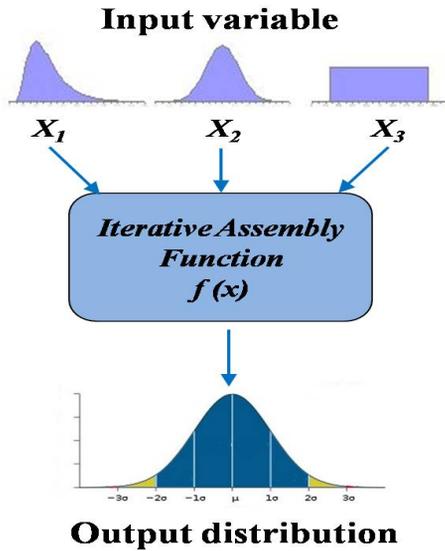


Fig. 12 Process of Monte-Carlo Simulation

본 연구에서는 해석의 단순성을 고려하여 몬테 카를로 시뮬레이션과 앞서 실험을 통해 측정된 데이터들을 사용하여 하이브리드 로켓의 추력 성능에 대한 신뢰성 분석을 수행하였다. 몬테 카를로 시뮬레이션은 다음과 같은 다섯 단계로 진행 된다. [5, 13]

- 첫째, 임의의 변수에 대하여 문제 정의
- 둘째, 임의의 변수의 확률 분포 함수에 대한 확률적 특성 정량화
- 셋째, 임의의 변수의 샘플링 값 N 개 생성
- 넷째, 생성된 샘플링 값들 대입
- 다섯째, N 개의 값을 분포 형태로 얻음

본 연구에서는 확률적 특성을 갖는 변수인 후퇴율 상수 및 지수, 특성 속도 효율을 정규분포 (Normal distribution)로 가정하였으며, 상용 소프트웨어인 MATLAB을 사용하여 각각 $N=10^6$ 개의 데이터를 생성하였다. Fig. 13~15는 정규분포로 가정하여 $N=10^6$ 개의 데이터를 생성한 후퇴율 상수 및 지수, 특성 속도 효율의 분포를 나타낸 것이다.

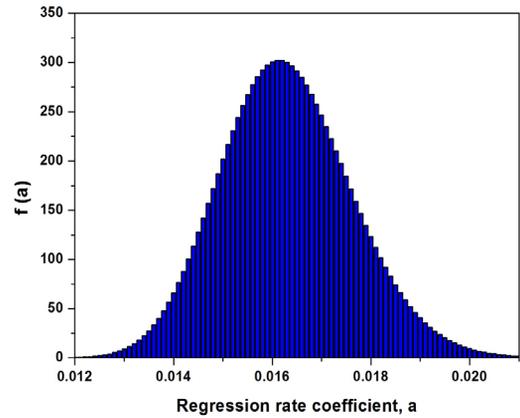


Fig. 13 Distribution of Regression rate coefficient

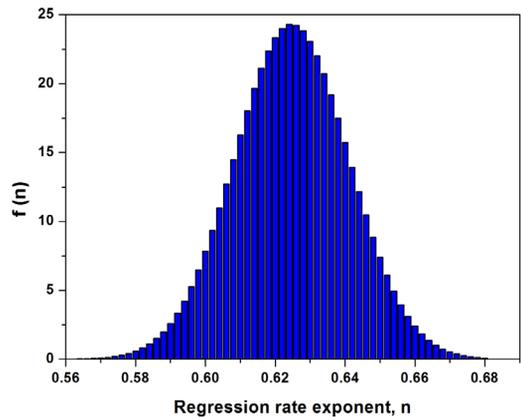


Fig. 14 Distribution of Regression rate exponent

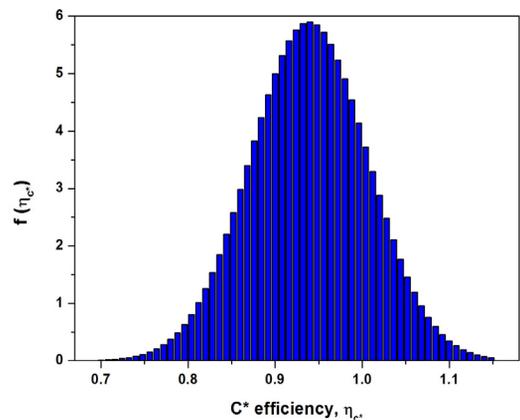


Fig. 15 Distribution of C* efficiency

위와 같이 생성된 분포와 변수들의 값을 Eq. 2~9에 대입하여 추력 분포를 생성 할 수 있다. 이 때 공통적으로 입력되는 상수 값 이외에 실험 시 측정된 데이터에서 임의로 3가지 경우를 선택하여 Table 4와 같은 값을 대입 하였다.

Table 4 Input parameters of Hybrid Rocket

	Case 1	Case 2	Case 3
D_{port} (mm)	15	15	20
\dot{m}_{ox} (kg/sec)	0.04247	0.05313	0.05222
L_{fuel} (mm)	200	200	200

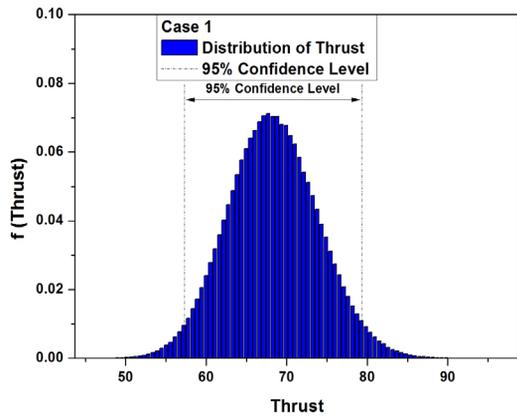


Fig. 16 Thrust distribution of Case 1

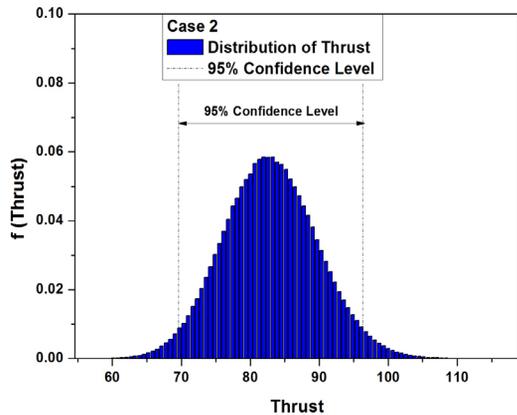


Fig. 17 Thrust distribution of Case 2

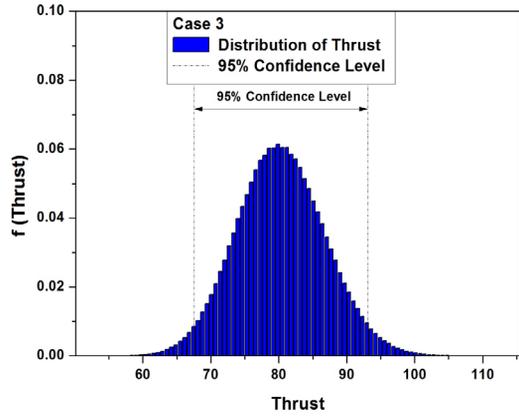


Fig. 18 Thrust distribution of Case 3

Figure 16~18은 최종적으로 도출된 각각의 Case에 대한 추력 분포를 나타낸 것이다. 추력 역시 확률적 특성을 갖는 변수들과 마찬가지로 정규분포 형태로 나타남을 확인할 수 있으며, 점선은 95%의 신뢰 구간을 나타낸 것이다.

Table 5는 분석을 통해 획득한 추력 분포와 실제 실험을 통해 측정된 추력을 비교한 것으로 3가지 Case 모두 측정된 추력이 분석을 통해 얻은 추력 분포의 95% 신뢰 구간 안에 분포함을 확인할 수 있다.

Table 5 Probabilistic Characteristics vs Experimental data

	Case1	Case2	Case3
Mean (N)	68.3	82.9	80.3
Standard deviation	5.6	6.8	6.5
95% Confidence Level	57.3 ~ 79.4	69.6 ~ 96.3	67.5 ~ 93.1
Exp. Thrust(N)	59.1	74.4	69.5

4. 결 론

본 연구에서는 몬테 카를로 시뮬레이션을 이용한 하이브리드 로켓의 추력 성능에 대한 확률적 신뢰성 분석을 수행하였다. 하이브리드 로켓 성능의 정확한 신뢰성 분석을 위해 입력 변수는 가성과 문헌에 있는 값들을 사용하는 대신 실제 연소 실험을 통해 획득한 데이터를 입력 변수로 사용하였다. 확률적 특성을 갖는 입력 변수에 대해서는 몬테 카를로 시뮬레이션의 절차에 따라 정규분포로 가정하고 $N=10^6$ 개의 난수(random number)를 생성하여 확률 분포를 구할 수 있었으며, 상수 값을 갖는 입력 변수와 함께 계산을 통해 최종적으로 추력에 대한 확률 분포를 구할 수 있었다. 실제 실험을 통해 측정된 추력과 예측된 추력을 비교한 결과 예측된 추력의 95% 신뢰구간 내에 측정된 추력이 위치함을 확인 할 수 있었다. 이러한 하이브리드 로켓 성능의 신뢰성 분석은 향후 하이브리드 로켓의 신뢰성 확보를 위한 연구에 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

본 연구에서 수행한 하이브리드 로켓은 연소 시간에 대해 평균화된 값들을 사용하고, 산화제 공급압력을 일정하게 유지하는 Constant Feed System에 대한 해석을 수행한 것이다. 이러한 방법을 이용하여 연소 시간에 의존 하는 Time-Transient의 해석은 물론 실제 하이브리드 발사체에 적용되고 산화제 공급 압력이 시간에 따라 변하는 Blow-Down System에 대한 신뢰성 분석을 통해 하이브리드 로켓의 추력 성능 및 비행 성능에 대한 신뢰성 분석에 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

“이 논문은 2011년도 국방과학연구소의 친환경 로켓 추진 기술 사업으로 수행된 연구임. (No. 2011-05-058)”

참 고 문 헌

- [1] F. Martin, A. Chapelle, O. Orlandi, P. Yvart, “Hybrid Propulsion Systems for Future Space Applications”, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, Nashville, TN, July 25-28, 2010.
- [2] 송지호, 박준협, “기계계열 학생을 위한 신뢰성 공학 입문”, 인터뷰전, 2007.
- [3] W. W. Wells, “Solid Rocket Booster Reliability Guidebook Volume-II: Probabilistic Design and Analysis Methods for Solid Rocket Boosters”, Aerospace Information Report, SAE AIR 5006/2, 1996.
- [4] Chenhvert, D. J., “Uncertainty in Cacluated Performance of Hybrid Rocket Motor”, Ph. D. Dissertation, The Mississippi State University, May 1996.
- [5] 김완범, “로켓 모터 설계에서의 신뢰도 해석 절차에 관한 연구”, 한국항공대학교 석사학위 논문, 2013.
- [6] 최주호, “불확실성을 고려한 베이지안 기반 통합 신뢰성 설계 방법 연구”, 교육과학기술부 최종보고서, 2012.
- [7] 이정표 외, “자발가압 성질을 가진 아산화 질소의 2상 유체 모델링을 통한 하이브리드 로켓 내탄도 해석 I”, 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회 논문집, pp. 45-49.
- [8] 이선재 외, “자발가압 성질을 가진 아산화 질소의 2상 유체 모델링을 통한 하이브리드 로켓 내탄도 해석 II”, 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회 논문집, pp. 50-54, 2011.
- [9] M, Arif Karabeyoglu, Brian J. Cantwell and Greg Zilliac, “Development of Scalable Space-Time Averaged Regression rate Expression for Hybrid Rockets”, Journal of Propulsion and Power, Vol 23, No. 4, July-August 2007, pp.737-474.

- [10] 김수중, 문희장, 김진곤, “하이브리드 로켓 모터에 대한 연소 실험 측정 불확도”, 한국항공우항학회지, Vol. 19, No.1, 2011, pp.7-14
- [11] Bonnie J. McBride and Sanford Gordon, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications”, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- [12] Rubinstein, R. Y., “Simulation and the Monte Carlo Method”, 2nd ed., John Wiley & Sons Inc., 2007.
- [13] Haldar, A. and Mahadevan, S., “Probability, Reliability, and Statistical Methods in Engineering Design”, John Wiley & Sons Inc., 2000.