

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(2), 181-188(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.2.181

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

추진제 및 연소 사이클을 고려한 액체로켓 엔진의 신뢰도 예측

김경미*

Reliability Prediction of Liquid Rocket Engines for Different Propellant and Engine Cycles

Kyungmee O. Kim*

Department of Industrial Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

It is known that reliability of liquid rocket engines depends on the design thrust, propellant, engine cycle, and hot firing test time. Previously, a method was developed for estimating reliability of a new engine by adjusting the design thrust and hot firing test time of reference engines where reference engines have the same propellant and engine cycle with the new engine. In this paper, we provide a procedure to predict the engine reliability when the new engine and the reference engine have different propellant and engine cycles. The proposed method is illustrated to estimate the engine reliability of the first stage of Korea Space Launch Vehicle II.

초 록

액체로켓 엔진의 신뢰도는 설계 추력, 추진제, 연소 사이클, 및 연소시험 시간의 영향을 받는다. 기존 연구에 따르면 신규 개발하는 엔진과 같은 추진제 및 연소 사이클을 가지는 참조 엔진들의 연소시험 자료가 알려져 있다면 참조 엔진들의 설계 추력과 연소시험 시간을 보정하여 신규 엔진의 신뢰도를 예측할 수 있다. 본 연구에서는 신규 개발하는 엔진과 같은 추진제 및 연소 사이클을 가지는 참조 엔진의 자료가 존재하지 않은 경우를 고려하여 두 엔진 사이의 유사성 분석을 통하여 고장률을 보정한 후 신뢰도를 예측하는 방법을 제시하였다. 또한 액체산소/케로신 추진제와 가스 발생기 사이클을 사용하는 한국형 발사체의 1단 엔진을 이용하여 제안된 방법을 예시하였다.

Key Words : Gas generator cycle(가스 발생기 사이클), Korea space launch vehicle(한국형 발사체, KSLV-II), Design thrust(설계 추력), Hot firing test time(연소시험 시간)

1. 서 론

우주선진국의 기존 발사 자료를 분석해 보면 로켓 발사 실패의 절반 이상이 추진 시스템의 고

장 때문인 것으로 나타난다[1]. 따라서 로켓 발사의 성공을 위해서는 높은 신뢰성을 가지는 추진 시스템을 확보하는 것이 중요하다. 로켓의 추진 시스템은 사용하는 추진제에 따라 그 구조가 달

† Received : August 25, 2015 Revised : January 5, 2016 Accepted : January 16, 2016

* Corresponding author, E-mail : kyungmee@konkuk.ac.kr

라지는데, 일반적으로 고체 추진제를 사용하는 고체모터와 액체 추진제를 사용하는 액체엔진이 널리 사용된다.

고체로켓은 발사 준비시간이 짧고 유지 저장이 가능해 군사용으로 많이 사용되는 반면, 액체로켓은 발사 준비시간이 길고 구조가 복잡하지만, 추력 조절 및 재 점화가 가능하며 큰 힘을 낼 수 있어 우주발사체에 널리 사용된다. 현재 우리나라가 개발 중인 한국형 발사체(Korea Space Launch Vehicle, KSLV-II)는 3단 모두 액체 엔진을 사용하고 있다. 따라서 본 연구에서는 액체로켓 엔진의 신뢰도를 예측하는 방법을 고려했고자 한다.

일반적으로 시스템의 신뢰도를 추정 또는 예측하는 방법은 크게 하향식(top-down) 방법과 상향식(bottom-up) 방법이 있다. 설계가 상당히 진행되어 구성 부품과 부품이 시스템을 이루는 구조가 결정된 경우 부품 신뢰도를 기반으로 전체 시스템 신뢰도를 결정하는 방법을 상향식이라고 한다. 그러나, 초기 개발단계에서는 시스템 전체를 블랙박스로 보고 전체 시스템의 신뢰도를 추정하는 하향식 방법을 사용한다. 이 경우 시스템 수명은 일반적으로 지수분포를 가정하는데 이는 지수분포의 모수가 고장률 하나로 초기 설계 단계에 사용하기에 편리한 점이 있기 때문이다. 추후 설계가 진행되고 자료가 축적됨에 따라 시간의 흐름에 따른 고장률의 변화를 고려할 수 있는 와이بل 분포등으로 확장하여 사용할 수 있다 [4]. 본 연구에서는 액체로켓 엔진의 초기 개발단계에서 지수분포를 가정한다.

기존 연구에 따르면 액체로켓 엔진의 신뢰도에 영향을 미치는 인자는 설계 추력, 추진제, 추진제 공급시스템 및 엔진 사이클, 연소시험 시간이 있다 [4,6,8]. 이러한 인자들을 고려하여 엔진 신뢰도를 추정하는 방법에 관한 연구는 국내에서는 거의 이루어지지 않았고 국외의 경우에도 설계자의 주관적인 값을 입력한 시뮬레이션 분석만 개발되어 왔다 [6,8]. 최근 저자는 기존 연구에서 액체산소/액체수소(LOX/LH2) 추진제와 다단 연소 사이클(staged combustion cycle)을 사용하는 터보 펌프식 액체엔진을 신규 개발하는 경우를 고려하여 설계 추력 및 연소시험 횟수를 고려한 신뢰도 추정방법을 제안하였다 [4]. 이때 액체산소/액체수소 추진제와 다단 연소 사이클을 사용하는 다수의 기존 엔진들에 대해 각 엔진의 설계 추력, 연소시험 횟수 및 검증된 고장률 자료를 수집한 후, 각 엔진의 설계 추력이 같도록 고장률을 보정하고 연소시험 횟수와 신뢰도의 관계

에 대한 경험식을 얻었다. 이러한 기법은 신규 개발하는 엔진과 같은 추진제 및 연소 사이클을 가지는 기존 엔진들의 연소시험과 검증된 신뢰도 자료가 존재하는 경우에 적용이 가능하다. 그런데, 현재 우리나라가 개발 중인 한국형 발사체는 3단 모두 액체산소/케로신(LOX/kerosene) 추진제와 가스발생기 사이클(gas generator cycle)을 사용하는 터보 펌프식 엔진이다. 이 경우 같은 추진제 및 연소 사이클을 가지는 기존 자료가 희박하여 기존의 방법을 적용하는데 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 참조 엔진과 신규 개발하는 엔진의 추진제 및 연소 사이클이 다른 경우를 고려하여 신규 엔진의 신뢰도를 예측하는 방법을 제시하고자 한다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 2.1절에서는 터보 펌프식 액체로켓 엔진을 대상으로 신뢰도에 영향을 미치는 인자들을 설명한다. 2.2절에서는 신뢰도를 추정하는 절차를 제시한다. 같은 추진제 및 연소 사이클을 가지는 참조 엔진 자료가 없는 일반적 상황을 고려하여 다른 추진제 및 연소 사이클을 가지는 엔진을 참조 엔진으로 선택하고 유사성 분석을 통해 이를 보정하는 방법을 제시한다. 2.3절에서는 제안된 방법을 적용하여 한국형 발사체의 1단 엔진의 신뢰도를 예측하였다.

II. 본 론

2.1 신뢰도에 영향을 미치는 인자

초기 개발단계에서 엔진 고장은 무작위로 발생하는 사건이라고 가정하면 그 신뢰도는 고장률(failure rate)로 표현할 수 있다. 즉, 엔진 고장률을 라고 할 때 임무시간 t 에 대한 엔진 신뢰도는 다음 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$(t) = \exp(-\lambda t) \quad (1)$$

엔진 고장률은 다양한 인자의 영향을 받는데 초기개발단계에서는 추진제 공급시스템의 유형, 추진제의 종류, 발사 전 연소시험 시간 및 설계 추력을 고려하여야 한다[4,6,8]. 이들 각 인자가 고장률에 미치는 영향을 개략적으로 살펴보면 다음과 같다.

첫째, 추진제 공급시스템은 크게 가스 압력식(pressure-fed)과 터보 펌프식(turbopump-fed)으로 나뉘어진다. 가스 압력식은 산화제통과 연료통에 연결된 압축가스통의 고압가스가 추진제를 밀어내는 방식으로 로켓이 커지면 압축가스통이 커져야 하므로 큰 로켓에서는 사용하지 않고 인

공위성의 추진기관과 같은 작은 시스템에 사용된다. 그에 비해 터보 펌프식은 추진제 일부를 연소시켜 얻은 가스로 터빈을 돌리고 터빈이 펌프를 회전시켜 추진제를 공급하는 방식으로 큰 추력을 낼 수 있기 때문에 대부분 로켓의 하단에 사용한다. 터보 펌프식 액체 엔진의 경우 발생한 가스를 재활용하는 방식에 따라 개방형 사이클과 밀폐형 사이클로 나누는데 각각의 대표적인 연소 사이클은 가스 발생기 사이클과 다단 연소 사이클이다. 가스 발생기 사이클은 구조가 간단하고 넓은 추력범위를 가지며 개발비용이 상대적으로 적게 발생하지만 연료 배출로 인해서 효율이 많이 떨어지는 단점이 있고, 다단 연소 사이클은 연소실 압력을 높게 함으로써 높은 추력을 낼 수 있고 연료의 효율성이 높지만 엔진 내부구조가 복잡하여 개발비용이 상대적으로 높다. 추진제 공급시스템 및 연소 사이클은 엔진 신뢰도에 영향을 미치지만 이를 정량적으로 분석할 수 있는 모형은 알려져 있지 않다[4,8].

둘째, 추진제에 따라 엔진의 신뢰도는 영향을 받는다. 산화제로는 액체산소(liquid oxygen, LOX), 질산 (HNO₃), 사산화이질소(N₂O₄) 등이 있고, 연료로는 액체수소(Liquid Hydrogen, LH₂), 케로신(kerosene), 하이드라진(hydrazine) 계열이 있다. 예를 들어 액체수소계열의 연료를 사용하는 경우 높은 연소 속도와 연소 온도를 가지므로 큰 추력을 내지만 극저온용 온도조절장치와 절연체로 만든 배관 설비가 필요하다. 현재 운용되고 있는 로켓의 엔진은 액체산소/액체수소 혹은 액체산소/케로신 조합이 주를 이루고 있지만 사용하는 추진제가 엔진 고장률에 미치는 영향을 정량적으로 분석할 수 있는 방법은 알려져 있지 않다.

셋째, 엔진 고장률은 요구 추력에 따라 다르다. 같은 개발자가 같은 추진제 및 추진제 공급 시스템을 사용하더라도 설계 추력이 증가하면 고장률은 증가한다. 2005년 미국 항공우주국(NASA)이 발표한 탐사시스템 구조연구 보고서 [6]에 따르면 설계 추력과 고장률 사이에는 모수가 0.1017인 멱함수의 관계가 있다.

넷째, 엔진 고장률은 실제 임무에 배치되기 전 수행한 연소시험 횟수나 연소시험 시간의 영향을 받는다. 개발과정에서 상당한 시간의 연소시험을 통해 신뢰성을 검증받게 되며 엔진의 결점을 발견하여 수정 및 보완할 수 있기 때문에 엔진의 신뢰도는 시험시간의 증가함수로 알려져 있다. 예를 들어 우주왕복선의 주 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)은 지금까지 10만초 이상의

누적 연소시험을 통해 신뢰도 성장을 보여주고 있다[6]. 따라서 개발과정에서 신규 개발하는 엔진을 어느 정도 연소시험 할 예정인가에 따라 그 신뢰도는 다르다. 연소시험 시간에 따라 신뢰도를 예측하기 위해서는 기존 엔진의 시험 시간 및 검증된 신뢰도 자료를 활용하여야 한다. 현재까지는 액체산소/액체수소 추진제와 다단 연소 사이클을 사용한 SSME 엔진의 연소시험 및 신뢰도 자료만 공개되어 있으며 그 외의 엔진에 대한 자료는 공개된 자료가 제한적이다. 때문에 기존 연구에서는 신규 개발하는 엔진과 참조 엔진 모두 액체산소/액체수소 추진제와 다단 연소 사이클을 가진다고 가정하고 설계 추력과 연소시험 시간의 차이를 보정하여 신뢰도를 예측하는 방법을 제안하였다[4].

다음 절에서는 참조 엔진과 신규 개발하는 엔진의 추진제와 연소 사이클이 다른 경우를 고려하여 참조 엔진 자료를 기반으로 신규 개발하는 엔진의 신뢰도를 예측하는 방법을 제시한다.

2.2 엔진 신뢰도 예측 절차

신규 개발하는 엔진의 설계 추력은 이고 추진제 및 연소 사이클이 고정되어 있다고 가정하자. 또한 엔진 개발과정에서 초 만큼의 연소시험을 수행한 후 임무에 배치한다고 가정하자. 신규 개발하는 엔진의 임무시간 t 에 대한 신뢰도는 2.1절의 식 (1)에서 보는바와 같이 고장률 λ 에 의해 결정된다. Fig. 1은 추진제, 연소 사이클, 설계 추력 및 연소시험 시간을 고려하여 식 (1)의 엔진 고장률 λ 를 예측하는 절차를 개략적으로 보여준다. Fig. 1의 각 단계를 자세히 설명하면 다음과 같다.

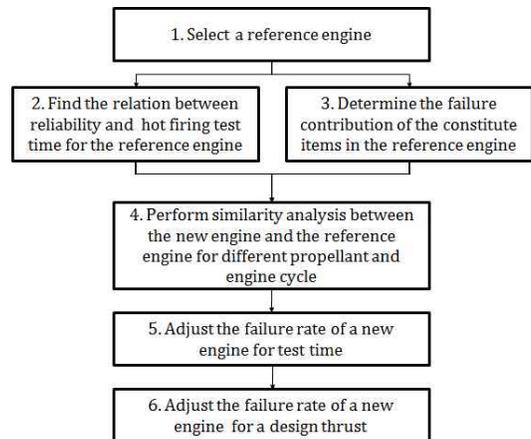


Fig. 1. Schematic diagram for predicting reliability of a new engine

1단계: 연소시험 자료와 구성품의 고장 기여율 자료를 얻을 수 있는 참조 엔진을 선택하고 참조 엔진의 설계 추력을 라고 하자.

2단계: 참조 엔진의 연소시험 자료를 이용하여 연소시험 시간과 신뢰도 사이의 경험식을 구한다. 문헌에 따르면 다양한 신뢰성 성장 모형들이 존재하는데 본 연구에서는 예시를 위하여 MIL-HDBK 189의 US Army Material Systems Analysis Activity (AMSAA) 신뢰성 성장 모형을 고려한다[5,7]. AMSAA 모형은 고장이 식 (2)의 강도함수(intensity function)를 가지는 비동질적인 포아송 과정(Nonhomogeneous Poissin Process)으로 발생한다고 가정한다.

$$b(x) = \frac{\beta}{\alpha^\beta} x^{\beta-1}, \quad \alpha, \beta > 0, x > 0 \quad (2)$$

식 (2)에서 $\beta < 1$ 이면 $\lambda_b(x)$ 는 x 의 감소함수로 시험시간이 증가함에 따라 신뢰도가 성장하는 것을 의미한다. 식 (2)의 모수 β 와 α 는 연소시험 자료를 통해 추정하여야 한다. 참조 엔진을 y 초 동안 시험하여 총 n 번의 고장이 발생하였고 각 고장의 시간은 y_1, \dots, y_n 이라고 나타내면 식 (3)과 같이 모수 β 와 α 를 추정할 수 있다[5,7].

$$\beta = \frac{n}{n \ln(y) - \sum_{i=1}^n \ln(y_i)}, \quad \alpha = y \left(\frac{1}{n} \right)^{1/\beta} \quad (3)$$

이제 참조 엔진을 y 초 동안 시험하였다고 가정하면 임무시간 t 에 대한 엔진 신뢰도는 식 (4)와 같다.

$$R_b(t) = \exp -\lambda_b(y) t], \quad t > 0 \quad (4)$$

3단계: Table 1과 같이 참조 엔진을 구성하는 부품과 각 부품의 고장률의 기여정도를 결정한다. 여기서 구성 부품의 기여정도란 전체 엔진이 고장났을 때 그 고장이 특정한 구성 부품의 고장으로 발생하게 되었을 조건부 확률을 뜻한다. 예를 들어서 Table 1에서 참조 엔진이 고장난 경우 부품 i 의 고장이 그 원인이 되었을 확률은 p_i 이다. 엔진의 연소시험 자료나 운용 자료가 존재하여 각 부품의 고장률 기여정도를 평가할 수 있는 엔진을 참조 엔진으로 선택하여야 한다. 이때 참조엔진의 구성 부품을 분류하는 목적은 신규 엔진과 참조 엔진의 추진제 및 추진제 공급시스템의 유사한 정도를 비교하여 신규 엔진의 고장률을 예측하고자 하는 것으로 하드웨어적인 부품이 알려져 있지 않다면 기능적 분류를 할 수 있다.

Table 1. Contribution of items for the reference engine failure

Item	Contribution	Failure rate
1		$p_1 \lambda_b(y)$
2	p_2	$p_2 \lambda_b(y)$
\vdots	\vdots	\vdots
k	p_k	$p_k \lambda_b(y)$
sum	1	$\lambda_b(y)$

Table 2. Similarity analysis between reference and new engines

reference		similarity analysis	new engine	
item	failure rate		ratio	failure rate
1	$p_1 \lambda_b(y)$	Analyze similarity of propellant and cycle between reference and new engines	r_1	$r_1 p_1 \lambda_b(y)$
2	$p_2 \lambda_b(y)$		r_2	$r_2 p_2 \lambda_b(y)$
\vdots	\vdots		\vdots	\vdots
k	$p_k \lambda_b(y)$		r_k	$r_k p_k \lambda_b(y)$
sum	$\lambda_b(y)$			$\lambda_n(y)$

4단계: 신규 엔진의 설계 추력과 연소시험 시간이 참조 엔진과 같다고 가정하고 유사성 분석을 통해 추진제 및 추진제 공급시스템의 차이에 따른 고장률을 보정하여 신규 개발하는 엔진의 고장률 $\lambda_n(y)$ 를 얻는다. 이때 Table 2에서 보는 바와 같이 Table 1의 각 부품별로 두 엔진의 유사성 또는 차이점을 평가하여 고장률의 비율을 결정한다. 특정 부품 i 에 대해 참조 엔진과 신규 엔진의 차이점을 분석하여 두 엔진사이의 고장률 비율 r_i 의 값을 결정한다. 즉, r_i 는 참조 엔진과 새 엔진의 구성 부품 i 의 고장률의 비율을 나타낸다. 예를 들어서 두 엔진의 고장 정도가 비슷하다면 $r_i = 1$, 참조 엔진의 추진제 공급시스템에는 필요하나 신규 엔진의 공급시스템에는 불필요한 부품이라면 $r_i = 0$ 이라고 둔다. 또한 참조 엔진과 새 엔진 사이에 부품의 수의 차이가 있다면 예를 들어서 SSME에서는 actuator 한 개가 중복으로 사용되었는데 새 엔진에는 중복되지 않았다면 이를 고려하여 비율값을 2로 둘 수 있다. 마지막으로, 새 엔진의 부품 중에서 참조 엔진과 연관성을 찾기 어려운 부품이 있다면 NRPD-91이나 NSWC등 전자, 기계 부품의 고장률 예측

규격을 참조하여 입력하여야 하며, 이러한 규격 자료도 존재하지 않는다면 전문적 지식에 따라 초기값을 입력하여야 할 것이다. Table 2에서 보는 바와 같이 유사성 분석의 결과 참조 엔진과 신규 엔진의 고장률 비율은 $= \lambda(y) \lambda_b(y)^{-1}$ 이 된다. 이 고장률 비율 q 는 두 엔진이 같은 설계 추력과 같은 연소시험 시간을 가진다고 가정할 때 추진제와 엔진 사이클의 차이를 보정한 값이다.

5단계: 4단계에서 얻은 고장률 $\lambda_n(y)$ 는 신규 엔진의 설계 추력이 T_b 이고 연소시험 시간이 y 라고 가정한 경우의 고장률이다. 신규 엔진의 연소시험 시간은 실제로 x 만큼만 수행되므로 고장률을 보정하여야 한다. 이를 위해 두 엔진에 있어서 $\lambda_n(x) [\lambda_n(y)]^{-1} = \lambda_b(x) [\lambda_b(y)]^{-1}$ 를 가정하면 신규 엔진의 고장률은 식 (5)과 같다.

$$\lambda_n(x) = q \lambda_b(x) = q \frac{\beta}{\alpha^\beta} x^{\beta-1}, \quad \alpha, \beta > 0, x > 0 \quad (5)$$

6단계: 5단계에서 얻은 고장률 $\lambda_n(x)$ 는 설계 추력 T_b 로 개발된 엔진을 x 초 동안 연소시험한 후 임무에 배치하였을 때의 예측된 고장률이다. 신규 엔진의 추력이 참조 엔진의 추력과 다른 것을 고려하기 위해 추진제, 엔진 사이클, 연소시험 시간등은 동일하고 설계 추력만 다른 두 개의 엔진을 고려해 보자. 각 엔진의 추력이 T_0 와 T_1 이고 그에 대응하는 고장률은 λ_0 와 λ_1 라고 하면 식 (6)와 같이 모수가 δ 인 멱함수를 가정할 수 있다 [4,6,8].

$$\lambda_1 = \lambda_0 (T_1)^\delta (T_0)^{-\delta} \quad (6)$$

2005년 미국 항공우주국(NASA)이 발표한 탐사 시스템 구조연구 보고서에서는 액체산소/케로신 추진제와 다단 연소 사이클을 사용한 두 개의 러시아 엔진 NK-33과 RD-180을 비교하여 분석한 결과 $\delta=0.1017$ 을 사용하고 있다[4,6,8].

Figure 2에서 보는 바와 같이 기준 추력이 T_0 이고 비교 추력이 T_1 인 경우 만약 δ 의 값이 클수록 $T_1 > T_0$ 이면 고장률이 급격하게 증가하고 $T_1 < T_0$ 이면 고장률이 급격하게 감소한다. 작은 엔진을 개발하는 것에 비해 큰 엔진을 개발하는 능력이 떨어질수록 큰 δ 값을 사용하여야 하는 것을 알 수 있다. 따라서 특정한 추진제와 연소 사이클을 사용한 엔진의 설계 추력이 T 이고 연소시험 시간이 x 초인 경우 고장률 λ 는 식 (5)와 식 (6)를 이용하여 식 (7)과 같이 표현할 수 있다.

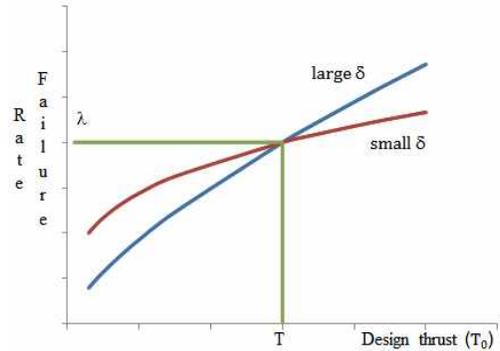


Fig. 2. Engine failure rate for different design thrusts

Table 3. SSME Hot firing test data [7]

Number	Cumulative failure time
1	505
2	10,348
3	10,872
4	15,516
5	15,844
6	48,168
7	48,476
8	55,606
9	78,724
10	97,648
11	158,674
12	206,712
13	270,242

$$\lambda = q \frac{\beta}{\alpha^\beta} x^{\beta-1} \left(\frac{T}{T_b} \right)^\delta, \quad \alpha, \beta, \delta > 0, x > 0 \quad (7)$$

2.3 적용사례

본 절에서는 한국형 발사체를 개발한 후 $x=100,000$ 초 동안 연소 시험을 하고 임무에 배치한다고 가정하고 2.2절에서의 절차에 따라 신뢰도를 예측한다. 2.2절의 절차를 적용하면 다음과 같다.

1단계: 예시를 위하여 액체산소/액체수소 추진제와 다단 연소 사이클을 사용하고 설계 추력이 $T_b=2091$ kN인 SSME 엔진을 참조 엔진으로 선택한다.

2단계: SSME의 연소시험 시간 $y=373,868$ 초에 대한 고장자료는 Table 3과 같다 [7]. 자료에 식 (3)을 적용하면 $\beta=0.4228$ $\alpha=867.0318$ 을 얻을 수 있다. 또한 식 (2)로부터 고장률을 구하면

Table 4. SSME failure contribution analysis

item	contribution (%) [6]	failure rate
Actuators	0.379235	5.58E-08
Anti-Flood valve	0.001269	1.87E-10
Fuel preburner	0.313312	4.61E-08
Fuel/Hot gas system	4.2531	6.25E-07
Heat exchanger	0.73366	1.08E-07
HPFTP/AT	24.77431	3.64E-06
HPOTP/AT	14.53142	2.14E-06
Igniters	0.001269	1.87E-10
LPFTP	0.421766	6.20E-08
LPOTP	1.637443	2.41E-07
LTMCC	16.62253	2.44E-06
Main injector	4.005002	5.89E-07
Nozzle	9.994784	1.47E-06
Oxidizer preburner	0.864797	1.27E-07
Oxidizer system	1.789846	2.63E-07
Pneumatic system	2.775148	4.08E-07
Powerhead	0.368602	5.42E-08
Valves	0.299844	4.41E-08
Other risk	16.23266	2.39E-06
sum	100	1.47E-05

(y) = 1.47014E-05이다. 식 (1)로부터 SSME의 임무시간 520초에 대한 신뢰도는 다음과 같다.

$$SME(t) = \exp - \lambda_b(y) \times 520 = 0.9924$$

3단계: SSME 엔진의 구성부품과 고장 기여율을 수집하고 이를 기반으로 전체 고장률을 구성 부품으로 할당한다. SSME 엔진의 경우 방대한 연소시험 및 운영 자료가 있어서 이러한 기여율 자료가 존재하며 이를 Table 4에 제시하였다 [6]. 예를 들어서 SSME 가 고장났을 때 약 27.7%는 HPFTP/AT의 고장 때문이라는 뜻이다.

4단계: 한국형 발사체는 액체산소와 케로신 그리고 가스발생기 사이클을 이용한다. 일반적으로 우주 선진국에서는 탄화수소 계열의 연료로 성능이 가장 우수한 RP-1을 사용하지만 한국형 발사체의 경우 낮은 가격에 원활한 공급이 가능한 항공기용 등유인 Jet A-1을 사용하기로 하였다 [2,3]. 한편, 한국형 발사체의 1단은 요구추력

Table 5. Illustrative similarity analysis

item	reference failure rate	similarity analysis	ratio	new failure rate
1	5.58E-08	similar	1	5.58E-08
2	1.87E-10	no valve	0	0
3	4.61E-08	similar	1	4.61E-08
4	6.25E-07	smaller in GG than SC	0.75	4.69E-07
5	1.08E-07	less occur	0.1	1.08E-08
6	3.64E-06	kerosene rather than LH2	0.75	2.73E-06
7	2.14E-06	less severe environment	0.5	1.07E-06
8	1.87E-10	similar	1	1.87E-10
9	6.20E-08	not exist in GG	0	0
10	2.41E-07	not exist in GG	0	0
11	2.44E-06	similar	1	2.44E-06
12	5.89E-07	similar	1	5.89E-07
13	1.47E-06	similar	1	1.47E-06
14	1.27E-07	not exist in GG	0	0
15	2.63E-07	simple, less pressure	0.5	1.32E-07
16	4.08E-07	simple	0.25	1.02E-07
17	5.42E-08	not exist	0	0
18	4.41E-08	less valves	0.5	2.21E-08
19	2.39E-06	same	1	2.39E-06
sum	1.47014E-05			1.15262E-05

2989.2 kN을 생성하기 위해 추력이 747.3 kN인 엔진을 4개 병합하여 사용한다. 그러나 유사성 분석을 위해 먼저 한국형 발사체의 엔진 한 개의 설계추력이 SSME와 동일한 $T_b = 2091$ kN으로 개발하고 $y = 373,868$ 초 동안 연소시험을 한 후 임무에 배치한다고 가정하자.

참조 엔진과 신규 엔진의 추진제 및 연소 사이클의 차이를 고려하기 위해 유사성 분석을 수행한 결과는 Table 5와 같다. Table 5에서는 다만 연소 사이클을 사용한 SSME에 비해 새 엔진이 가스 발생기 사이클을 사용하여 fuel/hot gas system이 더 작아져서 [6] 약 25%의 고장률은 감소한다고 보고 비율값으로 0.75를 입력하였다.

또한, 가스 발생기 사이클에서는 HPFTP 나 LPOTP는 사용하지 않으므로 비율값을 0으로 조정하였다. 액체수소를 연료로 사용한 SSME에 비해 새 엔진이 케로신을 연료로 사용하였으므로 HPFTP/AT의 고장률을 25%만큼 감소시켰다 [6]. 또한 한국형 발사체의 1단에는 Anti-Flood valve가 사용되지 않는다고 가정하여 비율값을 0으로 설정하였다. 기타 부품에 대해서도 SSME와 비교하여 새 엔진의 부품 대 부품의 수, 운용 환경, 존재 여부등을 고려하여 비율값을 입력하였다. Table 5는 유사성 분석의 과정을 예시할 목적으로 사용되었으며 유사성 분석의 결과는 설계자의 전문적, 경험적 지식에 따라 다른 값을 생성할 수 있다. Table 5의 결과에 따라서 $\lambda(y) = \lambda_b(y)^{-1} = \frac{1.15262E-05}{1.47014 - 05} = 0.784$ 임을 알 수 있다.

5단계: 4단계에서 얻은 고장률은 신규 개발한 엔진을 $y = 373,868$ 초 동안 연소 시험한 후의 임무 고장률이다. 한국형 발사체를 개발한 후 100,000초 동안 연소 시험한다면 고장률은 식 (5)를 이용하여 다음과 같이 얻어진다.

$$\lambda_n(x) = (0.784)^{\frac{0.4228}{867.0318^{0.4228}}} \left(100000^{0.4228-1} \right) = 2.46746E-05$$

6단계: 5단계에서 얻은 고장률은 신규 개발한 엔진의 설계 추력이 $T_b = 2091$ kN인 경우이다. 한국형 발사체 1단의 요구 추력은 $T = 2989.2$ kN이다. 만약 요구 추력을 만족하는 하나의 큰 엔진을 사용한다면 식 (7)를 이용하여 이를 보정할 수 있다. 예시를 위하여 $\delta = 0.1017$ 을 사용한다면 하나의 큰 엔진을 사용하는 경우 1단의 고장률은 다음과 같다.

$$\lambda = 2.46746E-05 \left(\frac{2989.2}{2091} \right)^{0.1017} = 2.55878E-05$$

따라서 신규 개발한 엔진의 고장률은 SSME의 고장률보다 높게 나타난다. 그러나, 임무시간 $t = 134$ 초에 대한 신규 엔진의 신뢰도는 0.996699로 임무시간이 SSME보다 상대적으로 짧아 높은 신뢰도를 나타낸다.

한편, 한국형 발사체의 1단은 요구 추력 2989.2 kN을 생성하기 위해 추력이 747.3 kN인 엔진을 4개 병합하여 사용한다. 이 경우 하나의 엔진의 고장률은

$$2.46746E-05 \left(\frac{747.3}{2091} \right)^{0.1017} = 2.22233E-05$$

가 되고 전체 병합된 엔진 시스템의 고장률은 $8.88932E-05$ 가 된다. 따라서 임무시간 $t = 134$ 초에 대한 신뢰도는 0.988159로 엔진 한 개의 고장률은 작아지지만 전체 병합된 엔진 시스템의 신뢰도 또한 작아진다. 즉, 하나의 큰 엔진을 사용하는 것보다 작은 엔진 하나를 만들어서 증가하는 신뢰도에 비해 엔진 4개가 병합되어 하나의 엔진이 고장나면 전체 엔진 시스템이 고장남으로 인해 감소하는 신뢰도가 더 크다. 만약 개발자가 NASA에서 제시한 것보다 높은 설계 추력을 가지는 엔진을 개발하는 능력이 떨어진다면 $\delta = 0.1017$ 보다 큰 값을 사용하여야 하고 이 경우 엔진 신뢰도는 더욱 낮아질 것이다.

III. 결 론

본 연구에서는 설계 추력, 추진제, 추진제 공급시스템 및 연소시험 시간을 고려하여 신규 개발하는 엔진의 신뢰도를 추정하는 방법을 고려했다. 기존 연구에서는 신규 개발하는 엔진과 같은 추진제 및 같은 연소 사이클을 가지는 참조 엔진들이 존재한다고 가정하고, 신규 엔진의 신뢰도를 추정하기 위해서 참조 엔진들의 연소시험 및 신뢰도 자료를 수집하고 참조 엔진과 신규 엔진의 설계추력 및 연소시험 시간의 차이를 보정하였다. 기존 방법을 적용하여 우리나라가 현재 독자 개발 중인 한국형 발사체의 엔진 신뢰도를 예측하는데에는 제한점이 있다. 즉, 한국형 발사체는 액체산소/케로신과 가스발생기 사이클을 사용하는데 비해 같은 추진제 및 같은 엔진 사이클을 사용하는 참조 엔진들의 연소시험 및 신뢰도 자료의 수집이 어렵다. 본 연구에서는 참조 엔진 자료와 신규 개발하는 엔진의 추진제 및 연소 사이클이 다른 경우 유사성 분석을 통하여 고장률을 보정하고 신뢰도를 추정하는 방법을 제시하였다. 특히, 액체산소/액체수소 추진제와 다단 연소 사이클을 사용한 우주왕복선의 주 엔진을 참조 엔진으로 하여 한국형 발사체의 1단 엔진의 신뢰도를 예측하는 절차를 예시하였다.

본 연구에서 제안한 신뢰도 예측값은 유사성 분석의 결과 얻는 비율값 r 과 추력의 차이에 따른 고장률 보정 인자 δ 의 영향을 받는다. 이러한 인자들의 타당성을 평가하기 위해서는 추진제와 사이클의 차이에 따른 엔진 고장률 자료가 존재하여야 하는데 엔진 고장자료들이 대부분 비공개이고 엔진 사이클이나 추진제의 차이에 대한 정량적인 자료가 존재하지 않는 현 상황에서는 전문가들의 정성적인 평가에 의존할 수 밖에 없는

어려움이 있다. 그럼에도 불구하고 다양한 추진제 및 연소 사이클에 대해 제안한 방법을 적용하면 초기 개발단계에서 신뢰도 측면에서 엔진의 여러 개념 대안들에 대한 비교 평가가 가능할 것으로 기대한다.

후 기

이 논문은 2014년도 건국대학교의 연구년교원 지원에 의하여 연구되었음

References

- 1) Chang, I.S., "Investigation of Space Launch Vehicle Catastrophic Failures", *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 2, 1996, pp. 198-205.
- 2) Cho, W.K., Park, S.Y., Moon, Y.W., Nam, C.H., Kim, C.W. and Seol, W.S., "Liquid Rocket Engine System of Korean Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 1, 2010, pp. 56-64.
- 3) Choi, H-S, Han, Y-M, Kim, Y-M, Cho, G-R, "Development of 30-Tonf LOx/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices (I) - Combustion Chamber," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, 2009, pp. 1027-1037.
- 4) Kim, K.O. and Hwang, J.W., "A Methodology for Estimating Reliability and Development Cost of a New Liquid Rocket Engine-focused on Staged Combustion Cycle with LOX/LH2," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 42, No. 2, 2014, pp. 437-443.
- 5) MIL-HDBK-189C, *Reliability Growth Management*, Department of Defense, 2011, pp. 31-32.
- 6) NASA, *Exploration Systems Architecture Study*, Final Report, 2005 November.
- 7) Safie, F. M. and Fuller, R. P. "NASA Applications and Lessons Learned in Reliability Engineering", *Reliability and Maintainability Symposium (RAMS) Proceedings*, 23-26 Jan. 2012, Reno, NV
- 8) Young, D.A., *An Innovative Methodology for Allocating Reliability and Cost in a Lunar Exploration Architecture*, Ph.D. Dissertation, Georgia Institute of Technology, 2007 May.