

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(5), 437-443(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.437>액체로켓엔진의 신뢰도 및 개발비용 추정 방법
-LOX/LH2 다단연소 사이클을 중심으로

김경미*, 황준우**

A Methodology for Estimating Reliability and Development Cost
of a New Liquid Rocket Engine
-focused on Staged Combustion Cycle with LOX/LH2

Kyungmee O. Kim* and Junwoo Hwang**

Department of Industrial Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

Engine is one of the most important parts in a rocket for completing its mission successfully. In this paper, we provide a methodology for estimating reliability and development cost of a liquid rocket engine newly developed. To estimate reliability, a baseline engine is selected considering factors whose effects on reliability are unquantifiable. Then reliability of a baseline engine is adjusted to reflect the effect of factors that can be modeled quantitatively. Using the previous Transcost engine cost expressed in terms of mass and the number of hot firing tests, the engine development cost is reexpressed in reliability and thrust requirements. Finally, a numerical example is given to illustrate the application of the methodology to a turbopump rocket engine using staged combustion cycle with LOX/LH2 propellant.

초 록

엔진은 로켓의 임무성공에 가장 중요한 부품이다. 본 연구에서는 신규 개발하는 액체 로켓 엔진의 신뢰도 및 개발비용을 추정하는 방법을 제시한다. 신뢰도에 영향을 미치는 요인들 중 모형화가 어려운 인자들을 고려하여 베이스라인 엔진을 선택하고 신뢰도에 미치는 영향을 양적으로 파악할 수 있는 인자들을 반영하여 베이스라인 엔진의 신뢰도를 추정하였다. 또한 엔진개발비용을 건조 질량과 연소시험횟수로 나타낸 Transcost 엔진 개발 비용 모형을 신규 개발하는 엔진의 요구추력과 신뢰도의 함수로 표현하였다. 마지막으로 액체산소와 액체수소를 추진제로 사용하는 다단연소 사이클 엔진에 대해 제안된 방법을 예시하였다.

Key Words : Engine thrust(엔진 추력), Failure rate(고장률), Hot firing test(연소시험), Engine development cost(엔진 개발비), Reliability growth(신뢰도 성장)

† Received: January 17, 2014 Accepted: April 25, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

발사체의 핵심부품은 추력을 제공하는 엔진이다. 우주선진국들의 과거 발사자료에 의하면 전체 발사 실패의 절반 가까이가 엔진 고장 때문이며 신뢰도가 높은 발사체를 개발하기 위해서는 신뢰도가 높은 엔진을 확보하여야 하는 것으로 나타난다[1]. 따라서 초기 개발단계에서 엔진의 신뢰도를 예측하고 신뢰도 목표를 달성하기 위해 필요한 개발비용을 추정할 수 있어야 한다.

발사체 엔진은 연소가스를 생성하는 연료와 산화제의 형태에 따라 고체엔진과 액체엔진으로 나눌 수 있다. 고체엔진의 경우 연료를 바로 점화하기 때문에 구조가 단순하고 개발이 용이하며 엔진이 작동하는 과정에서 추력의 방향을 조절하는 것 이외에는 별도의 움직이는 부품이 없어 신뢰도가 높지만 연소되는 추진제의 양을 조절할 수 없고 연소시간이 짧고 힘이 약하기 때문에 주로 상단 엔진으로 사용된다. 한편 액체엔진은 각종 제어장치에서 필요에 따라 추진제 공급을 조절하여 추력을 제어하기 때문에 구조가 복잡하지만 재점화가 가능하고 많은 에너지를 낼 수 있기 때문에 대부분의 우주발사체용 로켓에서 사용한다[2].

고체엔진과 액체엔진의 신뢰도 추정방법은 상당히 다르다. 고체엔진의 경우 신뢰도를 추정할 때 연소시험을 고려하지 않으며 케이스, 점화기, 노즐, 추진제 등 엔진의 각 구성부품의 신뢰도를 추정하고 이를 기반으로 전체 엔진의 신뢰도를 추정한다[3]. 한편 액체엔진의 경우 추진제 공급 시스템이 가압식 또는 터보펌프식이냐에 따라 엔진 복잡도가 달라 신뢰도가 영향을 받는다. 가압식의 경우 고압가스 탱크를 산화제 탱크와 연료 탱크에 연결시킨 뒤 고압가스 탱크의 고압가스를 산화제 탱크와 연료 탱크에 넣어서 추진제를 밀어내는 방식으로 구조가 간단하고 신뢰성이 높은 반면 로켓이 커지면 고압가스 탱크가 커져야 하는 등의 단점이 있어 주로 상단 엔진에 사용된다. 그에 비해 터보펌프식은 연료 탱크의 추진제 중 일부를 연소시켜 발생하는 가스로 터빈을 돌리고 터빈이 펌프를 회전하여 추진제를 공급하는 방식으로 높은 추력이 요구되는 하단 엔진에 사용된다[2]. 또한 2005년 미국 항공우주국(NASA)이 발표한 탐사시스템 구조연구 보고서[4]와 Young[5]에 따르면 추진제나 연소 사이클에 관계없이 연소시험횟수가 증가하면 액체엔진의 신뢰도가 성장을 보인다. 액체엔진의 신뢰도 추정에 대한 연구는 국내에서는 이루어지지 않았으며

국외의 경우에도 접근할 수 있는 정보가 극히 제한적이다. 각 엔진의 임무성공확률 즉 신뢰도가 일정한 상수라고 가정한다면 시험에 성공한 엔진의 수는 이항분포를 따르게 된다. 각 엔진의 연소시험시간이 실제 엔진 임무시간과 일치하지 않으므로 시험시간을 임무시간으로 변환한 후 엔진의 평균 작동시간을 추정하여 신뢰도를 추정할 수 있다[6,7]. 또한 각 엔진의 고장시간을 관찰하였다면 와이블 분포 또는 대수정규 분포등 고장률이 감소하는 분포를 가정하고 최대우도추정법이나 베イズ 추정법을 이용하여 신뢰도를 추정할 수 있다[8].

한편 개발초기에 사용할 수 있는 발사체 비용 모형은 국외에서 다수 개발되어 있으나 대부분의 데이터베이스가 비공개이다. 유럽, 러시아, 중국, 일본, 인도 등의 국가에서는 데이터베이스가 공개된 Transcost 비용모형[9]을 널리 사용하고 있으며 우리나라에도 최근 소개되었다[10,11]. Transcost 모형은 발사체의 개발비를 엔진 개발비와 엔진을 제외한 시스템 개발비로 분리하고 고체엔진, 터보펌프식 액체엔진, 가압식 액체엔진의 경우에 대해 각각 건조질량과 비용 사이의 경험적 관계식을 제시하고 있다[9,10].

현재 우리나라는 3단 모두 액체엔진을 사용하는 KSLV-II를 개발하는 중이다. 따라서 본 연구에서는 고체엔진은 논외로 하고 신규 개발하는 액체엔진의 신뢰도 및 비용을 고려하고자 한다. 2.1절에서는 터보펌프식 액체로켓엔진을 대상으로 신뢰도를 추정하는 방법을 제안한다. 개발하고자 하는 엔진과 같은 추진제 및 연소 사이클을 사용하는 기존의 엔진을 베이스라인으로 선택하고 요구추력과 연소시험횟수를 고려하여 베이스라인 엔진의 신뢰도를 보정하는 방법을 기술한다. 2.2절에서는 기존의 Transcost 비용모형을 고찰한 후 신규로 개발하는 엔진의 요구추력을 고려하여 엔진 개발비용을 보정하는 방법을 제안하였다. 2.3절에서는 주어진 요구추력과 목표 신뢰도를 만족할 수 있도록 액체산소와 액체수소를 사용하는 다단연소 사이클 엔진을 신규 개발하고자 할 때 목표 신뢰도의 증가에 따른 개발비용의 변화를 예시하였다.

II. 본 론

2.1 신뢰도 추정

액체엔진의 신뢰도에 영향을 미칠 수 있는 인자는 추진제, 연소 사이클, 연소시험횟수 및 요구

추력이다[4,5]. 추진제의 경우 액체수소계열, 등유계열, 또는 하이dra진 계열인가에 따라 신뢰도는 영향을 받을 것으로 알려져 있지만 정량적 또는 정성적으로 분석한 자료는 없는 것으로 파악된다. 또한 연소 사이클의 경우 구동가스의 재활용방식에 따라 가스발생기 사이클 (gas generator cycle), 다단연소 사이클 (staged combustion cycle), 팽창형 사이클 (expander cycle)로 나누면 엔진 사이클에 따라 엔진의 복잡성이 달라지므로 엔진의 신뢰도가 영향을 받게 된다[5]. 그러나 연소 사이클 유형에 따라 엔진 신뢰도를 정량적으로 평가할 수 있는 자료 또한 공개되지 않았다. 따라서 본 연구에서는 신규 개발하는 엔진과 동일한 추진제 및 연소 사이클을 사용하는 기존의 엔진을 베이스라인 엔진으로 선정하여 추진제와 연소 사이클이 신뢰도에 미치는 영향을 고려하도록 한다.

연소시험횟수나 요구추력이 신뢰도에 미치는 영향은 정량적으로 분석할 수 있는 자료를 수집할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 다음과 같이 요구추력과 연소시험횟수가 신뢰도에 미치는 영향을 고려하여 베이스라인 엔진의 신뢰도를 보정하도록 한다.

2.1.1 진공추력에 따른 신뢰도 보정

베이스라인 엔진의 진공추력을 T_0 라고 하고 베이스라인 엔진 개발 시 수행한 연소시험횟수가 n_0 라고 할 때 엔진의 연소시간 t_0 에 대해 검증된 신뢰도(demonstrated reliability)가 $R_0(t_0)$ 라고 하자. 일반성을 잃지 않고 엔진 수명이 지수분포를 따른다고 가정하면 베이스라인 엔진의 고장률을 λ_{T_0, n_0} 라고 하면 다음이 성립한다[12].

$$R_0(t_0) = \exp(-\lambda_{T_0, n_0} t_0)$$

요구추력을 크게 하면 엔진무게가 무거워지고 신뢰도는 작아지므로 요구추력을 고려하여 베이스라인 엔진의 신뢰도를 보정하여야 한다. 요구추력이 T_1 인 엔진을 신규로 개발하여 연소시험을 n_0 번 수행한 경우 고장률을 λ_{T_1, n_0} 라고 하자. 2005년 미국 항공우주국(NASA)이 발표한 탐사시스템 구조연구 보고서[4]에 따르면 액체엔진의 요구추력과 고장률사이에는 다음 관계가 있다.

$$\lambda_{T_1, n_0} = \lambda_{T_0, n_0} (T_1/T_0)^{0.1017} \quad (1)$$

식 (1)은 두 엔진 NK-33과 RD-180을 비교하여 얻어졌다. 두 엔진은 모두 산화제로는 액체산소

를 사용하고 연료로는 RP-1을 사용하였으며 러시아에서 개발된 다단연소 사이클 터보펌프엔진으로 매우 비슷하며 다만 진공추력이 NK-33 엔진의 경우 1635 kN이고 RD-180의 경우 4150kN으로 다르다. 보고서에 따르면 비교 대상이 되는 두 엔진이 같은 추진제와 같은 연소 사이클을 가지는 경우 추진제 유형이나 사이클 유형에 관계없이 식 (1)이 성립한다고 가정할 수 있다. 따라서 신규 개발하는 엔진의 연소시간이 t_1 이라고 할 때 식 (2)와 같이 신뢰도를 표현할 수 있다.

$$R_1(t_1) = e^{-\lambda_{T_1, n_0} t_1} = [R_0(t_0)]^{(T_1/T_0)^{0.1017} (t_1/t_0)} \quad (2)$$

2.1.2 연소시험횟수에 따른 신뢰도 보정

액체엔진은 발사되기 전 지상 연소시험을 통하여 신뢰도를 증가시킬 수 있으므로 신뢰도 추정시 연소시험횟수를 고려하여야 한다. 베이스라인 엔진과 신규 개발하는 엔진의 연소시험횟수의 차이를 고려하여 신뢰도를 보정하는 방법은 다음과 같다.

베이스라인 엔진의 시험횟수에 따른 신뢰도 자료를 구하고 이 자료를 신규 개발하는 엔진의 요구추력으로 보정한 후 연소시험횟수와 신뢰도 사이의 관계식을 구한다. 그 결과 요구추력이 T_1 인 경우 고장률은 연소시험횟수 n 의 함수이다. 엔진의 연소시험에 따른 신뢰도의 성장을 모형화하기 위해 AMSAA (US Army Material Systems Analysis Activity) 신뢰도 성장모형[13]이 가장 널리 사용되는데 이 경우

$$\ln(\lambda_{T_1, n}) = \hat{\alpha} + \hat{\beta} \ln(n)$$

또는

$$\lambda_{T_1, n} = e^{\hat{\alpha}} n^{\hat{\beta}}$$

가 성립한다. 예를 들어서 신규개발하는 엔진이 액체산소와 액체수소를 사용한 다단연소 사이클 엔진이며 요구추력은 $T_1 = 2000\text{kN}$ 라고 가정하자. 같은 추진제와 다단연소 사이클을 사용하는 기존 엔진들의 요구추력, 연소시험횟수 및 신뢰도 자료를 수집한 결과는 Table 1과 같다.

Table 1의 엔진들은 서로 다른 추력을 가지므로 식 (1)을 이용하여 같은 요구추력 예를 들어 2000kN일 때 고장률을 계산하면 Table 2와 같다. Table 2의 자료를 이용하여 추력이 2000kN으로 고정된 경우 시험횟수 n 와 고장률 $\lambda_{T_1, n}$ 사이의 관계를 추정하면 식 (3)과 같다.

Table 1. Reliability information of previous engines that use staged combustion cycle with LOX/LH2

engine	thrust(kN)	# of tests	burn time	reliability	failure rate
LE7	1079	140	346	0.857	4.46E-04
FMOF	2091	726	520	0.984	3.10E-05
RD-0120	1962	793	600	0.988	2.10E-05
PhaselI	2278	1000	510.5	0.99	1.97E-05
BlockII	2279	2000	507.5	0.996	7.90E-06

Table 2. Adjusted reliability of previous engines for the same thrust level

engine	thrust(kN)	# of tests	burn time	reliability	failure rate
LE7	2000	140	346	0.8485	4.75E-04
FMOF	2000	726	520	0.9841	3.09E-05
RD-0120	2000	793	600	0.9875	2.10E-05
PhaselI	2000	1000	510.5	0.9901	1.94E-05
BlockII	2000	2000	507.5	0.9961	7.80E-06

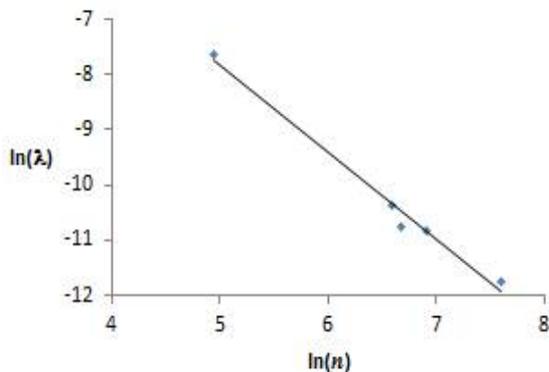


Fig. 1. Relation between the number of hot firing tests and reliability for an engine that satisfies the required thrust level of 2000kN that employs staged combustion cycle with LOX/LH2

$$\ln(\lambda_{T_1, n}) = 0.0399 - 1.5779 \ln(n) \quad (3)$$

즉, AMSAA 모형의 $\hat{\alpha} = 0.0399$ 이고 $\hat{\beta} = -1.5779$ 이다. Fig. 1은 자료의 관찰값과 적합값을 예시하고 있으며 결정계수 $R^2 = 0.987$ 로 상당한 설명력을 가진다. 공개된 엔진자료를 사용하여 제한된 표본수를 가지나, 본 연구의 방법론을 기술하기는 충분하다고 생각되며 보다 포괄적인 자료를 얻을 수 있다면 연소시험횟수와 신뢰도의 관계식을 정확하게 추정할 수 있을 것으로 기대한다. 이전 연구[14]에서는 추진제, 요구추력, 연소 사

이클 등이 신뢰도에 미치는 영향을 무시하고 단순히 요구 신뢰도와 연소시험횟수 사이의 경험적 관계식을 도출하였다.

2.2 개발비용 추정

Koelle은 지난 50년간의 세계의 발사체 및 엔진 비용 데이터를 기반으로 Transcost 비용 추정 모형을 개발하였으며 현재 유럽, 러시아, 중국, 일본, 인도등의 국가에서 널리 사용하고 있다[9]. Transcost 모형에서는 3개의 서브모형을 사용하여 발사체의 개발비, 생산비 그리고 운영비를 따로 추정한다. 특히 발사체의 개발비는 엔진 개발비와 엔진을 제외한 시스템 개발비로 분리된다. 엔진 개발비의 경우 건조질량과 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있으며, 고체엔진, 터보펌프식 액체엔진, 가압식 액체엔진 각각의 경우에 대해 질량과 비용 사이의 경험적 관계식을 제시하고 있다. 단, 비용의 단위는 다양한 시간, 국가, 통화수준, 인플레이션등에 독립적인 일정한 가치를 유지하기 위해 Man-Year (MYr)를 사용하고 있다. Man-year 수치는 총 산업프로젝트 비용을 참여인원의 수로 나누어 정의된다[9].

2.2.1 Transcost 액체엔진 개발비 모형

Transcost가 제시하는 터보펌프식 액체로켓엔진의 개발비는 다음 식 (4)와 같다[9].

$$C_E = 277 M^{0.48} f_1 f_2 f_3 \quad (4)$$

식 (4)에서 M 은 엔진의 건조질량(kg)을 나타내며 f_1 은 기술개발수준 인자, f_2 는 기술품질 인자, 그리고 f_3 는 기술경험수준 인자를 나타낸다. 식 (4)을 보면 추진제의 종류나 연소사이클은 엔진 개발비에 직접적인 영향을 미치지 않는다.

기술개발수준 인자 f_1 은 새로운 기술이나 이미 개발된 기술등과 같이 프로젝트의 상대적 기술적 상황에 따라 결정된다. 유사한 프로젝트와 비교하여 개발노력의 정도를 평가하여야 하는데 새로운 기법이나 신기술을 필요로 하는 완전히 새로운 것인지 또는 기존의 시스템을 수정한 것인지에 따라 Table 3와 같이 결정한다. 기술품질 인자 f_2 의 경우 액체엔진개발시 인증을 위해 요구되는 연소시험횟수를 고려하여 결정된다. Koelle[9]은 엔진 연소시험횟수 n 을 이용하여 식 (5)와 같이 제시하였다.

$$f_2 = 0.026 [\ln(n)]^2 \quad (5)$$

엔진 개발시 연소시험은 평균적으로 약 500번 수

행되며 이 경우 $f_2 = 1$ 이 된다. 기술경험수준 인자 f_3 는 팀이 현재 프로젝트에 관해 가지는 경험의 정도에 따라 Table 4와 같이 결정한다.

엔진개발비용을 추정하는 방법을 예시하기 위해 미국의 Rocketdyne이 1972년-1982년까지 11년동안 개발한 Space Shuttle Main Engine (SSME)을 고려해 보자. 개발당시 신기술을 사용하였으므로 $f_1 = 1.3$ 을 사용하고, 엔진 개발사는 기존에 F1과 J2 엔진을 개발한 경험이 있었기 때문에 $f_3 = 0.85$ 를 사용할 수 있다. 엔진의 건조질량은 3180kg이며 1981년 4월 첫 발사 직전 총 726번의 연소시험을 통하여 검증된 신뢰도는 0.984이었다[9]. 따라서 식 (4)을 이용하여 1981년 4월 첫 발사 직전 SSME의 개발비를 추정하면 다음과 같다.

$$C_E = 277(3180)^{0.48}(1.3)(0.026)[\ln(726)]^2(0.85) = 16,574$$

즉, 관련분야에 16,574명이 1년동안 종사하는데 드는 비용과 동일하다. SSME는 그 후 1982년 12

Table 3. Development standard factor f_1

Classification	f_1
first generation system, new concept	1.3-1.4
New design with some new technical features	1.1-1.2
state-of-the-art	0.9-1.1
modification of existing systems	0.7-0.9
minor variation of existing projects	0.4-0.6

Table 4. Team experience factor f_3

Classification	f_3
new team without experiences	1.3-1.4
partially new project activities	1.1-1.2
team with some related experiences	1.0
developed similar projects	0.8-0.9
superior experience with this type of projects	0.7-0.8

Table 5. Development cost of SSME[9]

year	1972	1973	1974	1975	1976	TQ
US \$	45	41	56	94	135	36
MYr	1023	820	1018	1597	2045	545
year	1977	1978	1979	1980	1981	1982
US \$	182	197	173	141	134	127
MYr	2528	2472	2005	1530	1357	1206

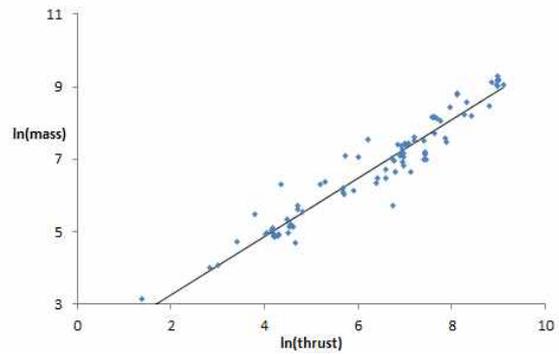


Fig. 2. Relation between thrust and mass

월까지 총 942번의 연소시험을 통하여 신뢰도 0.989를 검증하였으며 이 경우 SSME의 개발비는 17,921 MYr로 추정된다. 실제로 SSME의 12년간 엔진개발비 지출액은 Table 5와 같다. 추정된 개발비 17,921 MYr는 실제 지출액은 18,146 MYr를 잘 근사한 것을 볼 수 있다.

2.2.2 신규개발하는 엔진의 개발비

식 (4)을 이용하여 신규 개발하는 엔진의 비용을 추정하려면 요구추력으로부터 건조질량을 추정하여야 한다. 기존의 액체엔진들의 추력(kN)과 건조질량(kg) 자료를 수집하고 회귀분석한 결과는 Fig. 2와 같다. $\log(\text{추력})$ 과 $\log(\text{질량})$ 은 선형관계가 있으며 추력 T 을 가지는 엔진의 건조질량 M 은 식 (6)과 같다. 이때 회귀모형의 결정계수는 $R^2=0.9278$ 로 상당한 설명력을 가진다.

$$M = 5.181217151 T^{0.80576} \quad (6)$$

식 (3)과 식 (6)을 식 (4)에 대입하면 신규 개발하는 엔진의 요구추력이 T_1 이고 연소시험을 n 번 수행할 때 개발비용을 식 (7)과 같이 요구추력과 연소시험횟수의 함수로 표현할 수 있다.

$$C_E = 610.1084(T_1)^{0.386765} f_1 \left[\frac{\ln(\lambda_{T_1, n}) - \hat{\alpha}}{\hat{\beta}} \right]^2 f_3 \quad (7)$$

2.3 적용사례

액체산소와 액체수소를 추진제로 사용하는 다단연소 사이클 엔진을 개발하며 요구추력이 2000kN이고 인증을 위한 신뢰도 요구는 0.95라고 하자. 요구 신뢰도를 충족시키는 엔진을 개발하기 위한 비용은 다음과 같이 추정할 수 있다.

첫째, 추진제와 연소 사이클이 같은 베이스라인 엔진을 선택하고 그 정보를 수집한다. 본 연구에서는 예시를 위해 일본의 LE-7 엔진을 베이

스라인으로 선택한다. LE-7은 일본이 최초로 독자적으로 개발한 액체엔진으로 1983년 개발연구가 시작되어 1994년 완성되었으며 H-II 로켓의 1단에 사용되었다. LE-7의 건조질량은 1720Kg이고 진공추력은 1078.69kN이고 연소시간은 346초이다[15]. 첫 발사 이전에 $n_0 = 140$ 번의 연소시험을 수행하였으며 시험을 통해 입증된 엔진 신뢰도는 0.857로 알려졌다[9]. 따라서 엔진의 고장률은 초당 0.00045이다.

둘째, 신규 개발하는 엔진을 140번 연소 시험한다고 가정하고 식 (1)을 이용하여 신규개발하는 엔진의 고장률을 구하면 다음과 같다.

$$\lambda_{T_1, n_0} = 0.00045 \left(\frac{2000}{1078.69} \right)^{0.1017} = 0.00047$$

고정된 연소시험횟수에 대해 추력수준이 1078.69kN에서 2000kN으로 증가하여 고장률이 0.00045에서 0.00047로 증가한 것을 볼 수 있다. 이제 일반성을 잃지 않고 신규 개발하는 엔진의 연소시간이 346초라고 가정하면 신뢰도는 식 (2)를 이용하여 0.849914로 추정된다. 즉, 연소시험을 140번 수행하는 경우 목표 신뢰도를 달성할 수 없다.

셋째, 엔진이 목표 신뢰도 0.95를 달성하기 위해서 필요한 연소시험횟수를 구한다. 신뢰도 0.95를 만족하려면 고장률은 0.000148이어야 하며 따라서 식 (3)에서 최소한의 연소시험횟수를 구하면 274번이 된다.

넷째, 식 (7)을 이용하여 개발비용을 추정한다. $f_2 = 0.026 * [\ln(274)]^2 = 0.819187$ 이고 엔진개발비

Table 6. Comparison of engine development costs for different thrust and reliability requirements

Reliability	Thrust			
	1500 kN		2000kN	
	# of firing	cost (MYr)	# of firing	cost (MYr)
0.85	130	6359.2	132	7152.2
0.87	143	6610.6	146	7450.6
0.89	160	6913.3	163	7783.6
0.91	183	7284.0	187	8209.0
0.93	216	7755.0	220	8727.0
0.95	269	8401.1	274	9451.8
0.97	375	9428.5	382	10604.0
0.98	486	10271.4	495	11548.5
0.99	756	11791.0	770	13251.8
0.995	1173	13409.0	1196	15066.0

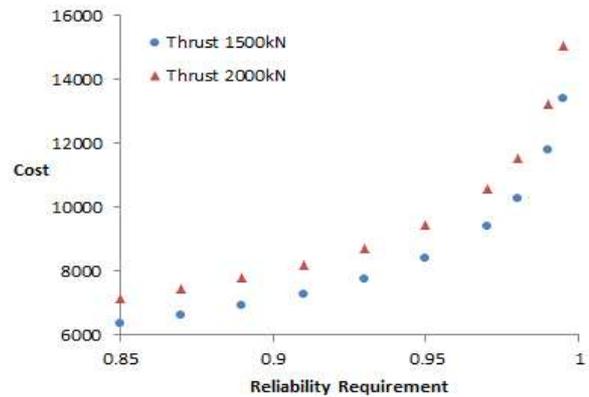


Fig. 3. Engine development cost and reliability for different required thrust levels

용은 다음과 같다.

$$C_E = 9451.765 f_1 f_3$$

만약 $f_1 = 1, f_3 = 1$ 을 가정한다면 다양한 요구 추력과 신뢰도 목표에 따라 엔진 개발비를 계산할 수 있으며 그 결과는 Table 6과 같다.

Figure 3은 주어진 요구추력수준에서 요구신뢰도가 증가하면 엔진 개발비가 지수적으로 증가함을 예시한다.

III. 결 론

본 연구에서는 신규 개발하는 터보펌프식 액체로켓 엔진의 신뢰도를 추정하는 방법을 제시하였다. 신뢰도에 영향을 미치는 인자로 추진제, 연소 사이클, 요구추력, 연소시험횟수를 고려하였다. 같은 추진제와 연소 사이클을 사용하는 기존의 엔진을 베이스라인 엔진으로 선택하고 요구추력과 연소시험횟수에 대해 베이스라인 엔진의 신뢰도를 보정하여 새 엔진의 신뢰도를 추정하였다. 추후 다른 인자들을 추가적으로 고려하고자 한다면 비슷한 방법으로 그 인자가 신뢰도에 미치는 영향을 정량적으로 보여줄 수 있는 자료가 이용가능한가의 여부에 따라 베이스라인 엔진 선택시 반영하거나 베이스라인 엔진의 신뢰도를 보정하는 데에 고려할 수 있을 것이다.

또한 Transcost 모형을 이용하여 신규 개발하는 액체엔진의 개발비용을 요구추력과 고장률의 함수로 표현하였다. 액체수소 및 액체산소를 사용하는 다단연소 사이클 엔진을 가정하고 신뢰도 목표를 만족시키는 개발비용을 추정하는 방법을 예시하였다. 이러한 방법론은 일반성을 가지며

가압식 액체로켓엔진의 비용 및 신뢰도에 비슷하게 적용할 수 있다. 추후 연구에서 다양한 추진제와 사이클에 대해 제안한 방법론을 적용한 결과를 비교분석해 볼 수 있을 것이다.

우리나라는 현재 KSLV-II를 독자개발하면서 3단 모두 액체엔진을 사용하기로 하였다. 따라서 본 연구에서 제시하는 액체로켓엔진의 신뢰도 및 비용 추정 방법을 유용하게 적용할 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부, 교육부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업(과제번호 2011-0013718)과 우주핵심기술개발사업(과제번호 2012-033521)의 지원을 받아 수행되었으며 연구비 지원을 감사드립니다.

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) Sutton, G.P, and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Inc., 2010, pp.194-244.
- 3) Jennings, C.N., *Design Criteria for Spacecraft Propulsion Systems*, Space Center Plant, California, 1967, pp.360-364.
- 4) NASA, *Exploration Systems Architecture Study*, Final Report, 2005.
- 5) Young, D.A., *An Innovative Methodology for Allocating Reliability and Cost in a Lunar Exploration Architecture*, Ph.D. Dissertation, Georgia Institute of Technology, 2007.
- 6) Emdee, J.L., "A Survey of Development Test Programs for LOX/Kerosene Rocket

Engines," 37th *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, UT, AIAA Paper 2001-3985, 2001.

- 7) Strunz, R., and Hermann, J.W., "Reliability as an Independent Variable Applied to Liquid Rocket Engine Test Plans," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 5, 2011, pp.1032-1044.

- 8) Ning, J.F., Yan, X.Q., and Zhang, S.F., "Study on Reliability Analysis Method for Liquid Rocket Engine in the Case of Zero-failure Data," *Journal of National University of Technology*, Vol. 28, No. 5, 2006, pp.22-28.

- 9) Koelle, D.E., *Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems with TRANSCOST 8.0*, TransCost System, 2010.

- 10) Seo, Y.K., and Oh, B.S., "KSLV-II Cost Estimate using TRANSCOST 7.1", *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 6, No. 2, 2007, pp.119-125.

- 11) Yoo, I.S., Seo, Y.K., Lee, J.H., and Oh, B.S., "Application of Cost Estimation to Space Launch Vehicle Development Program", *Journal of the Society of Korea Industrial and Systems Engineering*, Vol. 30, No. 3, 2007, pp.165-173.

- 12) Barlow, R.E., and Proschan, F. *Statistical Theory of Reliability and Life Testing*, Holt, Rinehart and Winston, New York, 1975, pp.56.

- 13) MIL-HDBK-189C, *Reliability Growth Management*, Department of Defense, 2011, pp.31-32.

- 14) Kim, H.R., Yoo, D.S., and Chang, Y.K.. "Studies of Reliability-corrected Cost Estimation Methodology of Launch Vehicle Development," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 4, 2012, pp.364-374.

- 15) Sutton, G.P., *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, AIAA, 2006, pp.821.