

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(4), 334-340(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.4.334>

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

과설계가 타이탄 로켓엔진의 신뢰도 및 개발비용에 미치는 영향

김경미*, 황준우

The Effect of Overdesign on Titan Rocket Engine Reliability and Development Cost

Kyungmee O. Kim* and Junwoo Hwang

Department of Industrial Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

Engine derating is often considered for reliability benefits because lower power operation reduces its failure probability. To be derated during operation, however, the engine must be initially overdesigned. The engine overdesign is cost effective only if reliability increased from derating is enough to offset the initial increase in the development cost caused from the overdesign. The purpose of this paper is to provide an analytical model to consider a trade-off between the engine overdesign and derating. We use a logistic regression model to explain reliability growth in the number of hot firing tests for a fixed power level. Using the Transcost model with the reliability growth model, we show that 10% overdesign of Titan rocket engine decreases its development cost by about 9% and 23% depending on the reliability requirement. We also point out that such a cost reduction depends on the fuel type a rocket uses.

초 록

로켓 엔진을 설계추력보다 낮은 추력으로 운용하면 신뢰도가 증가하는 것으로 알려져 있다. 따라서 엔진을 디레이팅하여 증가하는 신뢰도가 엔진을 과설계하기 위해 증가된 개발비를 상쇄할 수 있다면 개발비를 최소화하기 위해 엔진의 과설계를 고려할 수 있다. 본 연구의 목적은 엔진 과설계와 디레이팅이 신뢰도 및 비용에 미치는 영향을 설명하는 모형을 개발하고자 하는 것이다. 타이탄 로켓 엔진의 운용추력수준 및 연소시험횟수에 따른 신뢰도 자료에 로지스틱 회귀모형을 적합하여 신뢰도 성장을 모형화하고 Transcost 비용모형을 이용하여 엔진을 10% 과설계 하면 신뢰도 요구값에 따라 엔진 개발비를 9%에서 23% 감소시킬 수 있음을 보였다. 또한 이러한 엔진 개발비의 감소는 엔진이 사용하는 연료에 따라 달라짐을 지적하였다.

Key Words : Titan Rocket Engine(타이탄 로켓엔진), Engine Development Cost(엔진개발 비용), Transcost Model(Transcost 모형), Logistic Regression Model(로지스틱 회귀모형)

† Received : April 22, 2014 Revised : March 9, 2015 Accepted : March 10, 2015

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

I. 서 론

과거의 발사체 개발은 국가 프로젝트로 진행되어 최고성능 및 최저무게를 추구하였으나 현대에는 국제적 및 상업적 경쟁으로 인해 최소비용 개발로 그 패러다임이 변하고 있다. 일반적으로 개발 후단계에서 설계변경을 통해 비용을 감소시키는 것은 매우 어려운 일이며 개발 초기단계에서 비용을 고려하여 가장 경제적인 발사체 개념을 선택하여야 한다[1].

특히 발사체 임무실패의 약 50%는 엔진 때문인 것으로 알려져 있으므로 발사체의 임무성공을 위해서는 높은 신뢰도를 가지는 엔진을 경제적으로 개발하는 것이 중요하다. 일반적으로 높은 신뢰도를 가지는 시스템을 개발하기 위해서는 중복설계 (redundancy design), 고장안전설계 (fail-safe design), 그리고 디레이팅 (derating)를 고려한다. 로켓 엔진의 디레이팅이란 실제 운용시 설계추력보다 낮게 운용하는 것을 말하는데 엔진을 디레이팅하면 구성품에 걸리는 부하가 경감하므로 신뢰도가 증가한다[2]. 그러나, 운용시 엔진 디레이팅을 사용하기 위해서는 먼저 엔진이 요구추력보다 높은 추력을 가지도록 과설계하여야 한다. 엔진의 과설계는 엔진의 초기 개발비를 상승시키지만 디레이팅으로 인한 신뢰도 증가가 충분히 커서 증가된 개발비를 상쇄할 수 있다면 과설계하는 것이 비용효과적이다.

엔진의 과설계 및 디레이팅이 개발비용에 미치는 영향을 파악하기 위해서는 엔진 개발비용모형을 사용하여야 한다. 우주선진국이 개발한 엔진 개발비용 모형은 대부분이 비공개이며 국내에는 최근 데이터베이스가 공개된 Transcost 비용모형이 소개되었다[3, 4]. Transcost 비용모형에서는 고체엔진, 터보펌프식 액체엔진 그리고 가압식 액체엔진의 각각에 대해 엔진개발비용을 추정하기 위한 경험식을 제시한다[5]. 대부분의 우주발사체에서는 고체엔진보다는 추진제 공급을 조절할 수 있고 재점화가 가능하며 큰 힘을 낼 수 있는 액체엔진을 사용하고 있으며 현재 우리나라도 3단 모두 액체엔진을 사용하는 KSLV-II를 개발 중이다. 특히, 터보펌프식 액체엔진의 경우 큰 힘을 낼 수 있으므로 주로 부스터 또는 1단 엔진으로 사용된다.

터보펌프식 액체엔진의 경우 엔진 개발비는 연소시험횟수에 따라 큰 영향을 받는다[5]. 고정된 추진제와 연소사이클에 대해 요구추력을 만족하는 엔진을 설계 및 개발하고 나면 연소시험을 통하여 엔진의 결점들을 감지하고 수정 보완하는

과정을 거치면서 개발된 엔진이 요구된 신뢰도 목표값을 충족한다는 것을 입증하여야 한다. 우주선에 사용된 Space Shuttle Main Engine (SSME)의 경우 첫 발사이전에 726번의 연소시험을 통하여 신뢰도 0.984를 입증하였으며 최종적으로 3000번 이상의 연소시험을 수행하였다[5]. Transcost 엔진 비용모형에 의하면 연소시험횟수가 증가함에 따라 엔진 개발비는 기하급수적으로 상승한다. 예를 들어서 726번의 연소시험을 그 절반인 363번만 수행하는 경우 엔진 개발비가 약 20% 절감되고 182번만 수행하면 엔진 개발비가 62% 절감된다. 따라서 신뢰도가 높은 엔진을 개발하여 연소시험횟수를 줄인다면 엔진의 개발비를 줄일 수 있다.

Koelle[5]은 타이탄 로켓의 엔진시험자료에 근거하여 과설계를 하면 초기 개발비를 약 6% 정도 증가시키지만 디레이팅하여 연소시험횟수를 50% 정도 줄일 수 있기 때문에 최종 개발비를 약 20%-30% 정도 절감할 수 있을 것으로 추측하였다. 본 연구에서는 엔진 과설계와 디레이팅이 신뢰도와 개발비용에 미치는 영향을 정량적으로 분석할 수 있는 방법론을 제시하고 타이탄 로켓 엔진자료를 이용하여 이를 적용해 보고자 한다.

2.1절에서는 연소시험횟수와 신뢰도 사이의 관계를 모형화한다. 타이탄 로켓의 엔진자료에 비선형 로지스틱 회귀모형을 적합하여 고정된 설계추력과 운용추력수준에서 연소시험횟수와 신뢰도 사이의 경험적 관계식을 도출한다. 또한 엔진 과설계를 고려하기 위해 추정된 회귀식을 수정하는 방법을 기술하였다. 2.2절에서는 Transcost 비용모형을 이용하여 엔진을 과설계하는 경우 설계추력이 증가하여 초기 개발비가 증가하지만 디레이팅을 통해 신뢰도가 증가하기 때문에 시험비용을 감소하는 것을 정량적으로 분석하였다. 제시된 모형을 통하여 타이탄 로켓 엔진의 경우 과설계가 전체 개발비용을 줄일 수 있음을 지적하였다. 마지막으로 3절에서는 결론을 도출하였다.

II. 본 론

2.1 과설계가 신뢰도에 미치는 영향

2.1.1 엔진 디레이팅이 신뢰도에 미치는 영향

Figure 1은 Titan IV 로켓의 1단에 사용된 LR87-AJ-11 엔진을 다양한 추력수준에서 운용하였을 때 연소시험횟수와 신뢰도를 보여준다[5]. 이 엔진은 연료로는 Aerozine 50을 사용하고 산화제로는 N₂O₄를 사용한 가스발생기 사이클 엔

진이다. 타이탄 엔진의 설계추력을 T kN라고 할 때 90%로 디레이팅하면 운용추력이 0.9T kN임을 의미한다.

주어진 운용추력 수준에서 연소시험횟수와 신뢰도 사이의 관계를 모형화하기 위해 Fig. 1의 타이탄 엔진 자료의 표식점에 비선형 로지스틱 회귀모형 [7]을 적합하였다. 추력 Y로 개발된 엔진을 n번 연소시험하여 X%로 디레이팅하여 사용하는 경우 신뢰도를 $R_{X\%, Y}(n)$ 라고 하자. 먼저 100% 추력수준에서 즉, 디레이팅을 사용하지 않은 경우 연소시험횟수 n에 따른 엔진의 신뢰도는 식 (1)과 같이 추정된다.

$$R_{100\%, T}(n) = \frac{1}{1 + 80.97 \exp[-1.307 \ln(n)]} \quad (1)$$

고장자료가 존재하지 않는 초기 설계단계에서는 엔진의 수명은 지수분포를 따른다고 가정할 수 있으므로 [8, 9] $R_{X\%, Y}(n)$ 의 고장률을 $\lambda_{X\%, Y}$ 라고 하자. 엔진의 연소시간을 t초라고 하면 고정된 연소시험횟수 n에 대한 엔진의 초당 고장률은 식 (2)와 같이 계산할 수 있다.

$$\lambda_{100\%, T} = \frac{-\ln R_{100\%, T}(n)}{t} \quad (2)$$

만약 유사시스템의 고장자료가 존재하여 지수분포이외의 엔진의 수명분포를 사용하더라도 식 (2)와 유사한 방법으로 엔진의 고장률을 계산할 수 있다.

설계추력 T kN을 가지는 엔진을 100% 디레이팅하여 운용하는 경우 신뢰도를 $R_{100\alpha\%, T}(n)$ 라고 나타내면 $\alpha = 0.9$ 와 0.95에 대한 신뢰도는 각각 다음과 같이 추정된다.

$$R_{90\%, T}(n) = \frac{1}{1 + 6.78 \exp[-1.058 \ln(n)]} \quad (3)$$

$$R_{95\%, T}(n) = \frac{1}{1 + 42.45 \exp[-1.276 \ln(n)]} \quad (4)$$

신뢰도 함수의 모수 추정치는 모두 유의수준 0.005에서 유의한 것으로 나타난다. Fig. 1에서 표식은 모형 적합에 사용한 관찰점을 나타내고 선은 모형에의 적합값을 나타낸다.

같은 추력을 가지는 엔진을 100% 디레이팅하여 운용하는 경우 엔진 연소시간이 약 $(1/\alpha)t$ 로 길어진다고 가정할 때 엔진의 고장률은 식 (5)와 같이 계산된다.

$$\lambda_{100\alpha\%, T} = \frac{-\ln R_{100\alpha\%, T}(n)}{(1/\alpha)t} \quad (5)$$

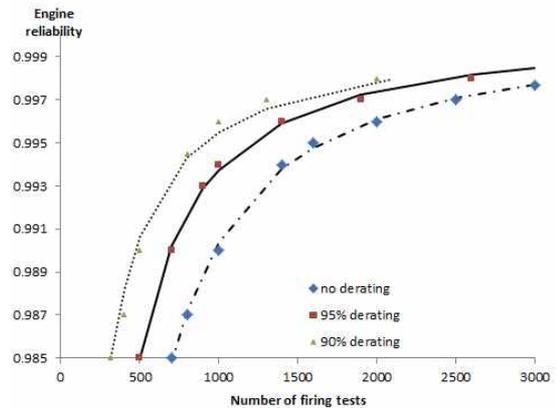


Fig. 1. Titan rocket engine reliability data in the number of hot firing tests with and without derating

Figure 1을 보면 타이탄 엔진을 디레이팅하는 경우 상당한 신뢰도 증가를 보이므로 목표 신뢰도를 만족시키기 위한 연소시험횟수를 많이 줄일 수 있다. 예를 들어서 신뢰도 목표값 0.99를 달성하기 위해 100% 운용 추력수준에서는 1000번의 연소시험이 필요하지만 90%로 디레이팅하면 500번의 연소시험이 필요하다. 따라서 엔진의 개발비를 줄이기 위해 과설계를 고려해 볼 수 있다.

2.1.2 엔진 과설계가 신뢰도에 미치는 영향

Aerozine 50과 N2O4를 각각 연료와 산화제로 사용하는 엔진을 신규개발하면서 운용 요구추력이 T kN이라고 가정하자.

첫째, 과설계를 하지 않는다면 설계추력 T kN으로 개발한 후 100% 수준에서 운용하게 된다. 이때 연소시험횟수에 따른 신뢰도와 고장률은 각각 식 (1)과 식 (2)와 같다.

둘째, 엔진을 100(1- α)% 과설계하고 100%로 디레이팅하여 운용하는 경우를 고려해 보자. 엔진을 100%로 디레이팅하여 추력 T kN을 가지려면 설계추력은 $T_\alpha = T/\alpha$ kN이어야 한다. 설계추력이 T kN에서 T_α kN으로 커지면 엔진은 무거워지고 고장률은 커진다. 2005년 미국 항공우주국(NASA)이 발표한 탐사시스템구조연구 보고서 [8]에 따라 추력 T kN으로 개발된 엔진의 고장률 $\lambda_{100\%, T}$ 로부터 추력 T_α kN으로 개발된 엔진의 고장률 $\lambda_{100\%, T_\alpha}$ 를 추정하면 식(6)과 같다.

$$\lambda_{100\%, T_\alpha} = \lambda_{100\%, T} \left(\frac{1}{\alpha} \right)^{0.1017} \quad (6)$$

따라서 추력 T_α kN으로 개발된 엔진을 100%로 디레이팅해 사용하면 고장률은 식 (7)과 같다.

$$\lambda_{100\alpha\%, T_\alpha} = \lambda_{100\alpha\%, T} \left(\frac{1}{\alpha} \right)^{0.1017} \quad (7)$$

한편 추력 T kN으로 개발한 엔진을 100% 과외 수준에서 운용하는 경우와 추력 T_α kN으로 개발한 엔진을 100% 디레이팅하여 운용하는 경우의 연소시간은 같다고 가정하면 과설계한 후 디레이팅한 엔진의 신뢰도는 다음과 같다.

$$R_{100\alpha\%, T_\alpha}(t) = \exp \left[-\lambda_{100\alpha\%, T} \left(\frac{1}{\alpha} \right)^{0.1017} t \right] \quad (8)$$

따라서 과설계 및 디레이팅한 엔진의 신뢰도를 연소시험횟수의 함수로 표현하면 식 (9)와 같다.

$$R_{100\alpha\%, T_\alpha}(n) = [R_{100\alpha\%, T}(n)]^{\alpha^{0.8983}} \quad (9)$$

Figure 2은 식 (9)를 이용하여 엔진의 과설계 및 디레이팅에 따라 연소시험횟수와 신뢰도를 계산한 결과를 보여준다. Fig. 2에서 연소시험횟수를 작은 값에 고정시키면 과설계에 따른 신뢰도 효과가 크고 연소시험횟수를 큰 값에 고정시키면 과설계에 따른 신뢰도 효과가 작다. 즉, 연소시험횟수가 커짐에 따라 과설계 및 디레이팅 하여 얻게 되는 신뢰도 증가가 점점 작아지는 것을 볼 수 있다.

Figure 3은 과설계를 고려한 경우와 그렇지 않은 경우의 고장확률의 비율을 보여준다. 여기서 $F(100\alpha\%)$ 는 100(1- α)% 과설계한 후 100%로 디레이팅하여 사용하는 경우의 고장확률을 나타낸다. Adams 등[6]은 설계여유(design margin)에 따라 추진시스템의 신뢰도를 계산하는 방법은 아직 개발되지 않았지만 추진시스템의 설계시 약 4%에서 5%의 설계여유를 두면 고장을 약 30%-40% 감소시킬 수 있고 10%의 설계여유를 두면 고장을 60% 만큼 줄일 수 있을 것이며 따라서 연소시험횟수를 줄일 수 있다고 추측하였다. Fig. 3을 보면 엔진을 10% 과설계하는 경우 과설계하지 않은 경우에 비해 고장확률이 연소시험횟수에 따라 약 44%-67% 감소하고 5% 과설계하는 경우 약 36%-39% 감소한다. 또한 연소시험횟수가 증가함에 따라 과설계를 통해 감소하는 고장확률의 비율이 작아진다. Fig. 2에서 목표 신뢰도값을 큰 값에 고정할수록 과설계에 따른 시험횟수 감소효과가 크다. 목표 신뢰도가 높은 경우 시험을 통해 신뢰도를 증가시키려면 시험횟수가 급격히 증가하기 때문이다. 직관적으로 이러한 경우 과설계를 하여 시험횟수를 줄이는 것이 효과적일 수 있다. 한편 개발자가 개발한 엔진의 신뢰도가 낮은 경우 초기에는 시험횟수를

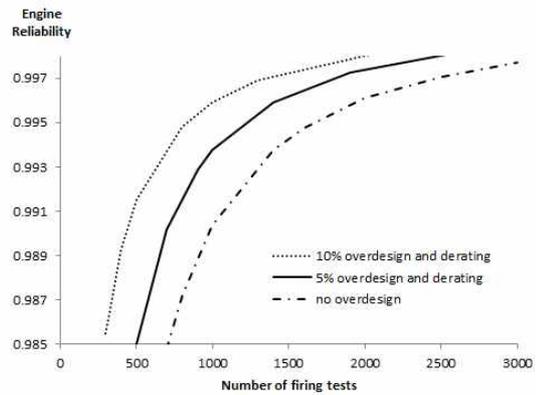


Fig. 2. Engine reliability with and without the engine oversize and derating

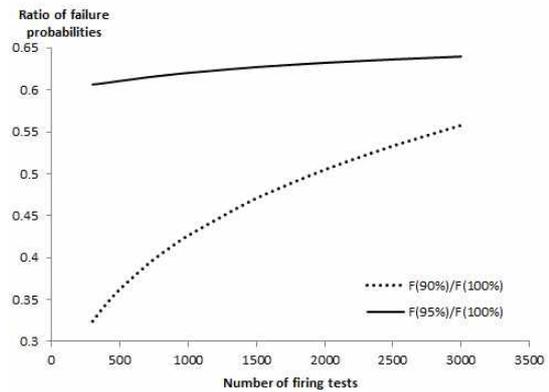


Fig. 3. Comparison of failure probabilities with and without the engine oversize and derating

증가하면 신뢰도가 급격하게 증가한다. 이 경우 과설계하는 것보다 시험으로 신뢰도를 증가시키는 것이 효과적일 수 있다. 따라서 개발자가 신뢰도가 높은 엔진을 개발할 수 있거나 신뢰도 목표값이 높은 경우 시험비용을 줄이기 위해 과설계와 디레이팅을 고려할 수 있을 것이다.

한편 NASA에 따르면 디레이팅으로 감소시킬 수 있는 고장률은 엔진이 사용하는 연료에 따라 다르며 액체수소를 사용하는 경우 최대한 디레이팅하더라도 고장률의 35%만 줄일 수 있고 등유 계열의 연료를 사용하는 경우 고장률의 최대 20%가 디레이팅에 민감하다[8]. 본 연구의 결과를 보면 하이드라진 계열의 연료를 사용하는 경우 액체수소나 등유를 사용하는 경우보다 과설계를 통해 신뢰도가 더 크게 증가시킬 수 있는 것을 알 수 있다.

2.2 과설계가 개발비용에 미치는 영향

Transcost 비용모형에 따르면 터보펌프식 액

체로켓엔진의 개발비, H_E 는 다음 식 (10)와 같이 표현된다[5].

$$H_E = 277M^{0.48} f_1 f_2 f_3 \quad (10)$$

식 (10)에서 M 은 엔진의 건조질량을 나타낸다. 기술개발수준 인자 f_1 은 현재 기술의 완성도에 따라 0.4에서 1.4 사이의 상수로 입력하고 기술품질인자 f_2 는 인증을 위해 필요한 연소시험횟수 n 에 따라 $f_2 = 0.026[\ln(n)]^2$ 로 계산한다. 또한 기술경험수준인자 f_3 는 개발팀의 이전 경험여부에 따라 0.7에서 1.4 사이의 상수로 입력한다. 한편 식 (10)에서 비용의 단위는 다양한 시간, 국가, 통화수준, 인플레이션등에 독립적인 일정한 가치를 유지하기 위해 Man-Year를 사용하고 있는데 Man-year 수치는 총 산업프로젝트 비용을 참여 인원의 수로 나누어 정의한다[5, 9].

과설계가 엔진 개발비에 미치는 영향을 분석하기 위해서는 식 (10)의 엔진 개발비를 건조질량 대신 설계추력으로 나타내어야 한다. 추력과 질량은 로그선형관계가 있는 것으로 알려져 있으며 본 연구에서는 다음 식 (11)의 관계식을 사용하기로 한다[8].

$$M = 5.181 T^{0.806} \quad (11)$$

설계추력 Y 를 가지는 엔진을 $X\%$ 로 디레이팅하여 n 번 연소시험하는 경우 개발비를 $H_{X\%, Y}$ 라고 하자. 식 (11)를 식 (10)에 대입하여 설계추력이 T kN인 경우 연소시험횟수에 따른 개발비용 $H_{100\%, T}$ 을 구하면 식 (12)과 같다.

$$H_{100\%, T} = 15.862 T^{0.387} f_1 f_3 [\ln(n)]^2 \quad (12)$$

비슷한 방법으로 설계추력 T_α kN으로 과설계하는 경우 개발비용은 식 (13)과 같이 표현된다.

$$H_{100\%, T_\alpha} = H_{100\%, T} \left(\frac{1}{\alpha}\right)^{0.387} \quad (13)$$

즉, 연소시험횟수가 같다면 5% 과설계하는 경우 개발비는 약 2% 증가하고 10% 과설계하는 경우 약 4% 증가한다.

이제 과설계 후 디레이팅으로 인해 감소하는 연소시험횟수를 고려해 보자. 인증을 위한 신뢰도 목표값을 R^* 라고 하면 식 (1)을 이용하여 과설계하지 않은 경우 신뢰도 목표값을 만족하기 위해 필요한 연소시험횟수, $n_{100\%}^*$ 를 구하면 다음과 같다.

$$n_{100\%}^* = 28.843 \left(\frac{R^*}{1-R^*}\right)^{0.765} \quad (14)$$

한편 식 (9)를 이용하여 5% 과설계한 경우와 10% 과설계한 경우 필요한 연소시험횟수 $n_{95\%}^*$ 와 $n_{90\%}^*$ 를 구할 수 있다. 목표 신뢰도값의 변화에 따라 필요한 연소시험횟수를 비교하면 Fig. 4와 같다. 고정된 운영추력수준에서 목표 신뢰도가 커지면 시험횟수가 증가하고 고정된 목표 신뢰도에 대해 과설계를 하는 경우 시험횟수가 줄어드는 것을 알 수 있다. 그러나 목표 신뢰도가 1에 가까워지면 과설계의 여부에 관계없이 시험횟수가 급격히 증가함을 볼 수 있다. 과설계하지 않은 경우에 비해 5% 과설계하는 경우 시험횟수를 약 29%-32% 감소시키고 10% 과설계하는 경우 41%-59% 감소시킨다.

목표 신뢰도를 만족하면서 요구추력 T 를 가지는 엔진을 개발하는데 있어 과설계하지 않은 경우와 과설계한 경우 개발비를 각각 $H_{100\%, T}^*$ 와 $H_{100\alpha\%, T_\alpha}^*$ 라고 하면 다음의 관계가 성립한다.

$$H_{100\alpha\%, T_\alpha}^* = k_\alpha H_{100\%, T}^* \quad (15)$$

단, $k_\alpha = k_{1,\alpha} k_{2,\alpha}$ 이다. 여기서 $k_{1,\alpha} = \left(\frac{1}{\alpha}\right)^{0.386765}$ 은 1보다 크고 과설계로 인해 증가하는 개발비용을 나타내며 $k_{2,\alpha} = \left[\frac{\ln(n_{100\alpha\%}^*)}{\ln(n_{100\%}^*)}\right]^2$ 은 1보다 작으며 연소시험횟수의 감소로 인해 감소하는 개발비용을 설명한다. 전체적으로 $k_\alpha < 1$ 일 때 과설계한 후 디레이팅하는 것이 비용을 감소시킨다.

Figure 5는 신뢰도 목표값의 변화에 따라 k_α

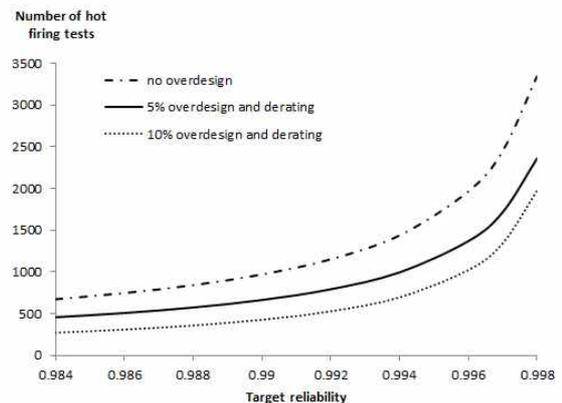


Fig. 4. Comparison of the number of hot firing tests to demonstrate the reliability requirement

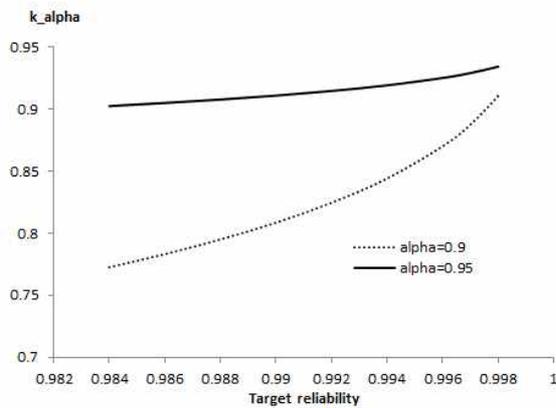


Fig. 5. Comparison of the development costs with and without overdesign and derating

값의 변화를 보여준다. $\alpha = 0.9$ 보다 $\alpha = 0.95$ 인 경우 k_α 값이 크고 고정된 α 에서 신뢰도 목표값이 커지면 k_α 값이 커지는 것을 볼 수 있다. 10% 과설계하는 경우 목표신뢰도 값에 따라 개발비가 약 9%에서 23% 감소하고 5% 과설계하는 경우 7%에서 10% 감소하는 것을 알 수 있다.

Koelle [5]은 Fig. 1의 타이탄 엔진 자료의 관찰값에 근거하여 엔진을 과설계하면 초기 개발비를 약 6% 증가시키지만 연소시험횟수를 50% 줄일 수 있어 최종 개발비를 약 20%-30% 정도 절감할 수 있다고 추측하였다. 본 연구의 결과를 보면 5% 과설계하는 경우 초기 개발비가 약 2% 증가하지만 연소시험횟수를 약 29%-32% 감소시켜서 최종 개발비를 7%에서 10% 감소시킨다. 또한 10% 과설계하면 초기 개발비가 4% 증가하지만 연소시험횟수를 약 41%-60% 감소시켜서 최종 개발비를 약 9%에서 23% 감소시킬 수 있음을 알 수 있다.

액체수소나 등유계열의 연료를 사용하는 경우 연소시험횟수에 따른 신뢰도 증가를 모형화한다면 연료의 변화에 따라 엔진 과설계의 비용효과를 비교분석할 수 있다. 전술한 바와 같이 액체수소나 등유계열의 연료를 사용하는 경우 과설계로 인한 신뢰도 증가가 하이드라진 계열의 연료를 사용한 타이탄 엔진보다 작으므로 개발비 절감 또한 줄어들 것을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 터보펌프식 액체로켓 엔진을 과설계한 후 디레이팅하여 운용하는 경우 엔진

신뢰도와 개발비에 미치는 영향을 분석하기 위한 방법론을 제시하고 제안된 방법을 타이탄 로켓 엔진 자료에 적용하였다. 그 결과 타이탄 엔진과 같이 하이드라진 계열의 연료를 사용하는 경우 엔진을 10%정도 과설계하면 초기 개발비용을 약 4% 정도 증가시키지만 신뢰도 목표값에 따라 시험횟수를 약 60%까지 감소시킬 수 있으므로 전체 개발비를 최대 23%까지 절감할 수 있음을 보였다. 그러나 액체수소나 등유계열의 연료를 사용하는 경우 과설계와 디레이팅으로 인한 비용절감효과는 이 보다 작을 것이다. 추후 연료의 변화에 따른 과설계 효과를 비교분석할 필요가 있다.

Transcost 비용모형은 엔진의 요구추력과 연소시험횟수만을 고려한 하향식 비용모형으로 본 연구에서는 과설계로 인한 요구추력과 목표신뢰도를 달성하기 위한 연소시험횟수의 변화만을 고려하였다. 만약 과설계가 엔진개발기간이나 설계 또는 시험평가 방법등의 변경을 필요로 한다면 이를 적절히 반영하여 개발비용을 수정하여야 한다. 또한 개발비용이외에 각종 임무요구조건에 따른 구조비, 낙하점, 현재의 기술 수준등 여러 인자들을 종합적으로 고려하여 목표 신뢰도를 만족하는 엔진 개념을 선정할 수 있는 방법론을 개발 할 필요가 있다.

후 기

이 논문은 2014년도 정부(미래창조과학부, 교육부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업(과제번호 2011-0013718)과 우주핵심기술개발사업(과제번호 2012-033521)의 지원을 받아 수행되었으며 연구비 지원을 감사드립니다.

References

- 1) Hammond, W.E. Space Transportation : A Systems Approach to Analysis and Design, AIAA Education Series, Washington D.C., 1999.
- 2) Huang, Z., Fint, J.A., and Kuck, F.M., Key Reliability Drivers of Liquid Propulsion Engines and a Reliability Model for Sensitivity Analysis, In: The Boeing Company, Rocketdyne Propulsion & Power, 41st AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, Vol. 10, 2005.
- 3) 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.

4) 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.

5) Koelle, D.E., Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems with TRANSCOST 8.0, 2010, TransCostSystem.

6) Adams, J.D., Hickman, R.A., and Mayberry J.P., Payload Interface Standardization, 46th International Astronautical Congress,

October 2-6, Oslo, Norway, 1995.

7) Kececioglu, D. Reliability Engineering Handbook, Volume 2, 1991.

8) NASA, Exploration Systems Architecture Study, Final Report, Appendix 6D, 2005 November, pp. 194-195.

9) 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.