

## 발사체 추진기관의 신뢰성 평가에 대한 연구

조상연\*, 김용욱\*\*, 이정호\*\*\*, 한영민\*\*\*\*, 오승협\*\*\*\*\*

# A Study for Reliability Demonstration of Launch Vehicle Propulsion System

Sang-Yeon Cho\*, Yong-Wook Kim\*\*, Jeong-Ho Lee\*\*\*, Yong-Min Han\*\*\*\*, Seung-Hyub Oh\*\*\*\*\*

### Abstract

Development of space launch system is a national project which requires massive cost and endows the pride of the nation. To acquire the successful launch, the reliability of main system and components should be needed. In addition, reliable propulsion system sways the reliability of main system and is the necessary article for the success of project. In this study, the method called "design for reliability" is introduced, which is required to develop the highly reliable propulsion system.

### 초 록

우주발사체 개발과 같은 대규모의 국가적 사업을 수행함에 있어서 성공적인 목표 달성을 위해서는 전체 시스템과 각 부속 시스템들의 신뢰성 확보가 반드시 필요하다고 말할 수 있다. 신뢰성 있는 추진기관의 개발이야말로 전체 시스템의 신뢰도를 좌우하며 성공적인 로켓 발사를 이루기 위한 필수 요소라고 말할 수 있다. 본 연구에서는 신뢰성 높은 추진기관의 개발에 요구되는 신뢰도 설계 기법을 고찰하였다.

키워드 : 우주발사체(space launch vehicle), 추진기관(propulsion system), 신뢰도 (reliability)

## 1. 서 론

우주발사체의 개발은 대규모 자본이 들어가는 국가적 사업이며 그 성공 여부는 물질적 측면을 떠나서 국가의 위상을 나타내고 국민에게 자부심을 부여하는 중요한 과제라 말할 수 있다. 실제로 전 세계에서 위성 발사체를 보유한 나라들은

손으로 꼽을 수 있는 수준이며 그중 일부만이 실제 위성 발사에 성공한 상태이다. 발사체 개발의 성공을 위해서는 전체 시스템과 각 부속 시스템(sub-system)들의 신뢰성 확보가 반드시 필요하다고 말할 수 있다.

신뢰할 수 없는 기관이 끼치는 영향은 그 실패에 따른 시간적, 물질적 손실뿐만 아니라, 심리

\* 추진기관그룹/chosangy@kari.re.kr

\*\*\* 추진기관그룹/leejh28@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 추진기관그룹/shoh@kari.re.kr

\*\* 추진기관그룹/kyw421@kari.re.kr

\*\*\*\* 엔진그룹/ymhan@kari.re.kr

적 불안과 생명의 위협 등 매우 광범위하다. 특히 발사체와 같이 복잡한 부속으로 이루어진 기구에 있어서 개별 부품들의 신뢰도 부족은 시스템 전체의 실패로 이어질 수 있다. 발사체 시스템은 몇 가지의 중요한 부속 시스템들로 이루어져 있다. 이중 추진기관 시스템은 추진제 탱크를 포함하였을 경우, 가장 크고 무거우며 발사 성공에 가장 중요한 역할을 하는 부속 시스템이라고 볼 수 있다. 전세계의 발사체 실패 결과를 나열하였을 때, 절반 가까운 원인이 추진기관에 의한 것으로 나타났다. 따라서 신뢰성 있는 추진기관의 개발이야말로 전체 시스템의 신뢰도를 좌우하며 성공적인 로켓 발사를 이루기 위한 필수 요소라고 말할 수 있다[1].

추진기관 시스템은 엔진부와 공급계 등 중요 서브시스템과 그것을 구성하고 있는 수많은 부품들이 유기적으로 결합되어 작동하게 된다. 이중 대부분의 부품들은 손상 시 전체 시스템에 영향을 끼치게 된다. 예를 들어 고체 로켓 부스터(SRB)의 작은 연결부(O-ring)의 손상에 의해 우주왕복선 챌린저(challenger)의 파괴와 같은 심각한 비극이 야기되었다. 따라서 이러한 각각의 부품들을 포함하는 추진기관 부속 시스템의 신뢰성 확보가 요구된다고 말할 수 있다[2].



그림 1. SRB 폭발 직후의 challenger호

## 2. 본 론

### 2.1 신뢰도 관리의 흐름

발사체 추진기관의 신뢰도 관리 흐름은 크게 신뢰도 할당(allocation), 예측(prediction), 인증(verification), 평가(demonstration)의 순으로 나눌 수 있다[3].

신뢰도 할당은 전체 시스템 신뢰도 목표를 맞추기 위해 시스템의 낮은 수준으로부터 각 부품의 목표 신뢰도를 할당하는 것이다. 예를 들어 추진기관 시스템을 크게 엔진 시스템과 공급계 시스템의 서브 시스템(sub-system)으로 나누었다면 엔진 시스템의 경우는 다시 터보펌프와 연소기, 가스발생기 등의 컴포넌트(component)로 나눌 수 있을 것이며 이는 다시 더 작은 단위들인 서브 어셈블리(sub-assembly)나 부품(part)등으로 분리할 수 있게 된다. 이렇게 시스템 구성의 하부 단위에 대하여 목표 신뢰도를 각각 할당하게 되면 이들 값의 산술적 계산에 의해 전체 추진기관 시스템의 신뢰도 값을 할당할 수 있다. 산술적 계산은 각각의 구성 요소들이 직렬로 연결되었는가 아니면 병렬로 연결되었는가에 따라 신뢰도 블록 다이어그램(reliability block diagram) 계산을 통해 이루어진다. 신뢰도 할당은 엔진 수준의 신뢰도 설계 요구조건이 설정되었을 때 이루어질 수 있다. 그리고 신뢰도 목표는 유사 엔진 시스템의 과거 실패 결과나 전문가의 의견에 따라 조정될 수 있게 된다. 할당은 적어도 컴포넌트 수준(밸브나 터보 펌프)까지 이루어져야 한다. 컴포넌트 수준 아래의 할당은 제한된 고장 data만이 존재하므로 신뢰도 data의 질이 떨어지며 이 때문에 신뢰할 수 없다고 보았다. 신뢰도 할당은 일회성 과정이 아니다. 설계가 진보하면서 시스템에 대한 더 많은 지식이 알려지게 되고 신뢰도의 할당이 조정될 수 있다. 신뢰도 할당에 있어서 중요한 점은 신뢰도 할당을 만족시키지 못한다는 이유로 설계를 마구잡이로 변경해서는 안된다는 점이다. 신뢰도 할당은 만약 설계가 효과적으로 잠재고장을 줄여서 전체 시스템의 신뢰도가 조정되었을 때만 바뀔 수 있다. 신뢰도 할당은 설계 변경(즉 과거 엔진 설계에 존재하던 잠재 고장 모드를 새로운 엔진에서 설계상 제거

되었을 경우)에 의해 실제화되지 않을 경우 고칠 수 없는 값이다. 끝으로 할당 과정에서 발생할 수 있는 문제점은 시스템 고장 모드를 빠뜨릴 수 있다는 점이다. (시너지 효과에 의한 고장 모드) 그러므로 이러한 시스템 고장 모드를 설명할 수 있는 시스템의 고장모형을 CFD나 실시간 모사 모델 등을 통해 확인해야 한다.

신뢰도의 예측은 특정한 설계 특성에 기초한 발사체와 부품의 신뢰도 기댓값을 계산하는 것이다. 이 단계에서는 유사 시스템에 대한 이전의 경험이나 공학적 판단, 새로운 계산 기법 등을 포함한 다양한 기법들을 동원하게 된다.

신뢰도 인 증은 통계적인 분석 기법과 부품, 부분품 그리고 전체 시스템에 대한 제한적이지만 통계적으로는 유효한 시험 결과들에 기초를 둔 잠정적인 신뢰도의 계산을 뜻한다. 하드웨어의 시험은 일반적으로 부분품이나 시스템이 예측되거나 할당된 값을 넘어섬을 보일 때까지 지속되어야 한다.

신뢰도 평가는 전 연소 과정 시험 결과(full scale test data)에 기본을 둔 추진기관 시스템 신뢰도의 통계적 계산 결과이다. 신뢰도 평가를 위해 모아지는 결과는 성공인가 실패인가에 대한 것이다. 이러한 결과와 이항 산정(binomial count)과 같은 통계적 기법을 이용하여 가능한 모든 전 연소 과정 시험을 포함하며 이를 통해 특정한 신뢰 수준(confidence level)의 추진기관 신뢰도를 계산할 수 있다.

이항산정은 시험이 성공 혹은 실패하였는가를 판별하여 이중 성공한 시험의 횟수를 세어 전체 시험의 횟수로 나누는 가장 간단한 방법이다.

$$p = \frac{\text{성공한 시험횟수}}{\text{전체 시험횟수}} = \frac{f}{n} \quad (\text{식 1})$$

그런데 이러한 계산에는 제한적인 표본 크기 때문에 불확실성을 포함하게 된다. 따라서 신뢰 구간이라는 통계적 개념을 도입하여 최저 신뢰한계를 계산하여 표시하는 것이 바람직하다. 신뢰도 100(1-a)%의 최저 신뢰 한계에 대한 이항 분포 식은 다음과 같다.

$$\sum_{x=f}^n \left( \frac{n!}{(n-x)!x!} \right) L^x (1-L)^{n-x} = \alpha \quad (\text{식 2})$$

단, f는 성공한 시험 횟수, n은 전체 시험 횟수, 그리고 L은 최저 신뢰한계, p=1-a이다.

만약, 시험이 모두 성공하였다면 위 식은 다음과 같이 줄여서 쓸 수 있다.

$$L = (\alpha)^{1/n} \quad (\text{식 3})$$

그러나 이러한 이항 산정에 있어서 몇 가지 단점이 존재한다. 먼저, '실패'에 대한 정의가 적용하는 조직과 사람에 따라 다르게 나타날 수 있다. 예를 들어 로켓 엔진의 연소시험 결과, 추력이나 비추력, 연소실 압력 변화등과 같은 작동 특성 중 일부가 요구조건에서 벗어날 경우, 개발자의 측면에서는 실패라고 판단할 수 있으나 그 결과가 발사체의 손실(loss of vehicle) 혹은 미션 실패(loss of mission)로 가지 않을 것이라 판단되어 사업적 측면에서 그러한 것들을 감내할 수 있다면 이를 실패라고 말하기 어려울 수도 있다. 따라서 평가자의 주관적인 판단이 들어갈 가능성이 있다.

이항산정을 수행하는데 있어서 중심 되는 가정은 현재까지 수행된 시험의 결과가 미래에 일어날 사건을 반영한다는 것이다. 즉, 미래에 만들어지고 발사될 추진기관이 현재까지의 수행 결과와 동일하게 작동할 것이라는 가정 하에서 신뢰도가 계산된다는 것이다. 만약, 설계나 재질, 제작 공정, 저장과 이송, 발사 과정이나 비행 환경 등에 있어서 차이가 있다면 신뢰도에 영향을 미칠 수 있다. 그러나 실제로 발사체의 추진기관을 제작함에 있어서 변경은 지속적으로 이루어지게 된다. 성능의 향상을 위해 설계 변경이 이루어지며 어떤 특정 재료가 더 이상 사용할 수 없거나 제작 공정의 효율화 혹은 비용의 절감 등을 이유로 공정이 바뀌기도 한다. 이러한 문제에 의해 이항산정의 불확실성이 더욱 증가될 수 있다.

또한 시험 횟수의 부족은 위와 같은 신뢰도 평가에 있어서 최대의 약점이 될 수 있다. 엄청

난 횡수의 시험 없이는 고 신뢰도(high reliability)를 보장할 수 없다. 특히 높은 신뢰 수준 하에서는 매우 큰 표본 크기(sample size)가 요구되지만 발사체 사업과 같은 대형 사업에서는 그 정도 수준을 맞추는 것이 불가능하다. 이 때문에 일반적으로 우주 발사체의 경우에는 신뢰수준의 값을 충분히 높게 잡지 못하게 된다. 예를 들어 앞서의 (식 3)을 이용한다면 신뢰수준 50%에서 95%의 신뢰도를 나타내기 위해서는 14회의 비실패 시험만이면 가능하지만 신뢰수준 95%에서 95%의 신뢰도를 나타내기 위해서는 60번의 시험이 필요하며 신뢰수준이 99%로 올라가면 시험횟수도 90회로 증가하게 된다. 이 때문에 발사체 개발의 역사가 오래된 선진국에서도 단기 연소 시험(short duration test) 결과를 포함하거나 이전에 개발된 동형의 유사 엔진의 시험 결과나 비행 시험 이외의 지상시험을 포함하는 식으로 표본 크기를 키우는 방법을 사용한다.

그러나 이상과 같은 단점에도 불구하고 신뢰도 평가의 의의가 퇴색되지 않는 이유는 그 결과가 신뢰도 예측과 같이 추측을 바탕으로 한 것이 아니라 실제 시험 결과를 바탕으로 계산되었다는 점이며 이것이 신뢰도 평가의 가장 큰 장점이라 말할 수 있다.

추진기관 신뢰도 평가의 결과는 추진기관이 주어진 설계 요구 조건을 만족시키고 발사 준비 상태에 이르렀음을 판단할 수 있게 한다.

특히 단기 연소 시험의 경우는 하중 계수(weighting factor)를 주어 계산하기도 한다[4]. 이러한 경우, 전체 신뢰도 계산 결과에 오차로 작용할 수 있다. 하중계수는 다음의 식으로 정의된다.

$$w_i = \frac{p_i + \epsilon(1 - p_i)}{p_k + \epsilon(1 - p_k)} \quad (\text{식 4})$$

w의 계산을 위하여  $p_i=1...k$  그리고  $\epsilon$ 를 계산해야 한다. 이를 위해 다음을 정의한다.

$N_i = i$  번째 group에서의 연소시험 횟수

$f_i = i$  번째 group에서의 정지횟수

$f_{ij} =$  시간 간격 ( $T_{j-1}, T_j$ )에서의 실패 횟수

또한

$$H_i = N_i - f_i - \sum_{j=1}^i f_{ij} \quad (\text{식 5})$$

$$F_j = \sum_{r=1}^k f_{rj} \quad (\text{식 6})$$

$$G_i = \sum_{j=1}^k (F_j + H_j + f_j) \quad (\text{식 7})$$

$$\hat{\epsilon} = \frac{\sum_{j=1}^k f_j}{\sum_{r=1}^k H_r + \sum_{r=1}^k f_r} \quad (\text{식 8})$$

$$\hat{p}_i = \hat{p}_{i-1} + \frac{F_i(1 - \hat{p}_{i-1})}{G_i} \quad (\text{식 9})$$

여기서  $H_i$ 는 성공 횟수,  $F_i$ 는 실패 횟수가 된다.

## 2.2 KSR-III 개발

한국항공우주연구원은 과학 로켓의 설계, 제작 및 발사 능력 확보를 위하여 1990년부터 로켓 개발 연구를 수행하고 있으며 현재 소형위성발사체(KSLV)를 개발 중에 있다. 2002년 11월에 발사된 과학로켓 3호(KSR-III)는 과학 관측을 위해 자체 개발한 로켓으로 추진제 가압방식을 이용한 액체 로켓 엔진을 국내 최초로 채택하였다. 이 연구를 통해 액체 추진제 로켓 시스템의 국산화 가능성을 확인하고 인공위성 발사체를 위한 핵심 기술을 확보하려는 목표를 달성하였다.

KSR-III의 추진기관 개발을 위하여 항공우주연구원에서는 엔진의 시험을 위한 설비인 RETF(rocket engine test facility)와 추진공급계의 종합적 성능 검증 및 지상 연소 시험을 위한 설비인 PTA-II (Propulsion Test Article No.2)를 구성하여 시험을 수행하였다[5]. PTA-II에서 전 기간 연소 시험을 마친 후, 발사체의 단 인증을 위한 시험인 SQT(stage qualification test)를 수행하였고 이어서 비행시험이 성공리에 이루어졌다.

## 2.3 KSR-III 추진기관의 신뢰도 평가

KSR-III의 개발에 있어서 가장 난점은 추진기

관에서 발생한 연소불안정 현상이었다. 이는 연소에 의한 열전달의 섭동이 연소기의 음향학적 모드와 그 위상이 일치할 경우, 열음향학적 되먹임 현상(thermoacoustic feedback)에 의해 서로 값을 증폭시켜 연소기의 고유 주파수(natural frequency)에 해당하는 공진을 일으키는 현상으로 국부적으로 과도한 열전달과 강력한 진동을 야기하며 따라서 시험의 진행을 불가능하게 하였다[6]. 이 현상은 RETF와 PTA-II에서 공히 발생하였으나 그 특성이 달랐다는 것도 특기할 사실이다.

추진기관의 신뢰도 평가에서 사용될 시험 결과는 전기간 연소 시험만을 고려해야 하나 이 경우에 포함될 수 있는 시험의 횟수가 지나치게 부족하게 되어 통계적 계산이 의미가 없게 된다. 따라서 앞서 언급한 바와 같이 단기 연소 시험 전체를 포함하였다. 특히 KSR-III의 엔진은 동형의 국내 제작 엔진 data가 없기 때문에 통계적 계산을 위해 엔진 개발 시 수행된 연소 시험과 PTA-II, SQT, 비행시험 전체를 포함하도록 하였다. 엔진 개발 연소 시험의 내용은 아래 표 1과 같다.

시험 초기에 연소 불안정 현상이 연소 시간을 늘렸을 경우마다 계속 발생하였으며 배플 장착을 통해 이를 해결한 이후에야 60초 전기간 연소 시험이 가능해졌다. 전기간 연소시험 이후 10초씩의 연소시험을 통해 탈설계점의 여러 점들을 확인하였다. 이후 연소 안정성 확인 시험(stability rating test; SRT)을 수행하여 엔진의 안정성을 확증하였다.

이 결과는 항공우주연구원의 RETF에서 수행된 결과로 국외에서 수행된 시험은 개발의 아주 초기였기 때문에 제외하였다. 표1,2,3은 PTA-II와 SQT, 그리고 비행시험의 결과이다.

위 시험에서 전체 횟수는 37회가 되나 PTA-II 1차 시험은 연소가 이루어지지 않았으므로 제외시켜서 36회로 한다. 성공과 실패의 판별기준은 앞서 언급한 바와 같이 사실상 주관적인 의견이 포함될 수밖에 없다. 여기서는 시험 시 연소 불안정에 의한 비상 정지가 발생하였는가를 가지고 판단하였다.

표 1. RETF 연소 시험 목록

시험번호	시험일자	시험 내용	연소 시간
1	2001/4/28	설계점 연소시험	3.50
2	2001/5/23	설계점 연소시험	9.20
3	2001/6/5	설계점 연소시험, 불안정	19.50
4	2001/6/22	설계점 연소시험, 불안정	15.50
5	2001/9/5	설계점 연소시험	10.00
6	2001/9/19	설계점 연소시험, 불안정	22.50
7	2001/11/10	설계점 연소시험, 불안정	28.00
8	2001/12/20	설계점 연소시험, 불안정	21.00
9	2002/1/16	설계점 연소시험, 불안정	19.00
10	2002/1/30	설계점 연소시험, 불안정	23.00
11	2002/2/9	설계점 연소시험, 불안정	1.00
12	2002/2/21	설계점 연소시험, 불안정	15.00
13	2002/3/2	설계점 연소시험, 불안정	51.00
14	2002/3/21	설계점 연소시험, 불안정	28.50
15	2002/4/4	설계점 연소시험	30.00
16	2002/4/11	설계점 연소시험	40.00
17	2002/4/25	설계점 연소시험	30.00
18	2002/5/14	설계점 연소시험	60.00
19	2002/7/30	탈설계점 연소시험	10.00
20	2002/8/9	탈설계점 연소시험	10.00
21	2002/8/30	탈설계점 연소시험	10.00
22	2002/9/13	탈설계점 연소시험	10.00
23	2002/9/24	탈설계점 연소시험	10.00
24	2002/11/1	탈설계점 연소시험	10.00
25	2002/11/6	탈설계점 연소시험	10.00
26	2002/11/16	SRT	10.00

표 2. PTA-II 연소 시험 목록

시험번호	시험일자	시험목표	연소 시간
1차시험	2002/2/27	점화 시험	-
2차시험	2002/3/15	0.8초간 연소압 유지	0.8초
3차시험	2002/3/22	E-Stop이 적용된 상태에서의 0.8초 연소시험	0.5초
4차시험	2002/3/28	3.0 초 연소시험	0.5초
5차시험	2002/4/4	SUS Baffle engine 4.0초 연소시험	4초
6차시험	2002/5/2	SUS Baffle engine 30초 연소시험	16.5초
7차시험	2002/5/10	SUS Baffle engine 30초 연소시험	16.7초
8차시험	2002/5/31	SUS Baffle engine 40초 연소시험	35초
9차시험	2002/6/27	복합재 Baffle engine 57초 연소시험	56초

표 3. SQT 및 비행 시험 목록

시험	시험일자	시험목표	연소시간
SQT	2002.9.27	단인증 시험	58초
비행시험	2002.11.28	최종 비행 시험	60초

PTA-II의 경우, 6차 시험과 7차 시험은 목표 연소 시간에 도달하지 못하고 비상 정지가 작동 하긴 하였지만 엔진의 작동상 문제라기보다는 비상 정지 수준 설정이나 설비조작의 실수에 의해 비상 정지가 발생하였다. 따라서 엔진 자체의 신뢰성만을 보았을 때 실패라 판단하기는 어렵지만 비상정지 작동 여부라는 기준에 의해 실패로 판단하였다. 반대로 8차나 9차 시험의 경우는 비행용 공급계의 특성에 의해 연소 종료시간이 약간 빨리 이루어졌으나 연소 불안정이나 비상 정지등이 발생하지 않았으며 이를 엔진의 연소 종료시 특성

으로 파악하여 성공으로 판단하였다.

따라서 21회의 시험 성공, 15회의 실패로 나타났으며 그 결과를 정리하면 다음과 같다.

추진기관 신뢰도 58%, 최저신뢰수준 48%

앞서 언급한 하중계수 식을 적용하면 다음과 같다.

연소 시험 지속 시간에 따라 전체 데이터를 10초 이전시험, 30초, 40초 목표 연소 시험, 그리고 60초 연소시험의 네 그룹으로 나누어 계산하였으며 그 결과는 아래의 표와 같다.

표 4. 하중계수계산

group	시험구간	시험횟수	Hi	Fi	pi	wi
1	10초 이하	15	13	2	0.06	0.15
2	30초	14	2	11	0.55	0.87
3	40초	2	2	0	0.55	0.87
4	full	5	4	1	0.64	1

앞서 언급한 바와 같이 전 기간 연소가 아닌 시험의 경우는 위의 하중계수를 곱하여 신뢰도를 재계산해야하며 그 결과는 다음과 같다.

추진기관 신뢰도 49%, 최저신뢰수준 40%

사실 이러한 통계적 계산에서는 여러 가지 맹점이 존재한다. 실제로 KSR-III의 추진기관은 baffle을 이용하여 연소불안정을 해결한 시점에서부터 따지면 상당히 높은 신뢰성을 갖고 있으나 이러한 점이 이번 계산에는 반영되지 못하였다. 따라서 이러한 사실을 적용할 수 있도록 최종 설계 결정(design freeze)이후의 시험에 중점을 주는 다른 하중기법이 개발될 필요가 있다고 판단된다. 또한 비교적 정확한 신뢰도를 얻기 위해서는 더욱 많은 시험 데이터가 요구된다. 이러한 점은 앞으로 소형위성발사체의 개발과 아울러 우

리가 보유하게 될 수많은 경험을 통해 확보할 수 있을 것으로 사료된다.

### 3. 결 론

이상과 같이 발사체 추진기관에서의 신뢰도 평가 기술을 살펴보고 이를 실제 개발품인 KSR-III의 추진기관 연소시험 결과에 적용시켜 보았다. 신뢰도 평가에 있어서 가장 중요한 것은 데이터베이스의 확보라고 판단되며 아직까지 국내의 개발 역량이 선진국에 비해 턱없이 부족하다는 점이 연구 수행의 난점이었으나 앞으로 소형위성발사체(KSLV) 시리즈의 개발을 통해 우리나라에도 신뢰성이 충분한 발사체를 확보할 수 있을 것으로 기대된다.

### 참 고 문 헌

1. I. S. Chang, "Investigation of space launch vehicle catastrophic failures," AIAA j. of spacecraft and rockets, vol. 33, No. 2, 1996.
2. A. Keisner, "Reliability analysis technique comparison, as applied to the space shuttle," AE8900 OLD special topic, 2003.
3. SAE ARP4900, "Liquid rocket engine reliability certification," 1996
4. D, K. Lloyd, M. Lipow, "Reliability: management, method, and mathematics," ASQC., 1989.
5. 3단형 과학로켓 개발사업(V), 과학기술부 보고서, 2003.
6. 조상연, 강선일, 하성엽, 조인현, 오승협, "KSR-III Rocket 종합 시험 설비에서 발생한 초기 연소 불안정에 관한 연구," 항공우주학회 추계학술대회, 2002.