技術論文

# 우주 발사체 추진기관 종합 시험 계획 수립

조상연*† · 김상헌* · 베르샤데스키** · 오승협*

# Planning of Integrated Test for Propulsion System of Space Launch Vehicle

Sang Yeon Cho*† · Sang Heon Kim* · Bershadesky V.** · Seung Hyub Oh*

ABSTRACT

Korea Space Launch Vehicle II (KSLV-II) planned to launch in 2021 is 3 stage rocket which can inject 1.5 ton satellite in low earth orbit. KSLV-II will adapt the newly developed liquid rocket engines for its propulsion system of each stage. For the evaluation of development level for rocket engine, integrated system test performed in appropriate facility is needed. In this study, test article and major parameters for certifying the propulsion system of KSLV-II were reviewed and optimum test cycle and test duration for satisfying system reliability requirement were illustrated.

초 록

2021년 발사를 목표로 개발이 진행 중인 한국형 발사체는 1.5톤 급의 실용 위성을 지구 저궤도에 올릴 수 있는 3단형 로켓으로 각 단별로 독자적으로 개발된 액체 추진기관 시스템을 적용하게 될 계획이다. 새로운 액체 추진기관의 개발 수준을 평가하기 위해서는 적절한 시험 설비에서 수행되는 시스템 종합시험이 반드시 필요하다. 본 논문에서는 한국형 발사체의 개발을 위한 추진기관 시스템의 개발 인증을 위해 추진기관 시스템의 개발 단계별로 요구되는 시험의 종류와 반드시 확인해야 할 변수들을 검토하고 전체 시스템의 신뢰도 만족을 위해 적절한 시험의 횟수 및 시험 시간을 결정하는 내용을 정리하였다.

Key Words: KSLV-II(한국형 발사체), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Propulsion System(추진기관 시스템), Integrated Test(종합시험), Reliability(신뢰도)

## 1. 서 론

현재, 나로호 (KSLV-I)의 다음 단계로 개발이 기획중인 한국형 발사체, 일명 KSLV-II는 3단형의 로켓으로 1.5톤 급의 인공위성을 태양 동기궤도를 포함한 지구 저궤도에 올리는 것을 목표로 하는 발사체이다. KSLV-II는 러시아와 공동으로 개발된 KSLV-I과는 달리 순수 독자 기술로

접수일 2011. 7. 4, 수정완료일 2011. 8. 16. 게재확정일 2011. 8. 19
* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체추진기관팀
** 해외초빙과학자, 한국항공우주연구원
† 교신저자, E-mail: chosangy@kari.re.kr

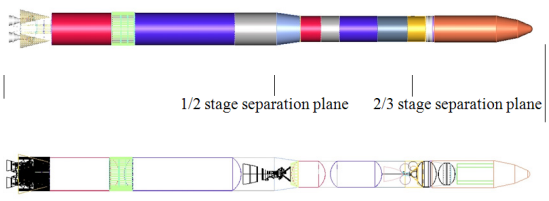


Fig. 1 Schematics of KSLV-II

개발이 될 예정이며 이에 따라 각 단별로 적용될 추진기관 역시 새롭게 개발이 이루어질 계획이다. 1단 추진기관에는 국산화 개발된 75톤급의 액체 엔진을 4기 클러스터한 300톤 급의 추진기관이 적용될 계획이며 2단은 1단에 사용한 75톤급 엔진 1기에 확장 노즐을 장착하는 개념을 도입하여 개발 부담을 줄이는 방향으로 개발될 예정이다. Fig. 1은 KSLV-II의 개략도이다. 3단 엔진은 5톤의 가압식 엔진 혹은 5~10톤급의 터보펌프 엔진을 사용하는 것으로 한국형 발사체 요구조건 검토회의(SRR)에서 발표되었다[1].

새로운 추진기관의 개발을 평가하기 위해서는 대용량의 연소 시험 수행이 가능한 대규모의 시험설비에서 추진기관의 성능을 확인할 수 있는 종합적인 시험을 수행하여야 한다. 추진기관 시스템의 개발 완성도를 평가하기 위해서는 추진기관 종합 시험에서 어떠한 내용의 시험을 수행하고 어떠한 변수를 확인하여야 하는지를 결정하는 것이 매우 중요하다고 볼 수 있다. 또한 신뢰도 요구조건을 만족시킬 수 있는 적절한 시험의 횟수를 결정하고 반영시킬 필요도 있다. 본 논문에서는 지상 설비에서 수행되는 추진기관 종합 시험의 종류와 내용에 대하여 설명하고 종합 시험 계획을 수행함에 있어서 적절한 수준의 시험 횟수와 시험 시간을 결정하는 방법을 제시하고자 한다.

## 2. 종합 시험의 종류

### 2.1 개요

추진기관 관련 종합 시험은 엔진 시스템 시험, 비행용 추진기관 공급 시스템과 연결하여 수행되는 추진기관 종합 수류 시험, 종합 연소 시험, 그리고 비행시험 전 종합 시험 등으로 구분이 가능하다. 본 논문에서는 그간 각종 해외 기술협력을 통해 얻어진 러시아식의 시험 계획 방법을 바탕으로 한 종합 시험 계획안을 설명하고자 한다.

### 2.2 엔진 시스템 시험

엔진 시스템 시험은 비행용 추진기관 공급계(propellant feeding system, 이후 비행용 공급계로 통칭함)를 제외한 엔진 시스템을 이용하여 수행되는 시험을 의미한다. 엔진 시스템이란 터보펌프와 가스발생기, 시동 시스템, 연소기, 재생냉각시스템, 엔진 공급 시스템 등 엔진을 구성하는 모든 주요 시스템이 포함된 시스템이며 비행용 공급계는 추진제 탱크를 포함하여 밸브와 배관, 추진제 가압 시스템과 같이 엔진 시스템까지 추진제를 공급해주기 위해 요구되는 시스템을 의미한다. 비행용 공급계가 적용되지 않기 때문에 추진제의 공급은 아래의 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 시험 설비가 자체적으로 보유한 추진제 공급 시스템을 이용하여 이루어지게 된다. 러시아의 경우, 엔진 클러스터링 시험도 이 단계에서 이루어지는 것이 보편적이나 한국형 발사체 개발 계획에서는 클러스터링 엔진 시험 개념이 추진기관 종합 시험의 일부로 포함되어 있기 때문에 개념상 약간의 차이가 있다[2]. 다음은 엔진 시스템 시험에서 확인해야 하는 주요 시험 파라미터들이다.

Fig. 2 Engine system test (KSR-III, KARI)

① 엔진 작동시의 싸이클로그램(cyclogram)

엔진 시스템의 정상 작동 여부 및 추력 빌드업 구간과 정상 작동 구간에서의 추력에 따른 임펄스를 확인한다.

② 주 공급 배관의 수력학적 특성

엔진 입구로 유입되는 유체의 압력 및 그 변동 특성을 확인한다.

③ 극저온 연료의 열역학적 특성, 펌프 매질의 온도, 압력

엔진 입구에서의 온도, 압력 그리고 기포의 양을 계측하여 연료 온도 증가, 하중 등을 고려하여 상사시킴으로써 비행하중 및 극저온 연료의 보일링 현상과 종합적인 열 유입을 고려한 극저온 액체의 압력 변화를 검증한다.

④ 구조물의 온도

펌프 구조물 온도, 공급 배관 온도, 파이로 스타터 (화약) 등의 온도를 계측하여 외부 환경 열교환 현상에 의한 구조물의 온도 변화를 검증한다. 이를 통해 선 냉각 조건 등을 결정하게 된다.

⑤ 극저온 액체 연료 내의 가스 함량

용해된 가스의 농도, 엔진 입구에서의 극저온 연료 속 가스 량을 계측하여 극저온 연료의 열역학적 상태 변형을 검증한다.

⑥ 극저온 액체 연료 내의 불순물 함량

극저온 연료 속의 불순물 농도, 불순물 질량 구성을 계측하여 불순물의 축적으로 인한 품질 변형을 확인한다.

⑦ 엔진에서의 펄스-주파수 섭동

엔진 내부 진동 특성의 계측을 통해 공급 배관의 압력 섭동 범위, 공급 시의 섭동, 그리고 연소기 내 압력 섭동 변화를 확인한다.

⑧ 고공 혹은 우주 환경

상단 엔진의 경우, 점화 전 엔진 내부의 압력, 엔진 작동시 노즐 출구의 압력 등의 계측을 통해 엔진 내부 공간, 그리고 노즐을 통해 배출되는 유체의 유체-열역학적 특성을 확인한다.

⑨ 클러스터링 시험시 다수 엔진간의 상호 작용

엔진 극저온 연료 공급 배관의 구조적 안정성, 엔진 지지부의 구성과 각 엔진의 작동 영역을 확인하며 엔진의 극저온 연료 공급 배관의 수력학 프로세스, 클러스터드 엔진의 유체역학적 상호 작용 등을 검증한다.

⑩ 고정물(엔진 지지부)에 가해지는 힘에 의한 영향 확인

엔진 작동시 로켓의 엔진 고정 구조물이 겪는 동적 하중을 계측하여 구조물의 안정성을 확인한다.

### 2.3 종합 수류 시험(integrated cold test)

시험설비에서 수행하는 종합 수류 시험의 목적은 우선 기술적으로 발사 운용이 적절히 모사되었는지를 검증하고 둘째, 계산을 통해 얻어진 작동 환경을 확인하며 셋째, 설계시에 고려했던 실제 작동 환경에서의 작동성을 검증하고자 하는 것이다.

이를 위해서 일반적으로 비행용에 가까운 하드웨어들로 추진제 공급 설비를 구성하고 다음의 작업들을 수행하게 된다.

- 비행용 공급계를 이용한 액체 및 가스 연료 충전
- 시동 전 연료 탱크로의 극저온 연료 충전, 가압용 가스, 및 제어용 고압가스의 충전
- 엔진 시동을 위한 추진기관의 준비 작업
- 시동 초기 및 정상 상태에서의 극저온 연료의 연소기(모사 장치)로 공급
- 연료탱크에서의 정상 배출과 비상 배출, 그리고 추진기관 공급계의 극저온 연료의 침전 이물질 제거

종합 수류 시험 단계에서 모든 문제점들이 해결되었다는 것은 추진기관 시험 설비에서의 연소 시험이 가능하다는 것을 뜻한다. 즉, 연소시험 단계로 진행하기 위해서는 수류시험의 최종 단계에서 그동안 발생된 모든 문제가 반드시 해결 되어야 한다.

일반적인 종합 수류 시험 수순 및 시험 과제들은 다음과 같다.

① 충전 전 준비 단계

이 단계는 충전이 이루어지지 않은 상태에서 수행되는 시험들이다. 이 단계에서는 아래의 내용이 검증되어야 한다.

- 공급을 위한 유공압 시스템, 제어시스템, 계

측 시스템의 준비 등 관련 기술 검증
- 연료의 준비 및 연료의 품질 분석
- 지상 통제 설비 및 탑재 설비의 체결 및 분리
- 시스템의 작동 영역 검증
- 비정상적 상황 모사시의 화재/폭발 예방 능력
- 고열환경에서 탑재 장비의 작동성 보장

② 비행용 공급계를 이용하여 연료/산화제 탱크로 독립 충전하는 단계

이 단계에서는 실매질의 극저온 연료 및 고압 가스를 연료 탱크 및 구(球)형 탱크로 각각 충전하고 이를 통한 충전 시스템의 원활한 작동성을 검증하게 된다. 구체적인 내용은 다음과 같다.
- 독립적인 프로세스에서의 충전 시스템의 열역학적 특성 파악
- 선 냉각 그리고 연료 탱크로의 충전
- 구(球)형 탱크로의 충전
- 극저온 연료의 열 평형학적(thermo-static) 특성
- 시동전 탱크 가압 및 배출
- 연료탱크로부터의 배출 및 침전 이물질 제거
- 연료 탱크의 수위계 검증

이 단계를 통해 연료와 산화제 시스템 각각이 실제 충전이 되는 지를 확인하고 발사대에서의 충전 배출 싸이클로그램을 사전 연습하게 된다. 또한 배관의 구성품의 고장 여부를 파악한다. 이 단계에서는 단순하게 충전 배출만 확인하며 그 결과를 통해 비행에 가까운 싸이클로그램을 결정하게 된다.

③ 비행용 공급계를 이용하여 연료/산화제 탱크로 동시 충전 및 시동 전 작업

이 단계에서의 주요 시험 내용은 다음과 같다.
- 실매질의 극저온 연료 및 고압가스를 이용한 연료 탱크 및 구형 탱크로의 충전을 통한 충전 시스템의 원활한 작동성 검증
- 엔진 시동 전 작업들의 검증과 싸이클로그램의 검증
- 엔진 시동 전 추진제 주 공급 배관 및 터보펌프로의 연료 공급, 극저온 연료 탱크의 온도 및 탑재량 제어, 발사 전 추진제 탱크의 선 가압 등의 단계에서 시스템의 열역학적-수력학적 특성 확인
- 사고로 인한 운용 중단 시 추진기관으로부터 극저온 연료의 회수 및 연료 탱크 내 극저온 연료의 오염 정도 파악

이 단계에서는 탱크의 변형이 발사체에 주는 영향과 저온 환경이 연료와 구조체에 미치는 영향을 확인하고 단위 시간당 오염물질이 얼마나 쌓이는 지를 확인한다. 또한 안전의 측면에서 전량 충전에서 비상 배출 시까지의 소요 시간을 확인한다.

④ 비행용 공급계를 이용하여 연료탱크의 극저온 연료를 엔진 연소기로 공급하는 단계

이 단계에서의 주요 시험 내용은 다음과 같다.
- 추진기관 공급계의 원만하고 안전한 작동성 검증 및 실제 터보펌프 작동 환경* 하에서 연료 탱크의 가압 싸이클로그램 검증
  (* 종합 수류시험에서는 엔진 시스템 전체가 사용되지 않고 터보펌프와 가스발생기 조합체(powerpack)만 요구됨. Fig. 3)
- 터보펌프 작동시 가압 시스템 및 극저온 연료 공급 시스템의 열역학적 특성 및 수력학적 특성의 파악
- 시동 전 극저온 연료 탱크의 압력 및 중량의 확인
- 발사에 필요한 소요 가스량 확인
- 극저온 연료의 잔류량 확인

이 단계에서는 안정적인 펌프의 시동을 확인하고 터빈 입구 전단의 유체에 의한 진동 진폭

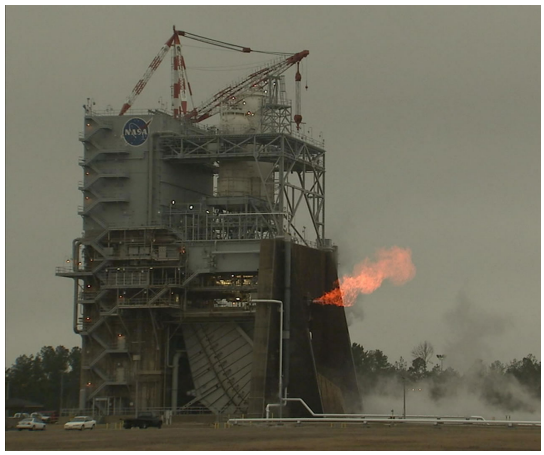

Fig. 3 Powerpack test (from homepage of Stennis Space Center, credit: NASA)

을 확인한다. 발사체의 진동은 시험설비에서 측정한 배관 진동과는 차이가 있는데 이는 탑재된 산화제의 열평형 운용 등에 의해 밸브를 열고 닫을 때 발생하는 수격 현상에 기인한다. 터보펌프가 제대로 작동하려면 탱크의 압력이 적절해야 하며 가압 시스템이 정상 작동해야 한다. 또한, 이 단계에서 탑재 가압 시스템의 정상 작동을 확인하고 공급계 유동과 발사체 구조물간의 간섭에 의해 발생하는 POGO현상의 저감을 위한 장치인 PSD(POGO suppression device)의 정상 작동 여부도 확인하게 된다.

### 2.4 종합 연소 시험(integrated hot firing test)

추진기관 종합 연소 시험이라 함은 연료/추진제 탱크를 포함한 비행용 공급계와 엔진을 이용한 연소시험을 수행하여 추진기관의 개발을 인증하는 시험 단계를 의미한다. (Fig. 4) 일반적인 종합 연소 시험의 수순은 다음과 같다.

① 사전 준비

- 수류시험의 결과를 통해 발생된 수정사항에 대한 사전 수정보안
- 시험 장치 및 내용 구성 완료

Fig. 4 Angara firing test (from Russian space Web, credit: Khrunichev)

- 수류 시험 후 지적된 수정 사항을 고려한 발사 전 운용안 수립
- 연소 시험 진행 전 사전 승인 위원회를 통한 승인

② 시동, 단기(short duration) 연소 시험 (15~30초), 정지

추진기관의 시동에는 연료 탱크 가압, 선 냉각, 연료 충전, 터보펌프 연료 펌프 구동 시작, 연소실에의 퍼지, 메인 엔진 점화, 엔진 정상 작동과 같은 여러 단계의 이벤트가 포함된다.

단기(short duration)시험은 가능한 한 엔진이 정상 상태에 이르는 시점을 포함하는 수준으로 이루어지는 것이 바람직하며 대략 15초에서 30초 정도 수행하게 된다.

정지는 정상적 정지와 비상 정지의 두 가지 종류가 있는데 정상적 정지 시는 가스발생기 작동 중지 → 연료공급 중단 → 인젝터 퍼지 (배관에 남은 연료 제거) → 엔진 퍼지의 순으로 순차적으로 진행하게 된다. 반면, 비상 정지 시에는 연료 배출을 빨리 해야 하며 밸브 구동 시퀀스도 다르게 가져가게 된다. 이러한 조건은 엔진 시험이 모두 끝난 상태에서만 결정이 가능하다. 터보펌프의 경우 비정상적으로 회전수가 높을 경우 수동적인 비상 정지를 수행하여 확인한다.

처음 연소시험은 매우 위험하므로 반드시 소량의 추진제만 충전하여 시험하며 비상 정지로 일부 추진제에 대하여 비상 배출을 한 이후 30초 연소 시험을 하는 방법을 적용하기도 한다. 이 단계에서 가장 중요한 것은 안전이다.

③ 시동, 비행작동시간(full duration) 연소 시험, 정지

비행작동시간(full duration) 시험의 경우 비행시간 기준으로 하는 것이 일반적이지만 짧게 여러 번 수행하기도 한다. 단기 연소 시험을 여러 번 하여도 비행작동시간 연소 시험을 몇 번 한 것과 유사한 결과를 얻을 수 있으며 이는 특히 상단의 재점화와 관련하여 도움이 될 수 있다.

④ 발사후 검토 사항

연소 시험 후 구조물의 상태 점검, 발생한 문제점 점검, 수류 시험 결과와의 비교 등이 이루어진다.

2.5 비행전 시험(pre flight test - flight readiness firing)

비행전 시험이란 실제 발사 모델을 이용하여 30초 이하의 연소시험을 전용 시험장이나 발사대에서 수행하는 것을 뜻한다. 이 시험을 통해 발사체가 정상적으로 조립되었는지 여부와 구조적으로 문제가 없는지 혹은 제어기 구동이 제대로 이루어지는지를 확인한다. 이 시험은 기존 지상 시험시 사용하던 센서를 제거하고 탑재 센서만 이용하여 수행하게 되며 시험이 수행된 이후 그 발사체를 그대로 조립동으로 이동하여 단 조립후 발사에 적용하기도 한다. 미국의 Saturn 발사체나 space shuttle 개발 시에도 단별로 비행전 시험을 수행하거나 전체 시스템에 대하여 발사대에서 시험이 수행되었다. 그러나 러시아의 경우는 비용 문제나 개발의 효율성 문제 등으로 연소시험을 생략하고 서브시스템 별로 시험 하여 발사전 시험을 대신하기도 하는 것으로 알려져 있다.

## 3. 시험 횟수와 시험 기간의 결정

3.1 신뢰도를 고려한 시험 횟수 검토

시스템의 신뢰도는 시험 계획 수립에서 사용되는 주요 파라미터의 하나이다. 본 논문에서는 신뢰도 요구조건에 따른 시험 평가 계획 수립 방법에 대하여 정리하고자 한다.

종합 시험의 계획 수립에 있어서 중요한 항목 중의 하나가 시험 횟수와 운용 시간을 얼마로 할지를 결정하는 것이다. 이에 대해서는 많은 조건과 기준들이 존재하며 절대적으로 옳은 기준이 있는 것은 아니다. 대게의 경우, 시험 횟수는 비용과 일정에 크게 좌우되며 로켓엔진이나 추진제 탱크와 같은 하드웨어의 수명 등과도 밀접한 관련이 있다.

신뢰도의 측면에서 볼 때 일반적으로 엔진의 운용시간을 계산하는 데는 임무등가 시험횟수, 즉 MEQ (mission equivalent)의 개념이 사용된다. 이는 Miner의 법칙으로부터 유도된 식으로 축적된 피로에 의해 시스템에 파손이 일어나는 것을 모사하는 공식이다.

엔진의 MEQ는 다음의 식으로 정의된다[3].

$$MEQ = a\frac{\sum \text{시험된 사이클수}}{\text{임무 점화 횟수}} + b\frac{\text{축적된 시험 기간}}{\text{임무기간}}$$

단, b = 1 - a

(일반적인 초기조건으로 b=a=0.5) (1)

그리고, 고장이 발생하진 않았다는 가정 하에서 이항분포(binomial distribution)에 따른 신뢰도 값은 아래의 식으로 나타난다.

$$R_{observed} = (1 - C)^{1/MEQ} \quad (2)$$

이때, R = 신뢰도, C = 신뢰수준

그러나 이러한 이항분포를 따라 시험 횟수를 결정하는 것은 실제 개발 계획에 비추어 과도한 값을 요구하게 될 수 있으며 추진기관 종합 시험과 같이 대규모의 비용과 시험 일정이 요구되는 경우에는 이를 만족시키는 것이 불가능할 수 있다. 예를 들어, 엔진 시스템의 경우 계획된 시험 횟수와 시간을 이항분포식으로 계산하면 MEQ가 187 ~ 195.7가 되어 잠정적 신뢰도 목표치(MEQ)인 182.8을 만족시키지만 추진기관 종합 시험의 경우, 동일한 방법으로 계산하였을 때, 목표 MEQ는 36.2가 되고 이 값은 단 연소 시험 수준의 종합 시험에 있어서는 상당히 큰 값이 된다. 참고로 Ariane 5의 경우, BS, M-Q 모델을

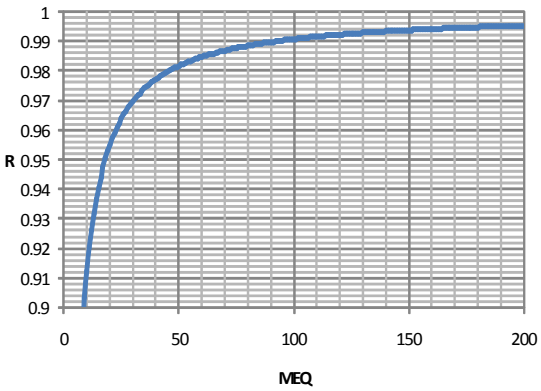


Fig. 5 Reliability vs. mission equivalent (C=0.6)

합친 MEQ는 15였다. 따라서 최근에는 비실패(zero failure) 종합 시험의 경우, 단순히 이항 분포를 이용한 식을 사용하지 않고 Weibull 분석에서 β모수를 가정하는 Weibayes라는 방법을 사용하기도 한다[4].

이 방법은 아래 식으로 표시할 수 있다[5].

$$n = \mathrm{Ln}(1-C)/(MEQ^{\beta} \bullet \mathrm{Ln}(R)) \qquad (3)$$

이때, n은 시험이 수행되는 아이템수, C는 신뢰수준, MEQ 혹은 T/M은 임무등가 시험횟수, β는 Weibull 형상 모수이다.

이 결과에 따르면 만약 신뢰도 목표치가 0.975라고 할 때, 추진기관 시스템 모델이 3종인 경우, β가 1이라면 위의 이항 분포와 동일하게 MEQ가 36.2가 되지만 β값이 증가하면 전체 MEQ가 줄어들게 된다. β의 결정은 일반적으로 (유럽의 경우) 평균 2를 선택하는 것으로 알려져 있으나 본 연구에서는 이보다 좀더 보수적인 값인 1.5를 선택하였으며 Eq. 3에 따라 목표 MEQ가 15.8로 계산되었다. 목표 MEQ가 설정되면 이 값을 이용하여 시험 사이클과 연소 시간의 범위를 결정한다. 앞서 언급한 바와 같이 종합 시험 사이클은 주요 하드웨어, 특히 극저온 탱크의 수명에 많이 좌우되며 MEQ가 적당한 마진을 갖도록 사이클과 시험 시간을 조정하여 값을 결정할 수 있다. 현재 추진기관 종합 시험과 관련하여 잠정 계획된 MEQ는 19.8로 위의 목표치에서 20% 정도의 마진을 갖는 값이나 이항연산방식에서 요구된 값보다 훨씬 작은 값을 갖는 것을 확인할 수 있다.

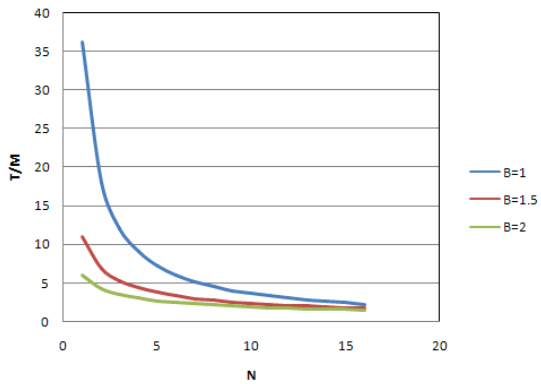


Fig. 6 Weibayes analysis result (R=0.975)

## 4. 결 론

본 논문에서는 발사체 추진기관의 종합 시험의 종류와 계획 수립을 위하여 고려해야할 각종 변수들을 고찰하고 시험 횟수와 연소 시간의 결정을 위한 계산 방법을 살펴보았다. 본 연구에서 얻어진 결론은 현재 개념 설계 단계인 한국형 발사체의 개발 계획에 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

## 참 고 문 헌

1. 박창수, “한국형 발사체 시스템 요구조건 검토회의(SRR) 발표자료 및 회의록,” RT0KSDBK00012010, 한국항공우주연구원, 2011
2. 조상연, “추진기관시스템 종합시험계획,” DN6PSG0K0001, 한국항공우주연구원, 2011
3. P. Pempie, and H. Vernin, "Liquid rocket engine test plan comparison," AIAA 2001-3256, 2001
4. SAE, *Liquid rocket engine reliability certification*, technical standard ARP-4900, 1996
5. Alcadia, "Consultancy services for reliability of propulsion system," Final report No.10-114/17, 2011