

KSLV용 추진기관 종합시험설비 개념설계

강선일*, 김영한**, 이정호***, 조상연****, 김용욱*****

Conceptual Design Analysis of Integrated Power Plant Test Facility for KSLV

Sun-Il Kang*, Young-Han Kim**, Jung-Ho Lee***, Sang-Yeon Cho****, Yong-Wook Kim*****

Abstract

KARI(Korea Aerospace Research Institute) is achieving the KSLV program according to National Space Technology Development Program. In this paper, the authors are intend to introduce the Integrated Power Plant(IPP) test facility which will be constructed for the variety of tests on KSLV program. IPP test facility refers to comprehensive testing equipment for liquid rocket launch vehicle. Using this facility, KARI can verify the adaptedness of parts and subsystems for launch vehicle and finally can qualify the system characteristics of launch vehicle doing kinds of test including hot firing test. IPP test facility will make it possible to simulate the vehicle launching circumstances and to predict the performance of launch vehicle during its flight test.

초 록

항공우주연구원에서는 KSLV용 추진기관 종합시험설비를 구축, 운영함으로써 발사체 추진기관의 각 구성품의 조립성 및 시스템 적합성을 검증하고, 연소시험을 포함한 각종 시험을 통해 구성품의 성능 확인 및 추진기관 시스템에 대한 종합적 인증(Qualification)을 하고자 한다. 아울러 발사 환경을 모사할 수 있어, 추진기관 구성 품 및 시스템의 최종 환경시험이 가능할 뿐 아니라 발사 시 추진기관의 성능을 예측할 수 있다. 본 논문에서는 상기 목적을 위해 구축되는 추진기관 종합시험 설비(Integrated Power Plant Test Facility)의 개념설계(Conceptual Design Analysis)과정을 통해 도출된 설계 개념을 정리하여 기술하고자 한다.

키워드 : 시험설비(test facility), 액체로켓(liquid rocket), 발사체(launch vehicle), 연소시험(firing test)

1. 서 론

1.1 개요

발사체 시스템은 크게 발사의 대상물인 탑재체

* 추진기관그룹/aerodol@kari.re.kr

*** 추진기관그룹/leejh28@kari.re.kr

***** 추진기관그룹/kyw421@kari.re.kr

** 추진기관그룹/yhkim@kari.re.kr

**** 추진기관그룹/chosangy@kari.re.kr

(Payload, KSLV의 경우 소형 위성), 항법 시스템, 제어 Unit, 추진기관 등으로 구성된다. KSLV-I의 경우 3단(3 Stage)형 로켓이며, 이 중 1단 추진기관은 가장 큰 추진력을 발생하고 전체 발사체의 Mission에 큰 영향을 주게 된다. 따라서 발사체 개발 과정에 있어 각 단의 추진기관을 설계 / 제작하고 이를 검증하는 작업은 매우 중요하며, 선행되어야 하는 부분이다.

본 논문에서는 상기 목적을 위해 구축되는 추진기관 종합시험 설비(Integrated Power Plant Test Facility, 이하 IPP)의 개념설계(Conceptual Design Analysis)과정을 통해 도출된 설계 개념을 정리하여 기술하고자 한다.



그림 1. PTA-II 시험설비

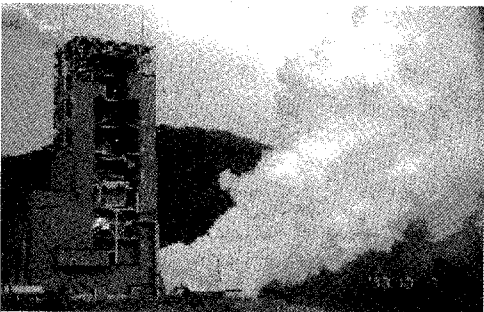


그림 2. H-II Battleship Test Facility

추진기관 종합시험설비를 구축, 운영함으로써 발사체의 1단 추진기관의 각 구성품의 조립성 및 시스템 적합성을 검증하고, 연소시험을 포함한 각종 시험을 통해 구성품의 성능 확인 및 추진기관 시스템에 대한 종합적으로 인증(Qualification) 할 수 있다. 아울러 발사 환경을 모사할 수 있어, 추진기관 구성 품 및 시

스템의 최종 환경시험이 가능할 뿐 아니라 발사 시 추진기관의 성능을 예측할 수 있다.

항공우주연구원에서는 3단형 과학로켓 개발사업의 일환으로 PTA-II 시험설비를 구축하여 운용한 바 있으며, 본 IPP Test Facility는 PTA-II 시험설비의 개량 및 확장형 설비로 볼 수 있다. 또한 관련 선진국에서도 Battleship Test Facility, Power Plant Test Facility 등의 이름으로 유사한 시험설비를 보유하고 있으며, 발사체 개발 단계에 있어 필수적인 단계 및 시험설비로 간주하고 있다.

1.2 개념설계 수행 방안

1.2.1 시험설비 설계 부문

KSR-III 사업에서 발사체의 최종 발사 전에 확인 가능한 항목들은 대부분 지상연소시험설비(PTA-II)에서 수행되었다. 즉, 발사체 개발 과정 중에서 중요한 추진제 탱크, 추진제 가압 탱크, 유공압 밸브, 파이프 밸브, 탑재 컴퓨터, 및 발사체(Flight model) 등 엔진의 성능 평가를 제외한 모든 개발 업무의 대부분들이 PTA-II를 통해 수행되었고 이들의 최종 평가가 이루어졌다. 또한 발사체를 발사대로 이송하기 전의 확인 가능한 대부분의 점검 또한 PTA-II에서 이루어졌다. 따라서 PTA-II와 같은 Battleship 시험설비는 발사체 개발에 있어 가장 중요한 역할을 수행할 수 있음을 KSR-III 사업을 통해 확인하였으며, KSLV-I에서도 이러한 시험설비가 매우 중요한 역할을 할 것이라는 것을 알 수 있다.

일반적으로 시험설비는 요구조건 도출, 개념 설계, 상세 설계, 제작/설치 및 시운전의 과정을 거치며 대형 시험설비의 경우 대략 3년의 개발 기간이 소요된다. 따라서 현재 항공우주연구원에서 계획하고 있는 2005년 말 KSLV-I 발사를 위해서는 발사체 개발과 동시에 시험설비 개발이 진행되어야 한다. 따라서 사업 수행의 가장 효과적인 방법은 명확한 개발 요구조건을 제시하고, 이를 바탕으로 설계/제작/시운전을 수행하는 것으로 판단하였으며, 본 논문을 통해 IPP Test Facility의 명확한 개발 요구조건을 도출하고자 한다.

1.2.2 설계 최적화 연구

항공우주연구원에서 구축 계획 중인 IPP Test Facility는 시험의 성격 및 시험 설비의 규모 등에서 국내에서는 독보적인 시험 설비가 될 것이다. 물론 항공우주연구원에서 수행했던 KSR-III용 PTA-II 시험설비나 ReTF 등 국내에서 실용화 가능 수준의 액체로켓 시험설비는 손꼽을 정도가 있기는 하다. 이것들에 비해 IPP Test Facility는, 물론 단순 비교만으로 파악하기는 힘들지만, 추력 크기에서 10배 이상, 연소 유지 시간에서 20배 이상, 추진제 소모량에서 20배 이상의 대형 설비가 될 예정이다. 따라서 지금까지의 국내 보유 기술 및 경험만으로 이러한 대형설비를 단기간 내에 원하는 성능을 낼 수 있도록 구축하는 데에는 많은 무리가 따를 것으로 예상된다.

이상과 같은 이유로 IPP Test Facility를 구축 및 운영하는 데 있어 국내 기술 수준을 파악하고 필요한 기술에 대한 해외 기술협력의 추진 또는 국내 선형연구 등을 통해 IPP Test Facility의 최적 설계 및 안전하면서도 효율적인 운용을 가능하게 하는 것이 필요할 것으로 판단하였다.

시험설비 구축을 위한 설계 이전에 필요한 모든 기술을 선행 연구한다면 여러 가지 면에서 좋을 수 있으나, 이는 시간 및 비용이라는 측면에서 보면 비효율적일 수 있다. 따라서 항공우주연구원에서는 그간의 경험 및 원내 여러 전문가의 의견을 수렴하여 다음과 같은 두 가지 설계 최적화 연구의 필요성을 도출하였다.

- ① Flame Deflector 형상 최적화 및 Water Injector Type 연구
- ② 시스템 탈지방안 연구

이러한 설계 최적화연구는 기본설계 연구 단계에서 시스템의 사양을 결정하고 전체적인 밑그림을 그리는 과정에서 수행될 것이다.

2. IPP Test Facility 기본 설계

2.1 설비의 성격

IPP Test Facility 기본설계를 위해 먼저 설비의 성격을 정의할 필요가 있으며, 본 논문에서는 다음과 같이 설비의 성격을 정의하였다.

- IPP Test Facility는 KSLV-I 및 향후 항공우주연구원에서 계획 중인 각종 발사체의 추진기관 종합시험(Integrated Power Plant Test)을 수행하기 위한 설비이다.
- IPP Test Facility를 통하여 KSLV-I 및 향후 항공우주연구원에서 계획 중인 각종 발사체 추진기관의 종합적 인증 및 성능 확인을 하는 것을 목적으로 한다.

2.2 설계 기준

시험설비 설계를 위한 기초 자료로 발사체의 스테이징 데이터가 필요하며, 본 논문에서는 다음 표 1과 같은 2003년 4월 기준 스테이징 데이터를 설계 기준으로 삼았다.

표 1. 3단형 KSLV-I 스테이징 데이터

	1단	2단	페어링	3단	위성
추진 방식	액체추진	액체추진	-	고체추진	-
각 단 중량(kg)	45,600	8,900	400	2,080	100
추진제 중량(kg)	41,000	7,560	-	1,600	-
구조 중량(kg)	4,600	1,340	-	480	-
구조비	0.101	0.151	-	0.231	-
진공추력(ton)	100	20	-	7	-
연소시간(sec)	106.6	107.7	-	64	-
진공 비추력(sec)	260	285	-	280	-

이상의 스테이징 결과를 토대로 본 논문에서는 IPP Test Facility를 위한 다음과 같은 설계 기준을 제시하고자 한다.

- 본 시험설비는 전남 고흥군 봉래면(외나로도)에 위치한 우주센터 부지 내에 설치
- 예상 추력 200톤의 발사체 1단 액체 추진기관의 시

힘이 가능할 것

- 예상 추력 50톤의 발사체 2단 액체 추진기관의 시험이 가능할 것
- 1단 시험과 2단 시험을 위한 Test Stand는 별도로 꾸며져야 함(단, Test Stand 이외 설비는 공용 가능)
- 1단 및 2단 발사체의 가압 방식은 터보펌프 방식을 전제로 함
- 1단의 경우 여러 개의 엔진을 Clustering 하여 시험하는 것을 고려할 것
- 최대 연소 시간 300초(5분)를 시험할 수 있을 것 - 추진제는 2시간 이내에 발사체에 충전할 수 있을 것 (1단 기준)
- 엔진 김발링 시험 가능할 것(김발각 $\pm 8^\circ$ 이상)

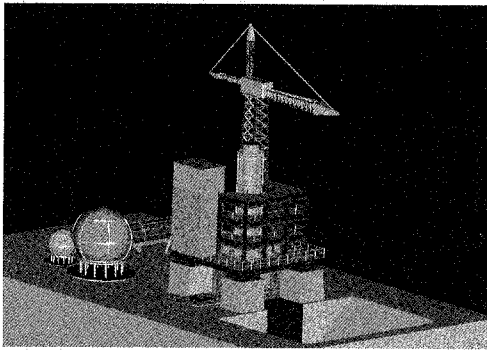


그림 3. IPP Test Facility 예상 조감도

- 시험에 관계되는 모든 행위 및 설비를 통합 제어/계측/관측 할 수 있을 것
- 시험 종류 : 실제 추진제를 사용한 비연소 수류시험 및 연소시험
- 설비는 엔진 폭발 등의 사고 발생시에도 신속하고 안전한 대처가 가능하도록 적절한 안전 설비를 갖출 것
- 설비는 겨울철을 비롯한 4계절 항시 시험 가능할 것

- 향후 개발 계획의 변경 및 후속사업에 따른 시설의 전환 또는 확장이 용이할 것

3 시험설비 성능 요구조건

3.1 주요 설비 구성

IPP Test Facility는 다음 표 2와 같은 설비들로 구성된다.

3.2 상세 개발 규격

3.2.1 유공압시스템

유공압시스템은 IPP(Integrated Power Plant)와 실 발사체의 추진제인 LOx(액체산소)와 Kerosene, 그리고 가압가스인 헬륨과 질소를 저장에서부터 IPP에 공급하는 모든 시스템으로 구성된다. 이러한 모든 시스템은 국내 고압가스법규와 위험물 저장관련법규에 적합

표 2. IPP Test Facility 설비 구성

구 분	구 성 품	주 요 기 능
유공압 시스템	<ul style="list-style-type: none"> • 산화제 공급 시스템 • 연료 공급 시스템 • 질소 공급 시스템 • 헬륨 공급 시스템 	<ul style="list-style-type: none"> • 추진제 저장 • 추진제/가압가스 공급 • 수류 시험
제어계측 시스템	<ul style="list-style-type: none"> • 제어 시스템 • 계측 시스템 • 비상정지 시스템 	<ul style="list-style-type: none"> • 유공압 시스템 제어 • 시험 결과 측정/기록 • 시험 중 문제 발생시 비상 정지
건축물	<ul style="list-style-type: none"> • 건축물 • 조명, 크레인 • 플랫폼 	<ul style="list-style-type: none"> • 각종 설비 지원
IPP (Integrated Power Plant)	<ul style="list-style-type: none"> • 발사체 모사 탱크 • 추진계통(밸브 배관) • 추진계통 제어기 	<ul style="list-style-type: none"> • 발사체 1단 모사
구조물	<ul style="list-style-type: none"> • Thrust 지지대 • 엔진 장착 차구 	<ul style="list-style-type: none"> • IPP 장착 및 고정
Flame Deflector	<ul style="list-style-type: none"> • 물 분사 장치 • 펌프 	<ul style="list-style-type: none"> • 연소가스 안전 배출
Utility	<ul style="list-style-type: none"> • 소화설비 • 가스 모니터링 시스템 • 방송/영상 설비 • 물 정화 설비 	<ul style="list-style-type: none"> • 화재 진압 • 가스 누출 감지 • 시험 영상 기록 및 유무선 통신 • 연소시험 후 냉각수에 섞인 오염물 제거

하계 설계 제작 시공되어야 하며, KSLV-I 및 향후 항공우주연구원에서 개발될 우주발사체용 엔진조건에 규합하는 추진제 공급능력을 갖추어야 하며, 고압 산소설비에 맞는 탈지와 건조가 이루어지도록 설계, 제작, 설치가 되어야 한다. 또한 모든 시스템은 비상사태에 적합한 조치가 이루어지도록 검토되어야 한다.

가. 산화제시스템

LOx를 저장/공급하는 시스템으로 외부 저장탱크, 공급배관, 각종밸브, Drain tank, 질소 가압시스템으로 구성된다. 각 서브시스템의 요구조건과 구성은 다음과 같다.

- 1) 외부저장탱크
 - 액체산소의 안전한 저장
 - 수동조작 및 자동조작 가능
 - 각종케이지들의 원거리 확인가능과 조작가능
 - 안전 고려, 탱크 내 과압발생 또는 충전요망 시, 제어실에서 인지 가능토록 센서 설치
 - 용량 : LOx 모사탱크 또는 발사체의 시험 시 요구되는 추진제 양의 최소 2회분 저장
 - 국내법규에 의거한 설계/제작
- 2) 공급배관
 - 시스템의 탈지와 건조가 용이
 - LOx에 강한 재질의 재료의 사용
- 3) 각종밸브
 - 산화제 공급유량측정과 제어 가능
 - 컨트롤밸브와 초저온용 유량계사용
- 4) 드레인탱크
 - LOx 배출이 용이한 구조
 - 다른 가연성물질과의 거리유지(관련법규근거)
 - LOx모사탱크 또는 발사체로 충전 시 배출되는 산소의 안전한 처리
- 5) 질소 가압 시스템
 - 시험 중 LOx모사탱크 또는 발사체의 압력이 규정치 이하보다 낮을 경우 자동으로 질소 가압하여 시험조건에 맞출 수 있어야 함

6) 산화제 이송

- 기화기를 이용한 가압 또는 펌프 사용 이송
- 주배관 : 진공단열

7) 시험 중 이상 발생시

- 추진제 모사 탱크 또는 발사체의 산소를 신속하고 안전하게 배출
- 중력에 의한 배출
- 순수 질소를 이용한 비상 가압 배출

나. 연료시스템

Kerosene을 저장/공급하는 시스템으로 외부 저장탱크, 공급배관, 각종밸브, Drain tank로 구성된다. 각 서브시스템의 요구조건과 구성은 다음과 같다.

1) 외부저장탱크

- kerosene의 안전한 저장
- 수동조작 및 자동조작 가능
- kerosene의 저장 중 탱크 내부의 부식이나 누유방지
- 안전 고려, 탱크 내 과압발생 또는 충전요망 시, 제어실에서 인지 가능토록 센서 설치
- 용량 : kerosene모사탱크 또는 발사체의 시험 시 요구되는 추진제 양의 최소 2회분 저장
- 국내법규에 의거한 충분한 설계/제작/설치

2) 주 공급 배관

- 부식에 강한 재질의 재료의 사용

3) 각종 밸브

- kerosene 공급유량측정과 제어 가능
- 유공압 밸브와 전자식 밸브사용

4) 드레인 탱크

- kerosene 배출이 용이한 구조
- 다른 가연성물질과의 거리유지(관련법규근거)

5) 질소 가압 시스템

- 시험 중 모사탱크 또는 발사체의 압력이 규정치 이하보다 낮을 경우 자동으로 질소 가압하여 시험조건에 맞출 수 있어야 함

- 6) kerosene 이송
 - 원심펌프사용
 - 컨트롤 밸브와 유량계로 측정과 조절 가능
 - 최대사용압력 : 10 kgf/cm²
- 7) 시험 중 이상 발생시
 - 추진제 모사 탱크 또는 발사체의 kerosene을 신속하고 안전하게 배출
 - 중력에 의한 배출
 - 순수 질소를 이용한 비상 가압 배출

다. 질소시스템

IPP에서의 질소의 사용범위는 상당히 많다. 아래는 질소의 용도를 나타낸다.

- 유공압 시스템의 shut-off 밸브 구동
- 액체로켓엔진의 재생냉각 채널의 진공생성을 위한 이젝터의 작동
- 각종 기밀시험을 수행하기위한 압력 공급
- 발사체 폐징
- 연소시험 중 발사체의 폭발방지를 위한 불활성 분위기 유지
- 화재 발생시 발사체 주요 부위의 소화용

질소 시스템은 N₂를 저장/공급하는 모든 범위로 주요구성품은 외부 저장탱크, 공급배관, 각종밸브, 기화시스템, bottle, 고압저장 bottle과 고압질소를 각 시스템으로 분배하는 control panel로 구성된다. 각 서브시스템의 요구조건과 구성은 다음과 같다.

- 1) 외부저장탱크
 - 액체질소의 안전한 저장
 - 수동조작 및 자동조작 가능
 - 각종게이지들의 원거리 확인가능과 조작가능
 - 안전 고려, 탱크 내 과압발생 또는 충전요망시, 제어실에서 인지 가능토록 센서 설치
 - 용량 : 최소한 2회의 시험을 위한 시험 준비단계와 시험의 진행, 시험후의 유지까지의 최대 질소 소모량의 1.5배 정도
 - 국내법규에 의거한 설계/제작

- 2) 기화시스템
 - 액체질소를 기체질소로 기화 및 승압을 위한 이송용
 - 기화기 -> 액체질소를 기체질소로의 변환

- 3) 기체질소의 저장
 - 주요배관
 - Bottle → 기체질소의 저장
 - 질소를 이용한 가압방식

- 4) 일반질소와 순수질소
 - 순수질소 -> 산소시스템 및 고온질소용
 - 연소시험 중 발사체 모사 탱크 또는 발사체 탱크의 추진제 가압 압력이 규정치 이하로 떨어질 경우의 산화제 모사탱크의 비상가압
 - 발사체 시험 중 수행하는 모든 기밀시험을 위한 압력공급
 - 시험시설의 운용 중 질소의 상태를 모니터링 할 수 있게 시스템구성 필요
 - 탈지 및 건조가 용이한 설계/제작
 - 일반질소
 - 연소시험 중 발사체 모사 탱크 또는 발사체 탱크의 추진제 가압 압력이 규정치 이하로 떨어질 경우의 연료 모사탱크의 비상가압
 - 각종 공압 밸브의 작동

라. 고온질소시스템

산화제 시스템과 발사체 모사 탱크 등을 탈지한 이후 탈지액을 순수 질소를 이용하여 건조시키는 장치이며 질소 공급온도 및 압력을 자동 제어장치로 제어할 수 있도록 구성되어야 한다.

- 고압질소 시스템의 순수질소이용
- 전기식 히터 이용 가열, 고온용 유공압 밸브
- 별도의 온도 조절시스템 구성 필요(사용온도 조절가능)

마. 헬륨시스템

액체로켓엔진 및 발사체 추진계통의 밸브 등을 작동하기 위해 엔진 및 발사체에 설치되는 고압 헬륨가스 탱크에 헬륨을 공급하는 장치이다. 시스템 구성은

압축기, 압축된 헬륨을 저장하는 고압 헬륨 저장 bottle과 이를 발사체로 공급하는 공급 배관 및 밸브로 구성된다.

- 가압방식 : 고압부스터 이용
- 압력조절기를 이용, 요구되는 압력으로의 조절 가능
- 연소시험에 소모되는 양의 최소 2.5배의 용량

바. 탈지시스템

산화제 시스템을 포함하여 이것과 연결되는 모든 시스템의 유지(oil)를 제거하기 위해 필요한 장치이다.

- 탈지액 : 메타크린, 에틸 알콜 또는 유사한 세정액
- 메타크린 : 사용량이 많을 경우 폐기 처분치 않고 이를 재활용 할 수 있는 방안의 검토 필요
- 탈지 작업 구간(탈지구간의 세분화와 명확성, 탈지 방안 요구)
 - 기체 질소의 기화기 배관
 - Purging 배관
 - LOx 공급시스템 전 배관
 - He 공급배관

3.2.2 화염유도로(Flame Deflector)

연소시험 중 엔진으로 배출되는 고온/고속의 연소 가스로부터 시험설비를 보호하기 위해 연소가스에 냉각수를 공급하여 연소가스의 에너지를 낮추는 장치이다. KSLV-1의 경우엔 많은 냉각수가 소모되므로 Flame deflector의 냉각효율을 최대화 시킬 수 있는 방안이 절대적으로 필요로 한다. 그러므로 최대효율의 냉각방법을 강구하여 최적의 시스템을 구축하여야만 한다. 또한 Flame deflector의 위치에 따라 IPP의 외관 형태가 바뀌는데 Flame deflector가 지상/지하에 설치됨에 따른 설비의 장단점과 비용문제 그리고 유지보수와 작업의 효율성이 높은 설치위치를 선택함에 있어서 신중함을 기하고 최적의 설치 위치를 찾아야만 한다.

가. 기능

연소 시험 중 엔진으로부터 발생하는 acoustic wave로부터 발사체 또는 발사체 모사 장비가 손상을 입지 않도록 한다.

나. 구성

화염 유도로 구조물, 냉각수 저장 탱크, 냉각수 공급 펌프, 냉각수 공급장치 등

- 화염 유도로 구조물
 - IPP 설계 기준에 맞게 시험 중 연소가스의 역류 및 자체 구조 손상이 없도록 설계
 - IPP 시설배치 Lay-out에 맞도록 설치
 - 냉각수 소모량 최소화 할 수 있는 최적설계
 - IPP 구축장소의 지반 구조에 따라 지하 매설식 또는 지상 노출식
- 냉각수 저장 탱크
 - 설계 기준 : 최적 냉각수 필요량 × 최대연소시간 × 1.2배(safety factor)
 - 최적 냉각수 필요량은 Water Injector 기본 설계에 의해 도출 가능(Flame deflector 최적의 냉각방식선택 후의 초당 냉각수의 양 고려)
 - 최대 연소시간 : 300초 기준
- 냉각수 공급 펌프
 - 설계 기준 : 최적 냉각수 필요량 × 최대연소시간 × 1.2배(safety factor)
 - 최적 냉각수 필요량은 Water Injector 기본 설계에 의해 도출 가능(Flame deflector 최적의 냉각방식선택 후의 초당 냉각수의 양 고려)
 - 최대 연소시간 : 300초 기준
 - 냉각수 공급 펌프의 형식에 따라 필요 전력량이 변동될 수 있으므로 전력량 최소화 설계 필요
 - 냉각수 공급펌프의 작동상태를 중앙에서 모니터링 할 수 있도록 설계
- 냉각수의 소모량이 많기 때문에 냉각수의 재사용 및 환경오염 방지에 대한 방안을 고려하여 설계

다. Flame deflector의 냉각방식

Flame Deflector의 냉각에는 다양한 방식이 적용 가능하나, 이를 모두 고려하여 설계하는 것은 어려우므로 본 기술자료를 통해 다음 세가지 냉각 방식을 제안하고자 한다. 향후 설계과정에서 가장 최적의 방안 선정하여야 하며, 그 결과가 최종 설계에 반영될 것이다.

- 코어 인젝션 방식 (Core injection Type)
 - 연소 화염 내부에 냉각수 분사설비를 위치시켜 화염의 온도를 직접 낮추는 방식
 - 냉각수 소모량이 가장 적은 장점
 - 냉각수 분사설비 자체가 고온, 고유량 연소 화염에 직접 노출되므로 이에 대한 대비책을 설계단계에서 고려 필요
 - 김벌링 시 냉각 효과가 낮아질 수 있으므로 이에 대한 대비책 고려 필요
- 벽 인젝션 방식(Side injection Type)
 - Flame Deflector 표면에서 화염쪽으로 물을 분사하는 방식
 - 코어 인젝션 방식과 유사하나 코어 인젝션에 비해 소모되는 냉각수의 양은 증가
 - 코어인젝션과 병행할 경우 효과적임
- 바닥냉각식 (Film Cooling Plate)
 - Flame deflector 바닥에 고압의 냉각수 공급하여 바닥보호
 - 연소가스 온도강하 시키는 역할
 - 엔진의 김벌링과 cluster 형태의 발사체까지 시험가능
 - 설비 구성에 따라 인젝션 방식에 비해 규모가 5 ~ 10배 이상 커질 수 있음

라. Flame deflector의 요구 조건

- 물을 이용, 후류가스를 냉각하는 방식
- 물탱크 용량은 최대 연소시험 시간을 충족시킬 것
- 엔진으로부터 배출되는 케로신, 액체산소 및 기타 미연소가스를 안전하게 배출시킬 것
- Flame deflector에 부딪친 후류가스에 의해 발

생하는 acoustic wave가 발사체 또는 엔진 시스템에 영향을 미치지 않도록 할 것

- 연소가스에 의해 구조물 또는 바닥면이 손상되지 않도록 할 것

3.2.3 제어계측시스템

제어계측시스템은 IPP 설비 전체를 한곳에서 제어 및 모니터링할 수 있도록 시스템 통합화를 이룩할 예정이며, 우주센터 네트워크 망을 활용함으로써 우주센터 및 발사대와의 시스템 통합을 추진하고자 한다. 각종 계측관련 항목들은 충분한 안전성과 정확성을 확보할 수 있도록 설계할 것이며, 비상상태 발생시에도 시험인원 및 설비에 대한 안전성을 확보하기 위해 적절한 비상정지 로직 개발에 중점을 둘 예정이다.

3.2.4 구조물

구조물은 그림 3의 조감도와 같이 설계할 예정이다. PTA-II와 유사한 형태 및 기능을 가지게 될 것으로 보이나 규모면에서 상당히 커질 것으로 예상되며, 대부분의 구조물이 향후 계속될 개발 프로그램을 고려하여 영구적 시설물로 설치할 계획이다. 구조물 및 건축물 설계시 중점적으로 고려할 사항으로 시험 대상물인 Vehicle이 상당한 증량물이 될 것이며 또한 시험 중 발생하는 추력과 진동을 구조물에서 잘 흡수하여 문제가 발생하지 않도록 하는 것이다.

3.2.5 보조설비

보조설비로는 표 2의 Utility 부분과 같이 소화설비, 가스 모니터링 설비, 방풍, 영상설비, 냉각수 정화설비 등을 고려하고 있다. 이들 설비들은 대부분 원활한 시험 진행을 돕고, 전체 설비의 안전을 위한 기능들을 수행하게 된다. IPP Test Facility에서는 설계단계에서부터 보조설비를 포함시킬 것이며, 설계가 진행됨에 따라 안전성 평가 및 국내외 자문들을 통해 최적의 설계가 되도록 할 것이다. 또한 보조설비의 대부분이 우주센터 자체 시스템과의 연계를 가져야 할 것으로 예측되기 때문에 이 부분 또한 중점 고려대상으로 고려하고 있다.

3.3 주요 시험 내용

IPP Test Facility에서 수행될 예정인 주요 시험들은 다음에서와 같이 크게 비 연소시험과 연소시험으로 구분할 수 있으며, 이러한 각각의 시험들이 단계별로 원활히 수행될 수 있도록 시험/평가 설비가 체계적으로 구성되어야 하며 설계단계에서 충분히 반영되어야 한다.

표 3. IPP 시험설비 활용 시 가능한 시험

구 분	시 험 내 역
비연소시험	- 자체 검증시험 • 강도 / 기밀시험 • 작동시험 • 시퀀스 확인시험 - 추진기관 공급계 검증시험 • 조립성 검사시험 • 강도 / 기밀시험 • 작동시험 • 시퀀스 확인시험 • 추진제 주입 / 배출시험 • 실추진제 수류시험
연소시험	- 추진기관 공급계 성능시험 • T/P 작동시험 • 시퀀스 확인시험 • 점화시험 - 연소시험 • 추진기관 공급계 자체시험 • 엔진 김벌링 연소시험
기타	- 발사체 부품 및 서브시스템 검증 및 성능 확인시험 - 발사체 기초기술연구를 위한 각종 시험

4. 설계 최적화 연구

IPP Test Facility 설계에 있어 현재 정확한 Spec. 산출을 위해 기본설계 과정에서 다음과 같은 최적화 연구를 수행할 계획이다.

- Flame Deflector 최적 설계 및 냉각방식
- LOx 시스템 탈지(Degrease)방안 및 결과 분석 방안

4.1 Flame Deflector 최적 설계 및 냉각 방식 연구

Flame Deflector의 형상 및 냉각 방식에 따라 냉각수 탱크의 크기, 전력 소모량, 시험 준비 기간 등 많은 부분에 영향을 미치므로 효율적인 냉각 방식 개발이 절실하다. 이에 항공우주연구원에서는 다음과 같은 Flame Deflector 최적 형상 및 냉각에 대한 기초 연구를 수행하여 Flame Deflector 최적 설계안을 도출하고자 한다.

- 시험장 부지 여건을 고려한 최적 형상 도출
- 엔진에서 발생한 화학적 에너지와 이를 상쇄시킬 냉각수량의 상관관계 파악
- 최적의 냉각 방안 제시

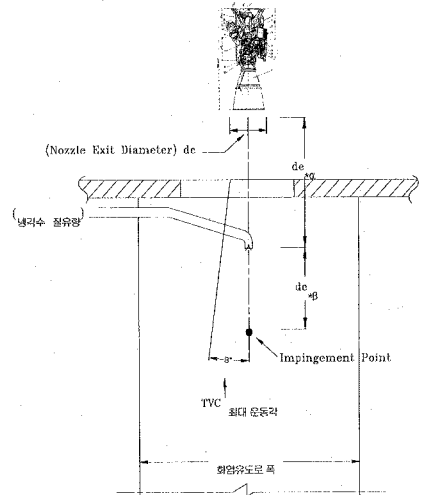


그림 4. Flame Deflector 냉각시스템 예

4.2 LOx 시스템 탈지 방안 및 결과분석방안 연구

KSLV 및 IPP Test Facility에서 탈지는 매우 중요하다. 그러나 KSR-III 과제 수행 시에 경험한 바와 같이 국내 기술 규격에서는 이에 대한 절차나 규제치가 규정되어 있지 않다. 조사한 바로는 일부 규격이 있기는 하나, 대부분 산업용 부품에 대한 규격인 관계로 로켓과 같이 고압, 고 유량 시스템에 적용하기에는 무리가

있다. 따라서 항공우주연구원에서는 관련 국내의 기술 수준을 파악하고 필요 기술에 대한 최적화 연구를 통해 KSLV 개발 및 IPP Test Facility 개발 및 운용에 기준으로 삼고자 한다.

5. 결 론

지금까지 KSLV용 추진기관 종합시험설비의 개념설계 수행 결과를 정리하였다. 개념설계는 설비 구축에 필요한 각종 단계에 있어 가장 기초적인 단계로 향후 수행될 업무의 기본 방향을 잡는 일이다. 본 논문에서는 개념설계 연구의 결과를 제시하였고, 이를 토대로 향후 진행될 IPP 시험설비 기본설계 및 상세설계 진행의 기초로 삼고자 한다.

참 고 문 헌

1. 'KSLV용 IPP 개념설계 연구', 강선일 외, 제 4회 우주발사체기술 심포지움, 2003.
2. 'PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III Rocket 추진기관 종합시험', 강선일 외, 제20회 한국추진공학회 춘계학술발표대회, 2003.
3. '터보펌프식 액체로켓의 추진제 공급시스템 설계', 조기주 외, 추계우주과학회, 2003.
4. 'LOX 안전 취급 규칙', KARI-PSI-TN-2000-002.
5. '액체추진제 로켓 연료 안전 취급 규칙', KARI-PSG-TM-2002-012.
6. 'SRR of KSLV-I', KSLV Program Office, 2003.