[特輯] 技術論文

한국형발사체 액체로켓엔진 시스템

조원국* · 박순영** · 문윤완** · 남창호** · 김철웅** · 설우석**†

Liquid Rocket Engine System of Korean Launch Vehicle

Won Kook Cho* · Soon Young Park** · Yoon Wan Moon** · Chang Ho Nam** · Chul Woong Kim** · Woo Seok Seol**†

ABSTRACT

A system design has been conducted of the liquid rocket engine for Korean launch vehicle (KSLV-II, Korea Space Launch Vehicle II). The present turbopump-fed liquid rocket engine of vacuum thrust 76 ton and vacuum specific impulse 297 sec adopts gas generator cycle. The combustion pressure of the regeneratively cooled combustor is 60 bar. The propellant is LOx/kerosene. The engine is started by pyrostarter and the combustor is ignited by TEA (TriEthylAluminium). The engine system performance and the subsystems performance requirements are given through energy balance analysis. The combustion pressure, specific impulse and the engine mass are analyzed to be reasonable comparing with the published data. The startup analysis method which will be used in the future has been validated against the turbopump-gas generator coupled test. The tuning method for performance variation of the engine which is not actively controled has been prepared by mode analysis and performance deviation analysis.

초 록

한국형 발사체 (KSLV-II, Korea Space Launch Vehicle II)에 적용될 액체로켓엔진의 시스템 설계를 수행하였다. 진공 추력 76톤, 진공 비추력 297 sec인 본 엔진은 가스발생기 사이클로 터보펌프 가압방식을 적용한다. 연소기는 재생냉각형이며 연소압 60 bar이다. 추진제는 액체산소/케로신 조합이다. 엔진 시동은 파이로시동기를 이용하며 연소기 점화는 TEA (TriEthylAluminium)를 사용한다. 에너지 밸런스 해석을 통해서 엔진 시스템 성능과 서브시스템 요구 성능을 결정하였다. 연소압, 비추력 및 엔진 무게의 적정성을 사례분석을 통하여 평가하였다. 터보펌프-가스발생기 연계시험과 비교하여 시동 해석 방법을 검증함으로써 향후 적용을 위한 준비를 마쳤다. 본 엔진은 능동제어를 적용하지 않으며 모드해석과 분산해석을 통해서 성능 보정 방안을 확정하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), System Design(시스템 설계), Regenerative Cooling (재생냉각), Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), LOx/kerosene(액체산소/케로신)

접수일 2010. 1. 4, 수정완료일 2010. 2. 9, 게재확정일 2010. 2. 13

* 종신회원, 한국항공우주연구원 발사체엔진팀
** 정회원, 한국항공우주연구원 발사체엔진팀
† 교신저자, E-mail: wsseol@kari.re.kr

1. 서 론

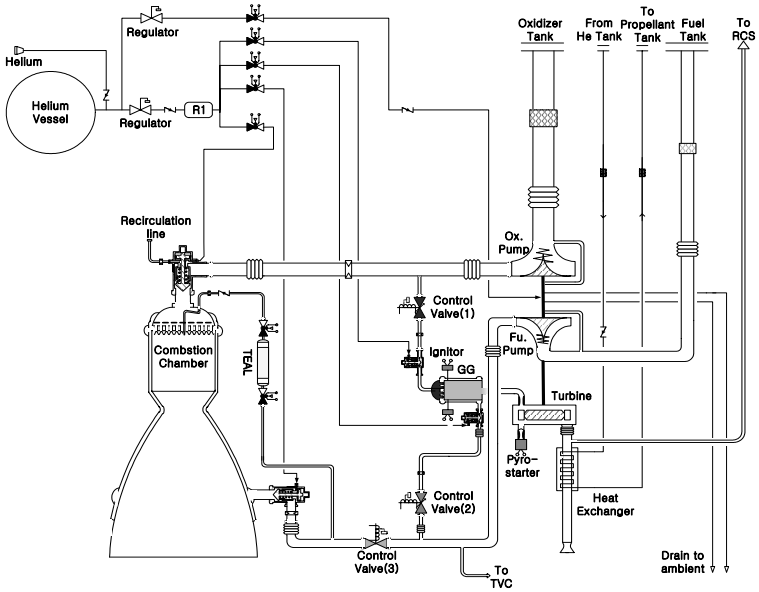

Fig. 1 Schematic of 75ton engine system

우주기술은 당대 최고 수준의 기술이 적용되며 해당국가의 기술개발을 선도하는 역할을 한다. 또한 우주기술은 응용 분야가 정밀지도제작, 기상예보, 자원탐사, 재난예보, 방송통신, 위치정보 등으로 매우 광범위하며 타 산업에 대한 기술파급 효과가 큰 고부가가치 성장 동력이다.

한국형발사체 개발사업 (KSLV-II)은 우주개발진흥기본계획에 의거하여 소형위성발사체 개발사업의 후속사업으로 진행되며 1.5톤급 실용위성을 고도 700km 전후의 태양동기궤도에 진입시킬 수 있는 우주발사체 개발이 목표다[1]. 한국형발사체를 개발함으로써 우리나라는 아리랑 위성급의 실용위성을 자력으로 발사할 수 있는 능력을 보유하여 명실상부한 위성의 자력 발사·활용 능력을 보유하게 될 것이다. 한국형발사체의 개발 성공을 위해서는 고추력 액체엔진의 개발이 필수적이다. 본 연구에서는 KSLV-I 선행연구에서 진행된 30톤급 액체로켓엔진 기술을 확장하여 한국형 발사체에 적용 가능한 75톤급 액체로켓엔진의 시스템 설계 결과를 기술하고자 한다. 본 문서에서는 액체로켓엔진의 사이클과 주요 구성요소의 선정, 구성품의 성능 및 무게 할당 등을 설명하였다.

2. 시스템 구성

한국형 액체로켓엔진은 진공추력 75톤급으로 KSLV-II의 국내 독자개발을 염두에 두고 제안되었으며 Table 1의 요구조건에 대한 시스템 설계가 진행되었다. 엔진시스템 구성을 위하여 현재 항공우주연구원 (KARI)에서 개발 중이거나 개발 가능하다고 생각되는 기술을 적용하여 엔진 시스템이 구성되었다. 사이클 선정 등 아래의 구성안은 30톤급 엔진 기술[2]을 활용하였다. Fig. 1은 75톤급 엔진의 구성도[3]를 나타내며 Fig. 2는 조립 형상[4]을 나타낸다. 엔진 시스템의 구성 결과는 Table 2와 같다.

2.1 추진제 공급 방식

추진제 공급방식으로 KSR-III에서 사용된 가압방식과 터보펌프를 이용하는 펌프 공급방식을 검토하였다. 소형, 저추력 액체 로켓엔진에서는 별도 탱크에 저장된 가압용 가스로 추진제 탱크를 가압하여 추진제를 엔진 연소실로 공급하는

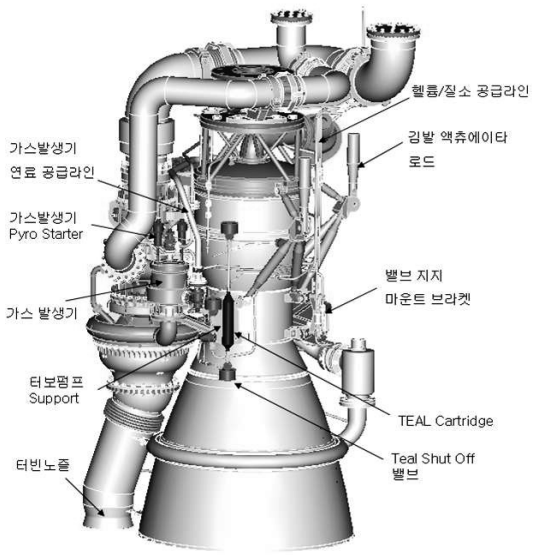

Fig. 2 CAD model of engine system[4]

가압방식이 사용되지만 고추력 액체 엔진에서는 터빈으로 구동되는 펌프를 이용하여 추진제를 연소실로 공급하는 펌프 공급방식이 주로 사용된다. 이는 액체 엔진을 고성능화하기 위해서는 연소실 압력을 높여야 하는데 가압식 추진제 공급 방식으로 얻을 수 있는 연소실 압력에는 한계가 있고 또 이 경우 추진제 탱크가 고압에 견딜 수 있도록 제작되어야 하기 때문에 추진제 탱크의 무게가 지나치게 무거워져서 발사체의 구조비에 악영향을 미치기 때문이다. 펌프 공급방식의 경우 추진제 탱크의 압력과 무관하게 엔진의 연소압을 설정할 수 있는 장점이 있으나 가압식 추진제 공급방식에 비하여 시스템이 복잡해지는 단점이 있다. 상기 장단점을 고려하여 한국형 발사체의 액체 엔진은 펌프 공급방식으로 결정되었다.

2.2 엔진 시스템 사이클

펌프 공급방식 로켓엔진 시스템의 대표적인 형태로는 가스발생기 사이클, 팽창식 사이클, 단계식 연소 사이클의 3가지로 구분할 수 있다. 이 세 가지 사이클 중에서 가스발생기 사이클은 터빈을 구동시키는 데 사용한 연소 가스가 주

Table 1. Requirement of thrust and specific impulse

	1단용 엔진	
추력, tf	진공	75
	해면	> 65
비추력, sec	진공	297
	해면	> 257

Table 2. Composition of engine system

설계 인자		적 용	비 고
추진제		액체산소 + kerosene	저장성, 안정성, Heritage*
추진제 공급방식		펌프 공급	고압 연소 및 무게 절감
엔진 사이클		개방형 사이클 (가스발생기)	단순한 구조와 높은 신뢰도
연소기 냉각		재생냉각	긴 연소시간에 유리
터빈 시동방식		고체연료 시동기	단순한 구조와 무게 절감
점화방식	연소기	TEA(Triethyl-aluminium)	Heritage*
	가스발생기	Pyrotechnic 점화기	점화 신뢰성

Heritage* = KSR-III

연소실에서의 주추진제 역할을 하지 않는 개방형이고 다른 2개 사이클은 폐쇄형에 해당한다.

한국형 발사체 엔진은 가스발생기 사이클로 구성된다. 이 방식에서 추진제 탱크나 엔진의 주 추진제 공급 라인으로부터 분기되어 공급된 추진제는 가스발생기에서 연소되며 발생된 연소가스는 터빈을 구동한다. 이 시스템은 구성이 간단하고, 파이프나 펌프에 인가되는 압력이 비교적 낮아서 무게 효율 면에서 다른 시스템에 비하여 우수하고, 개발비용과 시험비용이 적게 소요된다. 반면 가스발생기 사이클 엔진은 일반적으로 비추력 성능이 낮은데 가스발생기 연소가스는 통상 연료 농후 조건으로 주연소기의 연소가스에 비하여 가스 온도가 낮으며 터빈을 구동시킨 연소가스가 연소실로 들어가지 않고 엔진 노즐 팽창부나 터빈 배기 덕트를 통해 외부로 배출되기 때문이다. 이러한 성능 감소에도 불구하고 엔진시스템의 간결한 구성과 낮은 시스템 중량, 그리고 높은 신뢰성으로 인하여 부스터 및 상단 액체 엔진시스템에 많이 적용되고 있다.

Table 3. Liquid propellant for space launcher[3]

국 가	발사체	산화제	연 료	사용단
미국	타이탄 4	사산화질소 액체산소	Aerozine-50 액체수소	1, 2, 3
	아틀라스	액체산소	RP-1	1, 2
	델타	액체산소 사산화질소	RP-1 Aerozine-50	1, 2
	센터	액체산소	액체수소	상단
	우주 왕복선	액체산소	액체수소	주엔진
중국	FB-1	사산화질소 액체산소	UDMH 액체수소	1, 2, 3
프랑스	아리안 4	사산화질소 액체산소	UDMH 액체수소	1, 2, 3
	N-2	액체산소 사산화질소	RP-1 Aerozine-50	1, 2
일본	H-1	액체산소 액체산소	RP-1 액체수소	1, 2
	H-2	액체산소	액체수소	1, 2
러시아	소유즈	액체산소	kerosene	1, 2
	프로톤	액체산소	UDMH	1, 2
	SL-13	액체산소 사산화질소	UDMH Aerozine-50	0, 1, 2

*Aerozine-50: hydrazine과 UDMH 1:1 혼합연료

2.3 추진제

액체 엔진에서 추진제의 선정은 중요한 변수이며 추진제의 선정에 따라 시스템의 성능뿐만 아니라 엔진 각 부품에 대한 설계의 제약조건이 변경된다. 실제로 많은 추진제의 조합이 가능하지만 한국형 발사체 액체 엔진에는 KSR-III와 KSLV-I에서 개발된 액체 엔진의 경험을 최대한 활용하기 위해 액체 산소/케로신을 사용한다. Table 3에 각국의 대표적인 엔진에서 사용하는 추진제 조합을 정리하였다.

산화제로 가장 널리 사용되는 액체산소는 취급과 저장이 비교적 안전하고 무독성이며 부식성이 없어서 저장 용기의 재질에 영향을 미치지 않는 장점이 있다. 알루미늄, 스테인레스, 니켈 합금, 동, 테프론 등으로 저장탱크를 제작할 수 있다. 그러나 극저온 상태에서 저장되기 때문에 탱크, 도관, 밸브 등을 절연체로 잘 보호하지 않으면 증발로 인한 손실을 가져올 수 있다.

탄화수소 계열의 연료는 연소 시에 백황색의 밝은 화염을 띄며 운용이 비교적 쉽고 낮은 가격에 우수한 공급성을 가지고 있다. 대표적인 탄화수소 계열 연료는 항공기용 등유 (케로신)나 로켓 추진제로 특수 정제된 RP-1 그리고 메탄을 들 수 있다. RP-1의 경우 성능 면에서는 가장 우수한 탄화수소계열 연료이지만 수출허가 품목이기 때문에 수입에 어려움이 따르며 국내 우주발사체 사업을 위한 자체 정유시설의 설치는 경제성이 떨어지는 등의 문제가 있다. 현재 가장 적당한 연료는 저장과 운용이 간편하며 비교적 낮은 가격에 원활한 공급이 가능한 케로신이라 할 수 있다.

2.4 연소기 냉각 방식

액체 로켓 엔진에서 연소기의 냉각 문제는 시스템 설계 시에 고려되어야 할 중요한 문제 중의 하나이다. 액체 로켓 엔진의 연소실 내벽은 고온/고압의 극심한 열환경에 노출되므로 적절한 방법을 통하여 연소기 벽면을 냉각시켜 주어야 한다. 재생냉각은 액체 로켓 엔진에서 가장 보편적으로 사용되는 냉각 방식으로서 추진제가 추력실 벽을 따라 냉각튜브를 흐르면서 추력실 내부벽을 냉각시키고 연소실로 들어가게 함으로써 추력실 내부벽의 온도를 안전한 수준으로 유지시키는 방법이다. 재생냉각에서는 추진제에 흡수된 열이 다시 연소실에 공급되므로 냉각에 따른 성능 손실이 없으며, 삭마냉각에서와 같이 시간에 따른 노즐 형상의 변화가 없고, 냉각시간의 제한도 없다. 재생냉각은 또한 비교적 무게의 부담이 크지 않은 냉각방법이기도 하다. 단점으로는 추진제가 냉각튜브를 통과할 때 발생하는 압력 손실만큼 추진제 공급계에 부담이 주어지고 추진제가 냉각튜브 내에서 기화하면서 발생될 수 있는 냉각 실패로 인한 신뢰성 저하가 문제가 된다. 엔진의 고성능화와 엔진 시스템 무게로 인하여 액체로켓엔진에서 재생냉각 방식은 일반적이며 한국형 발사체 엔진 역시 재생냉각형을 적용한다.

2.5 시동 및 점화 방식

엔진 시동을 위해서는 초기에 터빈을 구동시켜 펌프를 가동시킴으로써 연소기와 가스발생기

로 추진제가 공급될 수 있도록 하는 에너지원이 필요하다. 이와 같이 엔진 시동을 위해 초기에 터빈을 구동시키는 방법으로는 고체 추진제 모터를 이용하는 방법, 고압 압축가스를 이용하는 방법, 추진제 탱크의 정수압을 이용하는 방법 등이 있다. 한국형 발사체 엔진은 신뢰도와 시스템의 무게를 고려하여 고체 추진제 터빈 시동기를 이용하는 방법을 적용한다. 고체 추진제 터빈 시동기는 경우에 따라 가스발생기의 점화장치 역할을 겸할 수 있다. Table 4에서 주요 엔진의 시동 방식을 확인할 수 있다.

Table 4. Start/ignition methods[3]

엔진	터빈 시동	연소기 점화	가스발생기(프리버너) 점화
LE-5	수소가스	스파크 점화	스파크 점화
Fastrac	헬륨 가스	점화 연료 (TEA/TEB)	고체점화기 (pyro-igniter)
RD-191	없음	점화 연료	점화 연료
11D58M	없음	점화 연료	점화 연료
RD-161B	산소가스	가스 점화기 (GO2+Kerosene)	가스 점화기 (GO2+Kerosene)
NK-33 (AJ26-59)	고체 스타터	고체 점화기	점화연료 (TEA/TEB)

3. 시스템 성능

가스발생기 사이클 엔진은 몇 개의 주요 부품으로 단순화하여 모사할 수 있다. Fig. 3은 가스발생기 사이클의 에너지 밸런스 해석 알고리즘을 나타낸다. 본 해석을 통하여 요구 추력을 줄 수 있는 서브시스템의 성능 조합을 결정할 수 있으며 엔진 시스템의 비추력 성능을 구할 수 있다. Table 5는 본 해석 결과로 구해진 엔진 시스템 규격을 나타낸다.

엔진 성능이 적정 수준인지 확인해 보자. Fig. 4에서 구식 설계와 최신 설계 엔진의 연소압 차이를 확인할 수 있다. 최신 설계의 경우 추력 증가에 따라 연소압이 꾸준히 증가되는 경향을 보인다. 연소압을 결정하는데 추력만을 고려하지는 않기 때문에 추력과 연소압의 선형적인 비례관계가 최신 설계의 특징이라고 보기는 어렵다. McHugh[7]의 데이터베이스에서 최신 설계는

Table 5. Engine system spec.

vacuum specific impulse (s)	297
sea level specific impulse(s)	260
vacuum thrust (t)	76
sea level thrust (t)	67
propellant flow rate (kg/s)	256
mixture ratio	2.195
expansion ratio	12

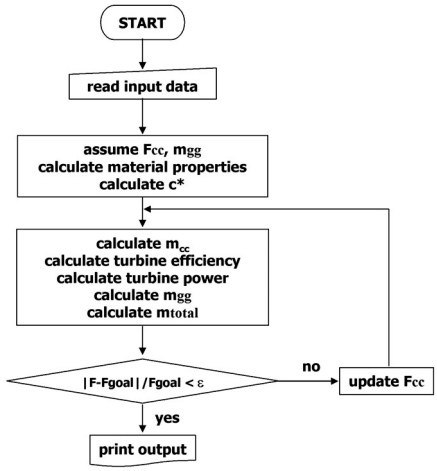

Fig. 3 Algorithm of energy balance analysis[6]

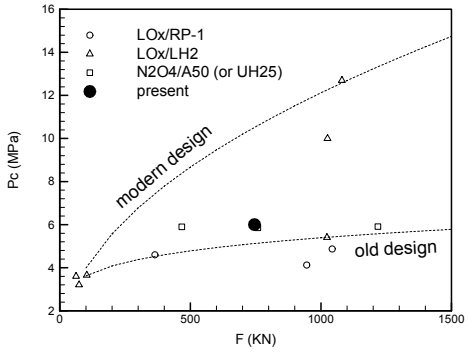

Fig. 4 Thrust vs. combustion-pressure

모두 수소를 사용하고 있다. 엔진의 냉각 문제는 고압화의 가장 큰 문제가 되는데 수소는 고온에서 코킹 문제가 없고 비열이 커서 냉각성능이 케로신에 비하여 월등히 높기 때문에 고압화에 적합하다. 연소압을 최신 설계와 구식 설계에 의한 구분이 아닌 연료의 함수로 구분한다면

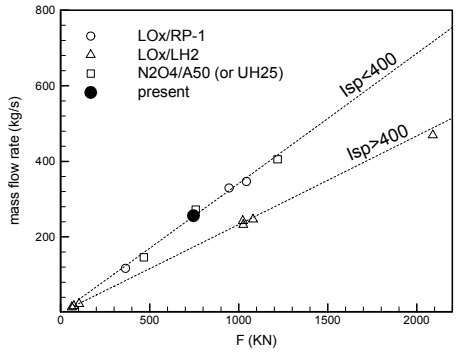

Fig. 5 Thrust vs. propellant-flow-rate

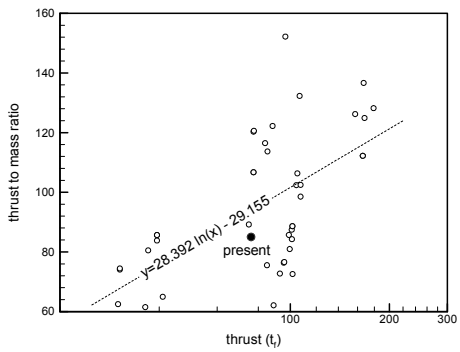

Fig. 6 Thrust vs. thrust-to-mass-ratio

본 연구에서 적용한 연소압은 F-1 엔진을 제외하면 가장 높은 수준이므로 본 설계는 고성능을 지향한다고 할 수 있다.

Figure 5는 엔진의 추력과 소요되는 추진제 유량의 관계를 나타낸다. 비추력은 추력과 추진제 유량의 비율로 정의되므로 본 엔진 비추력의 적정성을 판단할 수 있다. 문헌[7]의 결과는 이론적인 값이 아닌 실존 엔진의 통계적인 값이므로 설계값이 지나치게 크게 책정되거나 과소평가되었는지에 대한 기준으로 이해할 수 있다. 비추력이 400 이상인 경우는 수소엔진을 나타내며 400 미만의 경우는 RP-1이나 접촉발화성 연료를 사용한 경우이다. Fig. 5의 비교에서 본 엔진은 적정 수준의 비추력을 가지는 것으로 결론내릴 수 있다.

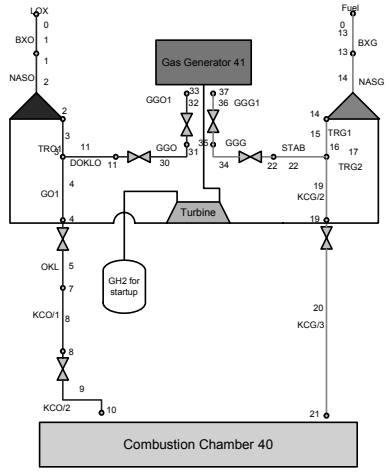

Fig. 7 Analysis model of TP-GG closed loop test[11]

4. 엔진 무게 할당

엔진 무게 제한은 향후 변동 가능성이 있으며 실존 엔진의 추력/무게 비율을 분석하여 엔진 무게 조건으로 차용할 수 있다. Fig. 6은 추력과 추력-무게비에 관한 통계자료[8]이다. 추력 75톤 수준에서 추력/무게비는 대략 60~120이다. 그림에서 본 엔진의 추력/무게비가 적정 수준에 있음을 확인하였다. 또한 문헌[9]에 의하면 엔진 개념설계 단계에서 확대비, 추력, 연소압과 엔진의 무게에 대한 함수관계를 제시한 바 있다.

5. 시동 특성

엔진 시스템의 성능 검증을 위하여 100회 이상의 실험이 수행되어야 하며 이를 위하여 시동/종료 시퀀스를 정해야 한다. 초기 시험에서 실험적으로 검증되지 않은 해석을 통해 시퀀스를 결정하여야 하기 때문에 유사 시스템에 대한 해석 기술의 검증이 선행되어야 한다. 이를 위하여 터보펌프와 가스발생기의 폐회로 시험모사를 수행하였다. Fig. 7은 폐회로 모사 회로를 나타

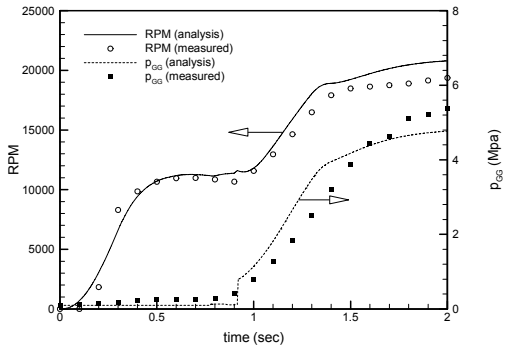

Fig. 8 Startup characteristics of TP-GG test article

낸다. 터빈은 수소 기체를 사용하여 시동하고 가스발생기의 연소 기체로 구동된다. 연소기의 경우 연소압에 해당하는 차압을 줄 수 있는 오리피스를 장착하며 해석상에서는 연소기가 장착되어 있는 것으로 모델링하였다. 해석에는 수력학적 배관 채움 시간과 유동저항 등에 대한 관계식[10]을 이용하였고 터보펌프는 각각의 헤드와 효율을 시험에서 검증된 식으로 수정하였다. 또한 터빈의 경우도 동력을 효율과 질량유량이 포함된 식으로 유도하여 해석 프로그램에 도입하였다. 가스발생기 연소현상의 경우 CEA[11]를 이용한 화학평형을 고려하여 Fig. 8과 같이 해석과 시험을 비교하였다. 그림에서 회전수의 증가 추이가 시험 결과와 일치하는 것을 볼 수 있다. 가스발생기 연소압의 경우 시험결과 보다 급하게 증가하는 경향을 보인다. 이러한 정량적인 차이는 가스발생기 연소압을 저혼합비 연소특성을 고려하지 않고 CEA[11]를 사용하여 화학평형반응으로 계산하여 추진제가 유입됨과 동시에 화학반응이 발생하는 것으로 모사하기 때문이다. 또한 측정의 경우, 센서포트의 길이로 인하여 측정결과에 응답지연이 포함될 수 있다. 위의 두 가지 효과에 의하여 가스발생기 압력 증가에 정량적 오차가 발생하는 것으로 보이나 연소 발생 시점 및 증가 추이 등 정성적인 특성은 일치한다.

터보펌프-가스발생기 연계시험을 통하여 시동 예측 프로그램을 검증하고 이를 이용하여 한국형 발사체 액체로켓엔진의 시동 특성을 예측할 계획이다. 엔진 시동에는 파이로 시동기[12]가 적용될 것이다. 밸브의 개폐지연, 터보펌프의 특성 및 성능, 가스발생기 및 연소기 연소 특성 및 배관 저항에 의한 압력 손실 등을 고려하여 시동 시퀀스를 결정할 것이며 엔진 시스템 시험을 통하여 최종적인 기술 검증이 이루어질 수 있을 것이다.

Table 6. Control of thrust and mixture ratio[3]

엔진	추력 제어	range %	혼합비제어	제어 대상	range %
Fastrac	X	+7.92/-6.16	X	-	+1.38/-1.38
RD-107	O	+4/-4	O	연료	+4/-4
RD-108	O	+5/-5	O	산화제	+5/-5
11D58M	O		O	연료	
RD-0110	O	+7.0/-9.5	O	연료	+11/-14
RD-120	O	+3.92/-5.11	O	연료	+5.2/-3.6
RD-191	O		O	연료	
F-1	X		X	-	
J-2	△		O	산화제	
RL-10A	O		O	산화제	
SSME	O		O	산화제	
Vulcain2	X		O	Ox TB	
HM7B	O		X	-	
RD-8	X	+4.5/-4.5	X	-	+8.0/-8.0
LE-5B	O		O	LOx TB	
LE-7	O		O		

6. 성능 보정

엔진의 설계와 제작 및 운행 중에 발생할 수 있는 여러 가지 성능 분산[13]을 보정하여 요구되는 추력과 비추력 및 혼합비 정확도를 유지하는 방안을 준비해야 한다. 본 연구에서는 비행 중 엔진의 능동 제어를 수행하지 않기 때문에 지상시험에서 이러한 보정이 최종적으로 수행되어야 하며, 이를 위해 엔진 시스템 구성에 보정기구와 보정기구의 제어범위에 대한 설계를 수행하고자 한다. Table 6[3]에 해외 여러 엔진의 추력 및 혼합비제어 유무와 그때의 추력 및 혼합비 분산범위를 나타내었다.

추력 보정과 혼합비 보정을 위한 보정기구를 어느 배관에 설치할 것인가는 중요한 문제가 될 수 있다. 단위 배관차압에 대한 제어대상 변수의 변화량을 영향계수로 정의할 수 있으며 각 배관에 대한 영향계수를 비교하여 해답을 구할 수 있다. 추력은 가스발생기 산화제 공급배관을 이용하여 보정하는 것이 효과적이며 혼합비는 연소기 산화제 공급배관을 이용하는 것이 효과적이다. 본 엔진에서 혼합비는 연소기의 연료배관차압으로 보정하는데 이는 영향계수 이외에 밸브 개발부담, 밸브무게 등을 종합적으로 고려한 결과이다. 즉 상온유체인 연료용 밸브 개발이 용이하며 유량 역시 연료가 산화제보다 작아 밸브 크기가 작기 때문이다.

7. 결 론

한국형 발사체에 적용될 75톤급 액체로켓엔진에 대한 시스템 설계를 정리하였다. 엔진 개념설계는 이전 연구인 30톤급 엔진에 대한 연구결과를 최대한 활용하였다. 가스발생기 사이클을 적용하였으며 액체산소/케로신을 추진제로 사용한다. 연소기는 재생냉각형으로 터보펌프에 의한 가압 방식을 사용한다. 에너지 밸런스 해석을 통하여 엔진 시스템과 서브시스템의 성능 규격을 결정하였다. 시동 특성 해석 방법은 터보펌프-가스발생기 연계시험결과와 비교하여 정량적인 정확성을 검증함으로써 향후 활용준비를 마쳤다. 모드해석과 분산해석을 통하여 엔진 시스템의 탈설계점과 성능분산을 예측하고 성능보정 방안을 결정하였다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 “한국형발사체 선행기반개발사업”의 연구결과 중 일부입니다.

참 고 문 헌

1. 이창진 외, 2009, 한국형발사체 개발을 위한 상세기획연구, 한국과학재단
2. Preliminary design review of KSLV-I Vol.2, 2004, 한국항공우주연구원
3. 조원국, 박순영, 남창호, 김철웅, 문윤완, 75톤급 엔진 시스템 구성, 2007, KARI-RET-TM-2007-002 한국항공우주연구원
4. 정용현, 이은석, 75톤급 액체로켓엔진 시스템 Lay-out 설계, 2008, KARI-RET-TM-2008-009 한국항공우주연구원
5. 박순영, 남창호, 액체로켓 엔진 energy balancing 문제해결을 위한 프로그램, 2005, KARI-REG-TM-2005-001 한국항공우주연구원
6. 조원국, 30톤급 액체로켓엔진의 에너지 밸런스 해석, 2009, KARI-RET-TM-2009-004 한국항공우주연구원
7. McHugh, B., “Numerical analysis of existing liquid rocket engines as a design starter,” 1995, AIAA-95-2970
8. 조원국, 박순영, 75톤급 엔진의 서브시스템 무게 배분, 2007, KARI-RET-TM-2007-004 한국항공우주연구원
9. O’Brien, C.J. and Ewen, R.L., 1981, Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study, NASA-CR-161748
10. 문윤완, 김승한, 설우석, “30톤급 액체로켓엔진 터보펌프-가스발생기 연계시험에서의 시동특성 해석,” 한국항공우주공학회 ‘09 추계학술대회 논문집, 2009, pp.577-580
11. McBride, B.J. and Gordon, S., Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA reference publication 1311, 1996
12. 문윤완, 김승한, 설우석, “다양한 구동가스를 사용한 액체로켓엔진의 시동특성 연구,” 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문

집, 2006, pp.216-220
13. 남창호, 조원국, 설우석, “가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진의 성능 분산 해석 및 활용,” 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문집, 2006, pp.191-195