



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(7), 517-524(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.7.517

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

저비용 발사체를 위한 다단연소 사이클 액체로켓 엔진 시스템 설계

조원국¹, 하성업², 김진한³

System Design of Staged Combustion Cycle Liquid Rocket Engine for Low Cost Launch Vehicle

Won Kook Cho¹, Seong-Up Ha² and Jin-Han Kim³

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

A system design has been performed for a vacuum thrust 88 ton staged combustion cycle rocket engine. Previous research has been used to estimate the performance of the engine components. And the algorithm has been proposed to evaluate the converged engine system performance. The present methodology has been verified by comparing the published data for RD-180. The present work adopts the most of the previous KSLV-II engine heritage for both performance improvement and cost competitiveness. The combustion pressure has been decided as 12MPa considering manufacturing difficulty, cost and performance improvement, and as a result the vacuum specific impulse has increased by 23.4s.

초 록

진공추력 88톤급 다단연소 사이클 로켓엔진의 시스템 설계를 수행하였다. 엔진 구성품에 대한 성능 평가는 기존의 연구를 활용하였으며 수렴된 엔진 시스템 성능을 구할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 본 연구 방법은 RD-180에 대한 기존의 연구와 비교함으로써 검증하였다. 본 연구는 가격 경쟁력을 고려하면서 성능 개선을 달성하기 위하여 한국형발사체 75톤 엔진의 개발 이력을 최대한 승계하였다. 엔진의 제작 난이도, 비용 그리고 성능 개선을 고려하여 연소압력 12MPa를 적용하였고 결과로써 23.4s의 진공비추력 향상을 얻을 수 있었다.

Key Words : Staged Combustion Cycle(다단연소 사이클), Liquid Rocket Engine(액체로켓 엔진), System Design(시스템 설계), Combustion Chamber(연소기), Turbopump(터보펌프), Preburner(예연소기)

† Received : May 28, 2019 Revised : June 28, 2019 Accepted : June 28, 2019

¹ Principal Researcher, ² Senior Researcher, ³ Principal Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : wkcho@kari.re.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Nomenclature

C_f	추력 계수	PR	터빈 압력비 ($= p_{tb}^1 / p_{tb}^2$)
ER	확대비	T	온도
F	추력	TIT	터빈 입구 온도
Isp	비추력	c^*	특성 속도
KSLV-II	한국형발사체	g	중력가속도
KSLV-IIA	한국형발사체 개선안	h	엔탈피
KSLV-IIA(SC)	한국형발사체 개선안 (다단연소 사이클)	\dot{m}	유량
M	질량	p	압력
O/F	혼합비	Δp	차압 ($= p_e - p_\infty$)
P	동력	η	효율

Superscripts/subscripts

C_f	추력 계수	pb	예연소기
cc	연소기	pb, FV	예연소기 연료 밸브
c^*	특성 속도	pb, OV	예연소기 산화제 밸브
dry	건조 상태	tb	터빈
e, ex	출구	th	이론 성능
fp	연료 펌프	v	진공
s	등엔트로피 과정	1	입구
op	산화제 펌프	2	출구
p	펌프		

1. 서 론

세계 최초의 인공위성 스푸트니크 (1957년)[1]가 발사된지 60년이 지났지만 아직도 지구의 중력을 벗어날 수 있는 현실적인 방법은 로켓엔진이 유일하다. 과거의 발사체는 국방 또는 우주/지구탐사와 같은 국가주도 개발이 주류를 이루었으며 비용 문제에서 자유로웠다. 그러나 최근 통신 위성, 우주관광, 초소형 위성 등 상업적 우주 이용이 활발해지면서 상업성을 가지는 발사 서비스 경쟁이 본격화되고 있다. 이에 따라 로켓 엔진 역시 가격 경쟁력이 화두가 되고 있다. 그러나 이러한 로켓 엔진의 저가화 경향에도 불구하고 여전히 고성능 엔진에 대한 필요성은 남아있다. NASA는 2015년 기술 로드맵[2]에서 산화제 과잉의 고성능 케로신 다단연소 엔진이 여전히 필요한 것으로 주장하고 있다. 이에 대한 외연으로 메탄 단단연소 엔진인 BE-4[3]와 케로신 다단연소 엔진인 AR-2[4]가 개발 중에 있다. 중국은 2012년 다단연소 엔진인 YF-100[5]을 개발한 바 있다.

산화제 과잉의 예연소기는 터빈 구동에 있어 동력 확보가 용이하고 결과적으로 연소압력의 고압화에 유리하다는 장점이 있다. 이는 연료 유량 대비 산화

제 유량이 많은 로켓엔진의 특성에 의한 것이다. 모든 추진체를 터빈 구동에 이용할 수 있는 전유동 다단연소 사이클 (FFSC)[6]은 극한의 고압화를 구현할 수 있다. 이와 관련하여 미국의 SpaceX에서 연소압력 30MPa 수준의 Raptor[7]를 개발 중이다. 이렇듯 과거 러시아 (구소련 포함)의 전유물로 생각되었던 산화제과잉 다단연소 엔진이 확산되는 단계에 있다.

우리나라의 로켓엔진 개발현황을 살펴보면, 현재 개발 중인 한국형발사체 75톤 엔진은 시험발사체 인 증모델(QM)의 최종 연소시험이 완료(2018.7)[8]되었으며 시험발사 (2018.11)[9]까지 성공적으로 이루어진 상황이다. 다단연소 사이클 로켓엔진과 관련해서 기술검증시험의 연소시험[10]이 성공적으로 수행되었음이 보고된 바 있다. 다단연소 사이클 엔진 해석과 관련하여 해석프로그램을 개발하고 RD-170과 SSME에 대한 비교 검증[11]이 보고되었으며 파워팩 시동 모사 연구[12,13]가 진행된 상황이다. 한편, 제3차 우주개발 진흥 기본계획(2018.2)[14]에 의하면 2030년 소형위성 자력발사 그리고 2040년 정지궤도·저궤도 대형 위성 자력 발사가 계획되어 있으며 이를 완수하기 위해서 부스터급 엔진의 고성능화가 필요하다. 한국형발사체 75톤 엔진은 연소압 상승에 의한 고성능

화 방안[15]이 보고된 바 있으나 극대화된 성능 개선을 위해서는 다단연소 사이클로의 전환이 필수적이다. 케로신 다단연소 사이클 엔진은 산화제 과잉 예연소기를 사용하므로 가스발생기의 수트 문제가 원천적으로 해결되며 이로써 재사용이라는 측면에서도 유리하다. 본 연구에서는 세계적인 발사체 가격경쟁 환경에 적응하면서 개선된 성능을 줄 수 있는 방안으로서 한국형발사체 75톤 엔진의 설계/제작 기술을 최대한 승계할 수 있는 다단연소 사이클 로켓엔진의 시스템 설계안을 제안하고자 한다.

II. 본 론

2.1 엔진 시스템 설계

로켓엔진의 고성능화를 위해서는 연소압 상승이 필연적이다. 노즐목 대비 노즐 출구 면적에 비례해서 연소 가스를 가속시킬 수 있는데 연소기를 고압화함으로써 동일한 출구면적에 대해서 면적비를 크게 가져갈 수 있기 때문이다. 고압 연소를 위해서는 추진제를 고압으로 가압해야 하며 이때 소요되는 동력 생성에 사용된 추진제가 버려지는데 이를 개선한 것이 다단연소 사이클 엔진이다. 다단연소란 터빈구동을 위해 예연소기에서 연소된 추진제가 주연소기에서 2차로 연소되는 구조를 의미한다. 다단연소 사이클 엔진은 이론적인 최적압력이 존재하지 않으며 연소압을 상승시킬수록 성능향상이 가능하다[16]. 다단연소 사이클 엔진에서 한계압력은 모든 추진제를 터빈 구동에 사용하는 경우가 될 것이다.

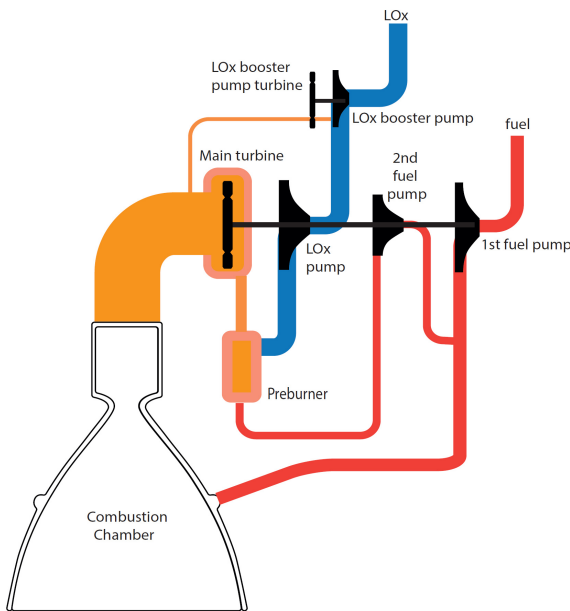


Fig. 1. Schematic of staged combustion cycle rocket engine

본 연구에서 고려하는 다단연소 사이클 엔진의 구성도를 Fig. 1에 도시하였다. 단일 펌프로 최대한 가압하기 위하여 산화제입구에 부스터 펌프를 설치하였으며 펌프 구동을 위한 터빈이 직결되어 있다. 이 터빈은 주터빈을 구동한 작동유체를 분기해서 사용하는데 터빈 구동을 마친 가스는 액체산소에 합류되어 액화된다. 이러한 방식은 기존의 RD-120[17]과 동일한 것이다. 연료는 1차 펌프에서 가압된 후 대부분이 연소기로 공급되며 일부는 2차 펌프에서 추가로 가압되어 예연소기로 공급된다. 엔진의 경량화를 위하여 연료 라인에는 부스터 펌프가 제거된 구조를 선택하였다. 예연소기는 산화제 과잉조건으로 작동되며 여기에서 생성된 연소가스는 주터빈을 구동하고 이어서 주연소기로 공급되어 기체상태의 산화제로 사용된다. 이러한 구조는 산화제 과잉의 다단연소 사이클 엔진에서 공통적으로 적용되고 있다.

Figure 1에 도시한 구성품 전후의 상태변화에 대한 계산을 수행함으로써 시스템의 성능을 평가하게 되는데 이를 위한 알고리즘을 Fig. 2에 도시하였다. 흐름도의 각 단계에서 계산되는 변수들은 기존의 연구[18]를 참조할 수 있다. 다단연소 사이클 엔진은 추력이 주연소기에서만 발생되기 때문에 가스발생기 유량을 수립시키는 알고리즘[18]은 필요하지 않다. 그러나 산화제 부스터 펌프의 터빈을 구동한 예연소 가스가 주펌프로 순환되어 액화되기 때문에 Fig. 2와 같은 추진제 온도 수립 알고리즘이 필요하다. 주연소기, 터빈, 펌프와 같은 구성품 단위의 성능은 기존의 연구[18]에서 개발한 방법을 사용하였으며 한국형발사체 엔진 설계[19]에 적용된 바 있다. 연소기와 예연소기에서의 이론 연소성능은 CEA[20]을 이용하여 구하였으며 연소효율과 노즐효율을 이용해서 설계값을 구한다. 펌프, 터빈, 차압요소 등에서의 성능 변화는 엔탈피-엔트로피 선도[17]를 이용해서 구할 수 있다. 산화제의 물성은 공개 정보[21]를 이용하였으며 연료의 물성은 KSLV-II 규격을 사용하였다. 다음에 제시하는 Eq. (1)은 연소기 비추력을 나타내며 Eq. (2)~(3)은 효율 모델을 나타낸다.

$$I_{sp} = \frac{c^* C_f}{g} \quad (1)$$

$$c^* = \eta_{c^*} c_{th}^* \quad (2)$$

$$C_f = \eta_{C_f} C_f^{th} \quad (3)$$

Eq. (4), (5)는 각각 펌프의 효율, 터빈의 효율을 정의한다. Eq. (6)는 소요 동력을 구하는 식이다.

$$\eta_p = (h_{2s} - h_1) / (h_2 - h_1) \quad (4)$$

$$\eta_{tb} = (h_1 - h_2) / (h_1 - h_{2s}) \quad (5)$$

$$P = \dot{m}(h_1 - h_2) \quad (6)$$

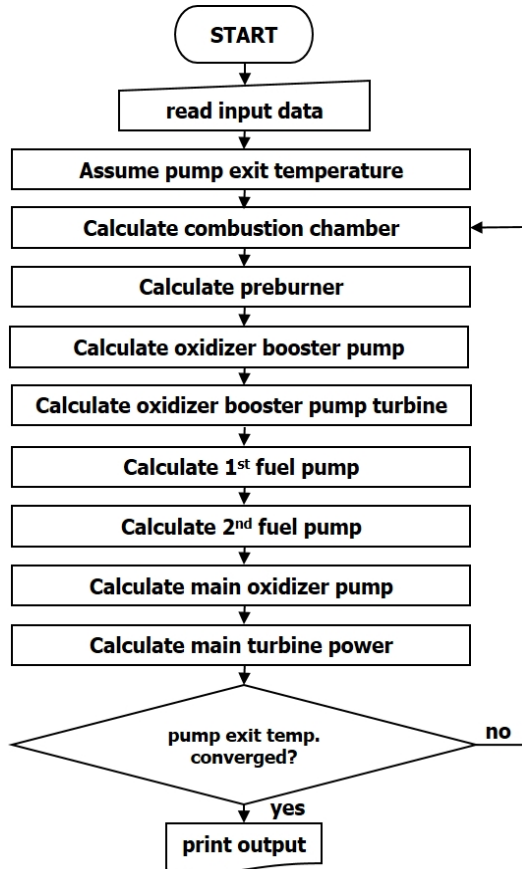


Fig. 2. System analysis algorithm of staged combustion chamber cycle LRE

전술한 해석 방법은 RD-120에 대한 성능비교를 통하여 예연소기 혼합비 -5.5%의 오차를 보이는 것으로 보고된 바 있다[22]. 본 연구 방법은 산화제 펌프 성능평가에 엔탈피-엔트로피 정보를 사용함으로써 계산 정밀도를 높였으며 예연소기로 공급되는 추진제의 온도상승을 고려하여 혼합비 예측값을 개선하였다. 개선된 계산 방법은 RD-180에 대한 시스템 해석에 대한 기존의 문헌[23]과 비교하여 예연소기 혼합비 0.7%, 터빈 동력 0.5%, 터빈효율 1.8%의 오차를 보였으며 이전의 연구[22]에 비하여 개선된 것을 확인하였다. RD-180에 대한 시스템 해석 결과를 기존의 연구와 비교하였으며 주요 인자를 Table 1[23]에 정리하였다. McHugh[24]가 제안한 기존 엔진에 대한 통계분석 기법의 정밀도가 10%~20%인 것에 비하여 본 연구 방법은 매우 정밀한 결과를 주는 것으로서 로켓엔진의 시스템 설계에 적용 가능하다고 판단된다.

Table 2는 본 연구에서 제안하는 엔진의 성능을 요약한 것이다. Table 3은 시스템 해석에 필요한 입력 조건을 정리한 것이다. Fig. 3의 진공추력과 연소압도표에서 본 엔진의 특징을 파악할 수 있다. 색깔이 되지 않은 심볼은 McHugh[24]의 문헌을 인용한 것이

Table 1. Comparison of major parameters of RD-180 system analysis

parameter	present	ref.[23]
$O/F)_{pb}$	51.652	52
P_{tb} (MW)	86.659	87.191
\dot{m}_{pb} (kg/s)	933.711	935.047
η_{tb} (%)	76.6	78
\dot{m}_{op} (kg/s)	935.0	935.0
P_{op} (MW)	59.517	59.56
T_{op}^{ex} (K)	118.04	117.691
$\Delta T_{pb,OV}$ (K)	0.454	0.455
$\Delta T_{pb,FV}$ (K)	14.161	14.216

Table 2. System parameters

parameter	value
F_v (tf)	88
Isp_v (s)	322
p_{cc} (Mpa)	12
ER	22
O/F	2.6
M_{dry} (kg)	990
D_e (mm)	1065
p_{pb} (Mpa)	24
$O/F)_{pb}$	57.1
TIT (K)	688

Table 3. Input parameters

parameter	value
Δp_O (MPa)	24.3
Δp_{F1} (MPa)	23.0
Δp_{F2} (MPa)	11.0
PR	1.7
η_{c^*} (%)	96.4
η_{c_f} (%)	96.6

며 색이 칠해진 심볼은 개별 엔진 정보[5,24-32]를 인용한 것이다. 본 엔진은 한국형발사체 75톤 엔진에서

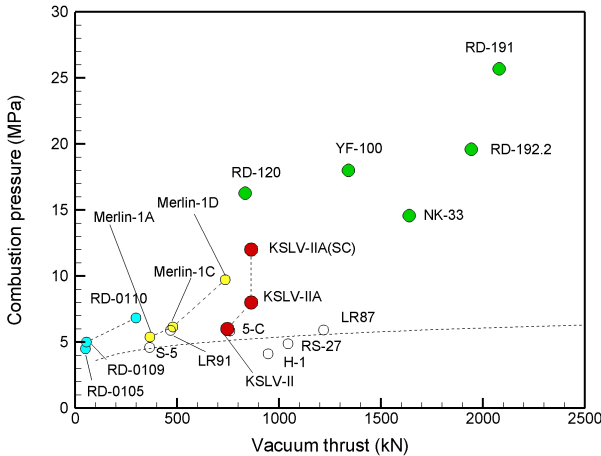


Fig. 3. Vacuum thrust vs. chamber pressure [5,24-32]

기원하며 연소압 상승에 의한 설계개선안(KSLV-IIA) [15]과 다단연소 사이클 엔진(KSLV-IIA(SC))의 개선 정도를 확인할 수 있다. 기존의 가스발생기 사이클 엔진에 비하여 높은 연소압이 적용될 것이며 RD-191 [29]과 같은 고성능 엔진과 비교하면 50% 수준을 나타낸다. NK-33[31]/RD-120[17,28] 또는 최근 개발된 YF-100[5]과 비교하면 약 30% 낮은 수준이다. 이는 서론에서 제안한 바와 같이 다단연소 사이클 엔진의 이점을 취하면서 제작 난이도를 낮추고 경제성을 고려한 설계이다. 본 엔진은 추력 및 외형 크기(envelope)가 KSLV-II 75톤 엔진과 유사한 수준으로써 최소한의 인터페이스 변경으로 기존 발사체에 적용이 가능할 것으로 판단된다.

Figure 4는 연소압과 연료 차압비율의 관계를 도시한 것으로 차압 요소가 얼마나 효율적으로 구성되었는지를 나타낸다. 다단연소 사이클 엔진의 경우, 연소기와 연결되는 1차 연료 펌프 출구에서 연소기까지의 차압과 연소압의 비율을 도표로 나타낸 것이다.

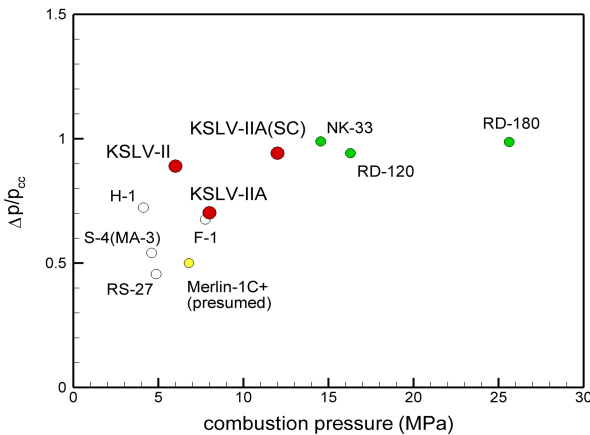


Fig. 4. Chamber pressure vs. pressure overhead ratio [17,23,24,33]

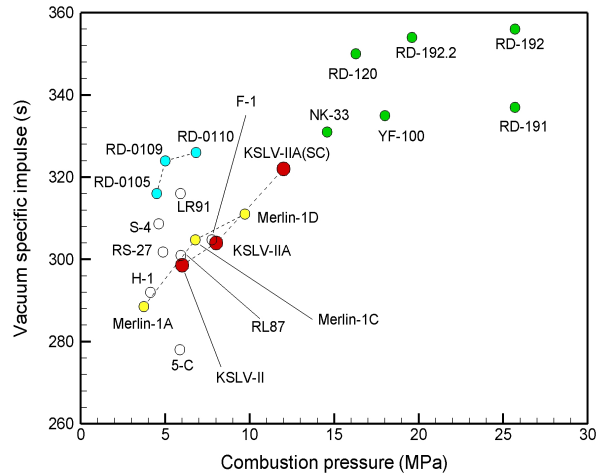


Fig. 5. Chamber pressure vs. I_{sp_v} [5,24-32,34]

NK-33의 차압 정보는 Hulka 등[33]이 수행한 시험 중 공칭 연소압과 가장 근접한 조건의 결과 2개를 평균한 값이다. 재생냉각형 액체엔진은 냉각유체의 물성에 따라서 차압소요가 크게 좌우되므로 케로신 계열의 엔진만을 비교하였다. 연소압이 증가하면 냉각요구가 증가하므로 재생냉각의 차압이 급격히 증가한다. 다단연소 사이클 엔진은 연소압이 매우 높으므로 차압 손실이 큰 경향을 가진다. 또한 다단연소 사이클 엔진은 추진제의 가압동력이 손실로 작용하지 않고 모든 추진제가 주연소기에서 연소되므로 차압을 크게 적용하는 경향이 있다.

Figure 5에 연소압과 비추력의 관계를 도시하였다. 본 결과는 부스터급 엔진과 상단용 엔진이 혼용된 것으로서 이를 구분하기 위해서는 저추력 엔진과 확대비를 구분할 필요가 있다. 가스발생기 사이클 엔진으로서 가격 경쟁력과 고성능을 동시에 지향하는 Merlin-1D[32] 이상의 비추력을 가질 수 있음이 확인된다. 다단연소 사이클 엔진 중 RD-120[28], RD-192 [34]/RD-192.2[30]는 확대비가 증가된 고공용 엔진으로서 월등하게 높은 비추력 성능을 가진다. Fig. 6은 연소압과 추력/무게비 관계를 도시한다. RD-0105 [25], Merlin[32], KSLV-II 엔진에 대한 설계 개선 이력에서 고압화에 의하여 추력/무게비 성능이 개선되는 것이 확인된다. 그림에 표시한 KSLV-IIA(SC)는 다단연소 사이클로 구조가 변경되기 때문에 고압화에도 불구하고 추력/무게비 성능이 약 10% 감소하지만 설계 원형인 KSLV-II에 비해서는 개선된 수준이다. 가스발생기 사이클 엔진에 비해서 다단연소 사이클 엔진은 추력/무게비 성능이 낮아지게 되는데 이는 터보펌프, 예연소기, 유공압 부품에서 내압 증가에 의한 무게 증가 요인이 있기 때문이다. Merlin-1D는 추력/무게비가 198[32]로써 현존 로켓 엔진 최고 수준이며 NK-33은 다단연소 사이클 엔진임에도 추력/무게비 성능이 137[31]에 이른다. 추력/무게비

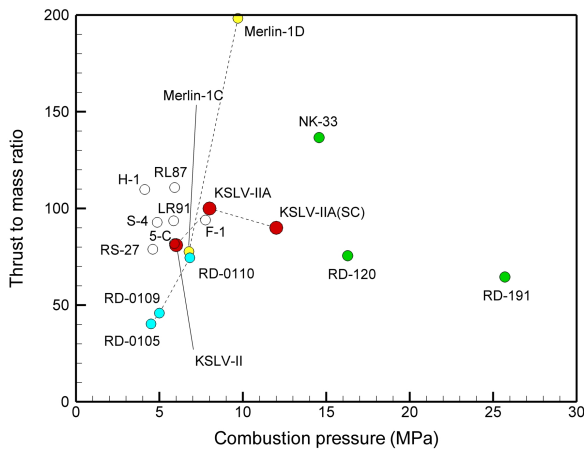


Fig. 6. Chamber pressure vs. thrust to mass ratio [5,24-29,31,32]

정보는 출처에 따라 변동이 있기는 하지만 이들에 대한 벤치마킹은 엔진 경량화에 유용한 방향을 제시할 것으로 기대된다.

2.2 연소기 및 예연소기

가스발생기 사이클의 경우 터보펌프 토출압력을 가스발생기와 주연소기에서 독립적으로 사용할 수 있기 때문에 두 연소실의 연소압력이 유사한 수준이다. 반면에 다단연소 사이클에서는 예연소기 압력이 주연소기의 2배 정도인데 이는 예연소기(가스발생기)에서 생성된 산화제 과잉 가스가 터빈을 구동하면서 압력강하가 발생하고 이어서 주연소기에 산화제로 공급되는 직렬형 구조에 기인한다. Fig. 7은 액체산소/케로신 다단연소 사이클 엔진들의 주연소기 압력과 예연소기 압력 관계를 도시한 것이다. 본 연구 결과가 통상의 추세를 잘 따르는 것이 확인된다.

주연소기의 설계 압력은 필요 추력에 직접적인 영향을 받는다. 즉 추력이 낮은 엔진은 연소압력 역시

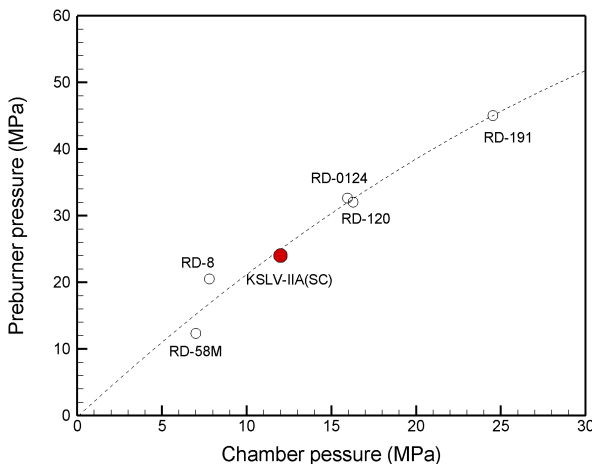


Fig. 7. Chamber pressure vs. preburner pressure [36]

상대적으로 낮게 설계된다. 이론적으로는 효율을 높이기 위해서 엔진을 고압화하여야 하나, 저추력 엔진에서 압력을 낮게 가져가는 이유는 제작성과 깊은 관련이 있다. 저추력 엔진에서 높은 압력을 사용하면 엔진의 크기, 특히 주연소기, 예연소기, 터보펌프가 지나치게 작아져 오히려 제작과 엔진 운용에 어려움이 있기 때문이다. KSLV-IIA(SC)는 기존 엔진들과 비교할 때 약간 낮은 주연소기 압력 수준을 보이고 있음을 알 수 있다(Fig. 3 참조). 이는 KSLV-IIA(SC)의 설계가 성능 향상 입장에서만 결정되어진 것이 아니라, KSLV-II 시험 설비 및 발사대 등 기존 인프라와의 호환성, 그리고 국내 부품 생산능력 등을 반영한 결과이기 때문이다. Fig. 6에서 KSLV-IIA(SC) 엔진의 추력/무게비 성능이 개선되지 못한 것도 엔진의 압력 수준이 타 엔진[5,24-29,31-37]에 비해 상대적으로 낮은 영향으로 판단할 수 있다.

2.3 압력 배분

다단연소 사이클 엔진은 추진제 가압 손실이 없기 때문에 연소압을 최대한 상승시키는 것이 유리하다. 다만, 경제적 요인이나 기술적 한계 등의 이유로 적절한 타협점을 찾는 것이 현실적이다. 시스템 해석을 위해서 펌프의 가압요구량을 추정해야 하는데 본 연구에서는 연소압과 펌프가압량의 관계[16], RD-120의 차압 할당[17] 그리고 KSLV-II의 설계경험을 활용하여 펌프의 압력 요구량을 산정하였다. Fig. 8은 산화제 펌프의 압력 증가를 도시한다. 기존의 엔진 사례에서 O'Brien과 Ewen[16]이 제안한 관계를 잘 따라가는 것이 확인된다. 연소압 20 MPa 이하에서는 추세를 상회하는 가압량이 요구되며 20MPa 이상의 연소압에서는 추세를 일치하는 가압량이 그리고 그 이상의 연소압에서는 추세를 하회하는 가압요구량이 확인된다. 밸브나 재생냉각 등의 차압요소에서 압력 강하가 일정 수준에서 포화될 것이라는 직관과 일치하는 현상이라고 볼 수 있다.

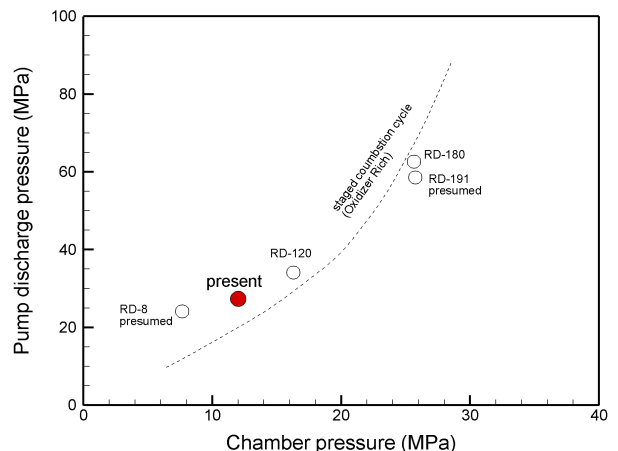


Fig. 8. LOx pump head [16,17,23]

2.4 터보펌프

펌프의 효율은 비속도의 함수로 평가할 수 있으며 Fig. 9는 로켓엔진용 펌프의 효율 사례[38,39]를 나타낸다. 시스템 설계 단계에서는 각 구성품의 성능 오차를 허용하기 때문에 그래프에 도시한 정도의 정확도는 충분한 것이다. KSLV-II 시스템 설계 역시 동일한 과정을 거친 것이며 최종 개발품과의 오차가 적절한 범위 이내인 것이 확인되었다. 추진계의 가압에 요구되는 동력은 터빈에서 발생되는데 효율, 압력비 그리고 터빈 입구온도의 조합으로 결정된다. 따라서 위 3개의 인자가 상당한 자유도를 가지게 되는데 Fig. 10은 이러한 관계를 도시한다. 본 연구에서는 Table 2에 제시한 바와 같이 TIT=688 K를 확정하여 선정하였고 이에 따라서 터빈 효율과 압력비는 Fig. 10의 관계에 따라서 가용한 범위를 가지게 된다. 만일 터빈의 효율이 충분한 것이 확인된다면 압력비 또는 TIT를 낮추어서 터빈의 부담을 줄이고 신뢰성을 높일 수 있다. 반대로 가압량을 높여서 연소압을 상승시킬 수도 있다. 이에 대한 결정은 반드시 기술

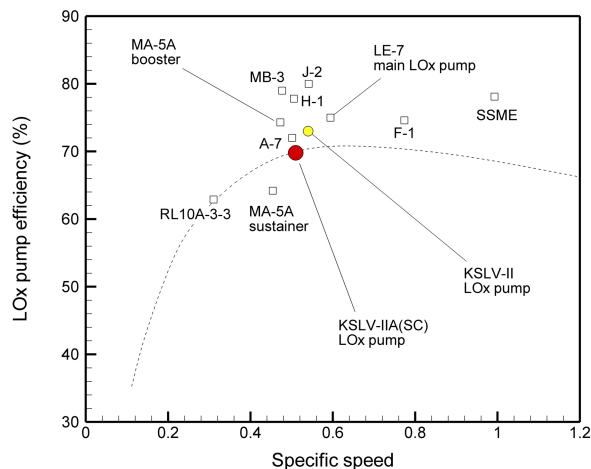


Fig. 9. LOx pump efficiency [38,39]

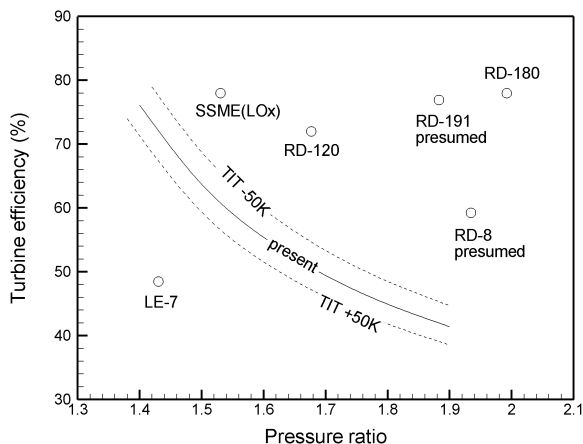


Fig. 10. Pressure ratio vs. turbine efficiency [17,23,24,38]

적인 한계에 의한 것만은 아니며 고성능 엔진인 LE-7[39]의 터빈 효율과 압력비가 낮은 것을 볼 수 있다. 개발 철학에 따라서 고효율과 저효율이 모두 적절한 선택이 될 수 있다.

III. 결 론

88톤급 다단연소 사이클 로켓엔진에 대한 시스템 설계를 수행하였다. RD-180에 대한 해석결과를 기존의 연구와 비교함으로써 본 연구의 방법론을 검증하였으며 터빈효율에 대한 상대오차 1.8%와 예연소기 혼합비 상대오차 0.7%를 보였다. 한국형발사체 75톤 엔진의 설계를 최대한 승계하여 제작 난이도, 경제성 그리고 다단연소 사이클 엔진의 장점인 고성능화를 절충하는 설계안을 도출하였다. 엔진의 연소압, 차압, 추력, 비추력, 추력/무게비의 관계를 기존의 엔진과 비교하여 합리적인 수준임을 확인하였고 개발에 필요한 하위 구성품의 성능 요건을 도출하였다. 설계 개선에 따른 연소압 상승과 이에 따른 비추력 상승 정도를 비교하였다. KSLV-II 대비 다단연소 사이클을 적용한 KSLV-IIA(SC)의 진공비추력이 23.4s 높음을 보임으로써 단순한 연소압 증가보다는 다단연소 사이클로의 구조 변경이 비추력 향상에 효과적임을 확인하였다.

References

- 1) "NASA Main Page Multimedia Interactive Feature on 50th Anniversary of the Space Age," retrieved 18 November 2018, <https://history.nasa.gov/sputnik/>
- 2) NASA Technology Roadmaps TA 1: Launch Propulsion Systems, 2015.
- 3) "BE-4," retrieved 18 November 2018, <https://en.wikipedia.org/wiki/BE-4>.
- 4) Daniel Goure, *The RD-180 replacement and the future of the U.S. rocket motor industrial base*, Lexington Institute, 2014.
- 5) "YF-100," retrieved 18 November 2018, <https://en.wikipedia.org/wiki/YF-100>.
- 6) "Full-flow staged combustion cycle," retrieved 18 November 2018, https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle
- 7) "Raptor (rocket engine family)," retrieved 18 November 2018, [https://en.wikipedia.org/wiki/Raptor_\(rocket_engine_family\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Raptor_(rocket_engine_family))
- 8) "[KARI] Test Launch Vehicle Qualification Model (QM) Final Combustion Test Success!," retrieved 18 November 2018, <https://www.youtube.com/watch?v=iYYXXH0pCHs>
- 9) "[KARI] Test Launch Vehicle Normally

Launched!," retrieved 18 November 2018, <https://www.youtube.com/watch?v=RZYctjqokc>

10) Kim, C., Han, Y. M., Cho, N., Kim, S.-H., Yu, B., Lee, K.-J., So, Y., Woo, S., Im, J.-H., Hwang, C. H., Lee, J., and Kim, J., "Development Trend of Korean Staged Combustion Cycle Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 3, 2018, pp. 109~118.

11) Lee, S., Lim, T., Yoo, S. Y., Oh, S. H., and Roh, T.-S., "System analysis of the liquid rocket engine with staged combustion cycle," *KSPE 2012 Spring Conference*, 2012, pp. 46~51.

12) Lee, S., Yoon, Y., and Moon, I., "Development and validation of startup analysis simulator of staged combustion cycle engine power-pack," *Proceeding of The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, 2016, pp. 441~445.

13) Lee, S., Jo, S., Kim, H., Kim, S. R. and Yi, S. J., "A numerical study for the simulation of power-pack start-up of a staged combustion cycle engine," *Proceeding of The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, 2018, pp. 781~788.

14) "The 3rd Basic Plan of Space Development Promotion ('18~'22)," retrieved 18 November 2018, <https://www.msit.go.kr/web/msipContents/contentsView.do?catelId=mssw11211&artId=1375077>

15) Cho, W. K., Moon, Y., Park, S., Nam, C. H., and Kim, J., "A Study on Performance Improvement of KSLV-II 75ton Engine," *Proceeding of The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, 2018, pp. 1~2.

16) O'Brien, C. J., and Ewen, R. L., *Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study*, NASA-CR-161748, 1981.

17) Goertz, C., "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycle," AIAA-95-2966, 1995.

18) Cho, W. K., Park, S. Y., and Kim, C. W., "Energy Balance Analysis of 30ton Thrust Level Liquid Rocket Engine," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 36, No. 5, 2012, pp. 563~569.

19) Cho, W. K., Park, S. Y., Moon, Y. W., Nam, C. H., Kim, C. W. and Seol, W. S., "Liquid rocket engine system of Korean launch vehicle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 1, 2010, pp. 56~64.

20) McBride, B. J., and Gordon, S., *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*, NASA reference publication 1311, 1996.

21) "Thermophysical Properties of Fluid Systems," retrieved 10 June 2018, <https://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/>

22) Cho, W. K., Moon, I., and Moon, Y., "Systems analysis of staged combustion cycle liquid rocket engine: RD-120 benchmark," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2018, pp. 1167~1168.

23) Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A., and Klevanski, J., "Kerosene vs Methane: a propellant tradeoff for reusable liquid booster stages," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 5, 2004, pp. 762~769.

24) McHugh, B., "Numerical analysis of existing liquid rocket engines as a design process starter," AIAA-95-2970, 1995.

25) "RD-0105," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-0105.html>

26) "RD-0109," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-0109.html>

27) "RD-0110," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-0110.html>

28) "RD-120," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-120.html>

29) "RD-191," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-191.html>

30) "RD-192.2," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-1922.html>

31) "NK-33," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/n/nk-33.html>

32) "Merlin (rocket engine family)," retrieved 18 November 2018, [https://en.wikipedia.org/wiki/Merlin_\(rocket_engine_family\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Merlin_(rocket_engine_family))

33) Hulka, J., Forde, J. S., Werling, R. E., Anisimov, V. S., Kozlov, V. A., and Kositsin, I. P., "Modification and verification testing of a Russian NK-33 rocket engine for reusable and restartable applications," AIAA 98-3361, 1998.

34) "RD-192," retrieved 18 November 2018, <http://astronautix.com/r/rd-192.html>

35) Ha, S.-U, Moon, I., Moon, I., Cho, W. K., and Lee, S.-Y., "Domestic and foreign technology and development trends in staged-combustion cycle rocket engines," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 12, No. 2, 2014, pp. 137~151.

36) Lebedinsky, E. V., Mosolov, S. V., Kalmykov, G. P., Zenin, E. S., and Tararyshkin, V. I., *Computer Models of Liquid-propellant Rocket Engines*, Mashinostroenie, 2009.

37) Shustov, I. G., *Engines 1944-2000*, AKSKonversalt, 2000.

38) *Turbopump systems for liquid rocket engines*, NASA SP-8107, 1974.

39) Kamijo, K., Yamada, H., Sakazume, N., and Warashina, S., "Developmental history of liquid oxygen turbopumps for the LE-7 engine," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 145, 2001, pp. 155~163.