

가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 시스템 설계 인자 비교

남창호* · 박순영* · 문윤완*

Comparison Study on System Design Parameters of Gas Generator Cycle Liquid Rocket Engine

Chang-Ho Nam* · Soon-Young Park* · Yoon-Wan Moon*

ABSTRACT

System design parameters of gas generator cycle liquid rocket engines were investigated and compared in the present study. Characteristic velocity of combustor, pressure drop of combustor injector, exit pressure of pump, pump efficiency and specific power of turbine were considered as a system design parameter. The result shows the characteristic velocity is in the range of 1700-1770 m/s, pressure drop of combustor injector, 4-10 bar, pump exit pressure ratio to combustion pressure, 120-230%, pump efficiency, 60-80%, specific power of turbine, 0.28-0.58MW · s/kg.

초 록

본 연구에서는 러시아, 미국, 유럽, 일본의 가스발생기 사이클 엔진 시스템 설계인자를 조사하여 비교 검토하였다. 연소기의 특성속도, 연소기 분사기 차압, 터보펌프 토출압, 펌프효율, 터빈의 비출력 등의 설계인자를 비교한 결과 연소기의 특성속도는 1700-1770 m/s, 분사기차압은 4-10bar, 터보 펌프 토출압은 연소기 압력의 120-230%, 펌프효율은 60-80%, 터빈의 비출력은 0.28-0.58 MW · s/kg의 범위에 있다. 터빈 입구의 가스온도는 터빈의 비출력과 밀접한 관련이 있으며 터빈재질로 인한 한계를 고려하여 결정되어야 한다.

Key Words : Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx (액체산소), Kerosene(케로신), System Desgin(시스템 설계)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 2002년 과학로켓 KSR-III용 가압식 액체로켓엔진 개발에 성공한

이후 터보펌프방식의 엔진개발에 매진하고 있다. 이의 일환으로 엔진 시스템 설계에 관한 기술 개발을 진행중이다. 시스템 설계의 특성상 복잡한 시스템은 한정된 개발 예산내에서 시스템의 성능과 신뢰도를 극대화 할 수 있도록 설계되어야 하며 이를 위해 제작, 운용, 개발 비용, 개발 기간 등을 종합적으로 고려하여 주요 설계인자

* 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락처자, E-mail: nchang@kari.re.kr

를 결정해야 한다. 최적화된 로켓엔진 개발을 위해 수확모델을 이용한 설계의 최적화가 실제 제작의 문제점이나 비용 등을 반영하기 어렵기 때문에 설계자의 종합적인 판단과 분석이 중요하다. 따라서 기존의 개발사례를 참고, 분석하는 것이 매우 중요한 설계 과정중 하나이다. 본 연구에서는 액체로켓엔진개발 선진국의 엔진설계 사례를 조사 비교 하였다.

2. 본 론

조사 대상 엔진은 가스발생기 사이클 엔진에 국한하였으며 추진제의 종류와 크게 상관없는 연소압 대비 펌프 토출압 등의 비교에는 수소 엔진의 자료를 이용하였다. 조사 대상엔진은 표 1과 같고 여러 문헌[1-6]의 자료를 종합하여 정리하였다.

표 1. 조사 대상 가스발생기 사이클 엔진

	엔진 진공 추력 (kN)	엔진 진공 비추력(sec)	추진제
RD-0110	298	326	LOx/Kerosene
Fastrac	285	314	LOx/Kerosene
RD-107	1,000	313	LOx/Kerosene
RD-108	941	315	LOx/Kerosene
F-1	7,776	304	LOx/Kerosene
MA-5 sustainer	386	316	LOx/Kerosene
MA-5 booster	1,468	296	LOx/Kerosene
MB-3	756	285	LOx/Kerosene
LR87-AJ-3	734	290	LOx/Kerosene
LR91-AJ-3	356	308	LOx/Kerosene
H-1	1,030	296	LOx/Kerosene
Vulcain	1,145	432	LOx/LH2
Vulcain2	1,350	434	LOx/LH2
LE-5	103	449	LOx/LH2

2.1 연소기 특성속도 (C*)

연소기 특성속도의 값은 중요한 설계인자이나 시험에서 실측이 어려우므로 기존 엔진의 문헌에서 언급되는 경우는 드물다. 따라서 특성속도

와 가장 유사하다고 생각할 수 있는 $\frac{P_{ch} \cdot A_t}{\dot{m}}$ 값을 비교하였다. 여기서, P_{ch} : 연소기 압력, A_t : 노즐목 면적, \dot{m} : 연소기 추진제 유량이다. 그 결과는 그림 1과 같다.

Fastrac 엔진은 성능보다는 예산과 제작비 저감을 위주로 설계된 엔진으로 특성속도가 다른 엔진에 비해 작은 것을 알 수 있다.

연소기의 특성속도를 결정하는 요인으로는 추진제 종류, 분사기 설계, 연소실 설계로 볼 수 있다. RD-107, 108, RD-0110은 러시아 항공유인 T-1을 사용하고, F-1은 RP-1을 연료로 사용한다. F-1의 특성 속도가 RD-107, 108에 비하면 작고 RD-0110 보다는 큰 것으로 보아 서방에서 사용하는 추진제와 러시아의 추진제의 성능차이에 따른 특성속도 차이는 크지 않은 것으로 볼 수 있다. 또한 연소압에 따른 특성속도와의 상관관계도 뚜렷이 나타나지 않는 것으로 보아 추진제 종류나 연소 압력보다는 연소기나 분사기의 설계가 특성속도를 좌우하는 주요한 요인으로 판단할 수 있다.

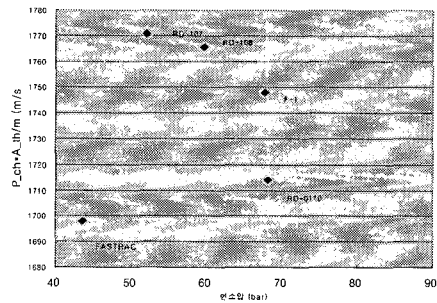


그림 1 여러 엔진의 $\frac{P_{ch} \cdot A_t}{\dot{m}}$

2.2 연소기 분사기 차압

연소기의 분사기 차압은 그림 2와 같이 비교하였다. 연소기 분사기 차압이 작으면 연소불안정이 발생할 수 있고 과도하게 되면 압력손실이 커서 엔진의 비추력이 떨어지게 된다. 많은 엔진들이 연소기 압력에 큰 상관없이 10 bar 정도의 차압으로 분사기 설계를 하는 것을 알 수 있으며 이에 준하는 분사기 차압 선정이 적절할 것

으로 판단된다.

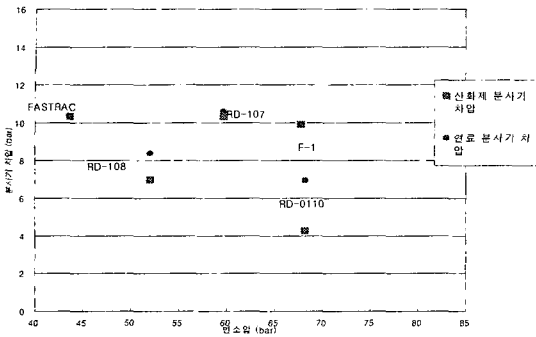


그림 2 연소압에 따른 연소기 분사기 차압

2.3 터보펌프 토출압

그림 3은 연소기 압력대비 펌프 토출압의 비교인데 연료측의 경우 재생냉각을 사용하기 때문에 일반적으로 더 높은 토출압으로 설계되어야 하고 Fastrac의 경우 재생냉각을 적용하지 않으므로 산화제 측과 유사한 토출압으로 설계되어 있는 것을 알 수 있다. RD-0110의 경우 다른 엔진에 비해 토출압이 높게 설정되어 있다.

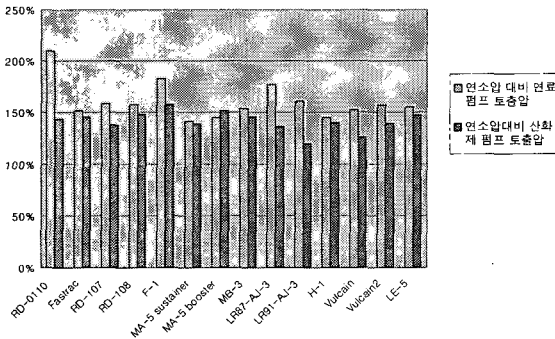


그림 3 연소기 압력 대비 터보펌프 토출압

펌프 토출압은 엔진의 성능제어에 필요한 제어밸브와 공급계 종단 밸브등의 구성품의 차압을 고려하여 최종 설계되므로 엔진의 제어를 위한 구성품 선정과 엔진의 제어범위 등을 고려하여 결정되어야 한다. 토출압이 과도하면 펌프구동을 위한 동력이 과도해져서 엔진의 비추력 저

하의 원인이 된다. 따라서 가능한 낮으면서 엔진의 제어요구조건을 만족시키는 적정한 토출압의 선정이 필요하다.

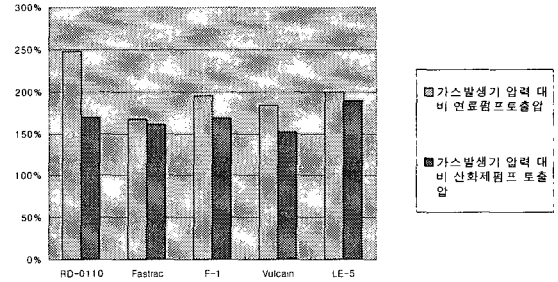


그림 4 가스발생기 압력대비 터보펌프 토출압

그림 4는 가스발생기 압력 대비 터보펌프의 토출압을 나타낸 것이다. Fastrac은 오리피스(orifice)만을 사용하고 제어밸브를 위한 차압이 필요하지 않으므로 상대적으로 낮은 토출압을 유지하고 있다. Vulcan이나 LE-5의 경우 수소를 추진제로 사용하므로 배관과 제어밸브의 요구차압이 달라 직접 비교는 어려우나 참고가 된다. 터보펌프 토출압이 연소기 압력을 감안하여 결정되고 가스발생기의 압력은 토출압이 허용하는 범위 내에서 가능한 높게 선정하는 것이 터빈의 압력비를 확보하여 터보펌프의 효율성을 높이는 방안이 된다.

2.4 터보펌프 성능

펌프의 효율을 비교한 것이 그림 5이다. 산화제 펌프 효율이 상대적으로 더 높은 것으로 나타났으며 조사대상의 평균 펌프효율은 산화제 펌프가 70.9%, 연료펌프가 67.5%로 나타났다.

터빈비출력은 터빈의 출력(MW)을 터빈 가스유량(kg/s)으로 나눈 값인데 터빈의 효율성을 나타내고 아래식으로 계산된다.

$$\frac{P}{\dot{m}} = \eta_t C_p T_o \left[1 - \left(\frac{1}{R_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

P : 터빈 출력, \dot{m} : 터빈가스유량, η_t : 터빈효율, C_p : 비열, T_o : 터빈입구 정체온도, R_t : 터빈압력비, γ : 비열비

터빈의 출력은 효율과 입구 가스특성, 압력비로

결정되므로 단순한 효율로는 터빈의 성능을 평가하기 어렵다. 따라서 가스의 단위 질량당 발생하는 에너지의 개념으로 터빈비출력을 비교하면 그 성능을 평가할 수 있다. 그림 6은 터빈의 비출력과 터빈 입구온도를 비교한 것이고 그림 7은 터빈 비출력과 압력비를 비교한 것이다. 터빈의 비출력과 입구온도가 대체적으로 비슷한 경향성을 보여주고 있다. 높은 입구 온도는 가스가 가진 에너지 밀도가 크다는 것을 의미하므로 가능한 높은 온도로 설계하는 것이 바람직하다 할 수 있으나 터빈 블레이드의 재질에 따라 견딜 수 있는 온도의 한계로 인해 입구온도가 제한된다. 조사대상의 터빈의 입구온도의 평균은 954K이다.

그림 7에서 보면 터빈비출력이 압력비에 반드시 비례하지는 않는다는 것을 알 수 있다. 이는 터빈의 압력비가 증가함에 따라 효율이 감소하는 경향을 보이기 때문이다.

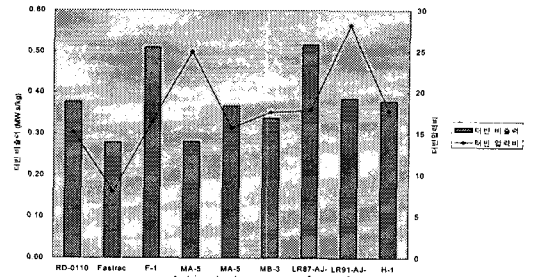


그림 7 터빈 비출력과 압력비

3. 결 론

외국 엔진 설계 자료를 바탕으로 연소기 특성 속도, 연소기 분사기 차압, 터보펌프 토출압, 터보펌프 성능에 관련한 인자의 비교하였다. 이는 향후 진행되는 엔진 시스템 설계의 적정성에 대한 평가 자료로 활용될 것이다.

참 고 문 헌

1. "Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines", NASA SP-8107, 1974
2. M. F. Fisher, M. R. Ise, "Low-cost Propulsion Technology at the Marshall Space Flight Center-Fastrac Engine and the Propulsion Test Article", pp. 1-16, AIAA 98-3365
3. R.O. Ballard, T. Olive, "Development Status of the NASA MC-1(Fastrac) Engine", pp. 1-8, AIAA 2000-3898
4. J. Barton, G. Turin, N. Girard, "Development Status of the Vulcain2 Engine", 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Los Angeles pp.1-9, 1999, AIAA-99-2616
5. "H-1 로켓 제2단 엔진(LE-5)의 개발- 원형엔진개발", NASDA report, 1983
6. D. Warren, S. Langer, "History in the Making-The Mighty F-1 Rocket Engine", 25th ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-1989-2387, 1989

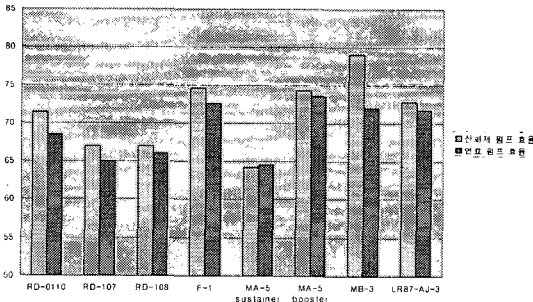


그림 5 산화제 펌프, 연료 펌프의 효율

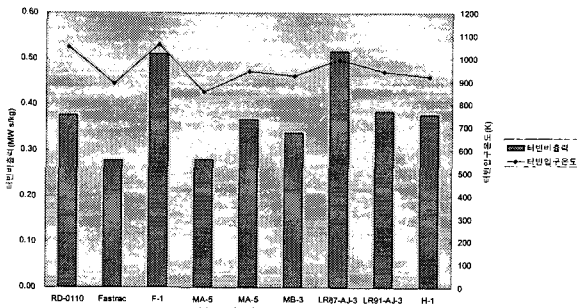


그림 6 터빈 비출력과 입구온도