

상단용 가스발생기 후연소 싸이클 엔진 기초연구

문인상* · 신지철*

Preliminary Study of Gas Generator After Burning Cycle Engine for Upper Stages

Moon, Insang* · Shin, Jichul*

ABSTRACT

In this study, various cycles of liquid rocket engines were surveyed and specifically gas generator after burning cycle was investigated for upper stage motors. The engines for the upper stage can be categorized into three group based on the cycles and propellants at the diagram. Kerosene engines which adapt the gas generator after burning cycle and are located in the region II, are characterized for high combustion pressure and complexity. This cycle usually needs more than two pumps to use the turbine power efficiently. The fuel line can be divided into the gas generator line and the combustor line, and only the gas generator line is need to be pressured more because the combustion pressure in the gas generator is much higher than that of the combustor. Basically, all the oxidizer goes into the gas generator and than to the combustor, thus the auxiliary LOx pump is not critically necessary. However, for the various reasons, the LOx line requires a booster pump.

A gas generator after burning cycle engines produces relatively high specific impuls than that of the open cycle engines. Thus it is suitable for upper stages of launch vehicles.

초 록

발사체의 상단에 사용되는 여러 가지 싸이클의 특성을 조사한 뒤, 그 중 가스발생기 후연소 싸이클 엔진의 특성을 살펴보았다. 발사체 상단에 사용되는 엔진은 추진제와 싸이클의 특성상 연소압-확장비 다이어그램에서 크게 3그룹으로 나뉘어 진다. 영역 II에 위치한 케로신 엔진은 모두 가스발생기 후연소 싸이클 엔진으로서 높은 압력과 복잡한 구조를 하고 있다. 이 싸이클은 그 특성상 2개 이상의 펌프를 사용한다. 즉, 연료라인을 둘로 분기하여 보다 높은 압력이 요구되는 가스발생기 라인에는 2차 펌프를 두어 좀 더 가압을 하여 보다 효율적인 파워사용이 가능하다. 기본적으로 모든 산화제는 가스발생기를 지나 연소기로 향하기 때문에 2차 펌프의 필요성이 줄어들지만 여러가지 이유로 주펌프 이전에 부스터 펌프를 두어 주산화제 펌프의 부담을 덜어주는 경우가 많다.

폐쇄형 엔진은 그 특성상 엔진 비추력 효율이 개방형 엔진보다 상대적으로 높기 때문에 상단엔진에 적합하다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Gas generator After Burning (가스발생기 후연소), Upper stage(상단)

1. 서 론

상단에 사용되는 엔진은 지상용 엔진과는 달리 작은 추력과 높은 비추력으로 특징 지워진다. 따라서 비추력을 높이기 위해 높은 팽창비를 사용하므로 1단용 엔진 보다는 무게가 많이 나가게 된다. 또한 비추력은 엔진 시스템의 특성이라기 보다는 추진제의 특성이기 때문에 보다 높은 비추력을 가진 연료를 사용하는 것이 유리하지만 주어진 환경에 따라서 연료의 선택에 제한이 있는 경우가 많다.

그러므로 상단용 엔진은 주어진 조건과 환경에 따라 추진제, 무게 등을 고려해 적절히 선택할 필요가 있다.

2. 싸이클 선정

Figure 1은 상단에 사용되는 8톤급 엔진을 연소압과 확장비에 따라 분류한 다이어그램이다.

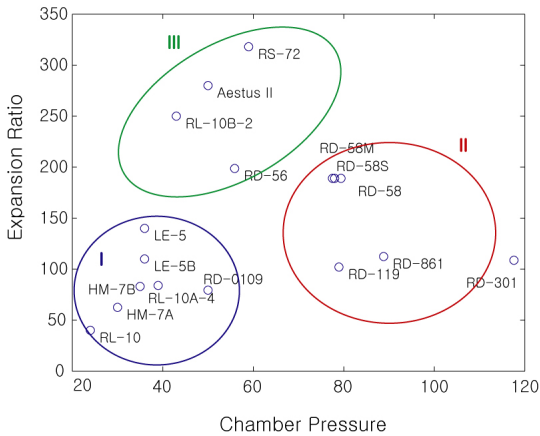


Fig. 1 8톤급 엔진의 확장비 사례. 영역 I: 수소엔진, 영역 II: 케로신엔진, 영역 III: 저장성연료엔진

Figure 1을 보면 엔진에 사용되는 연료에 따라 고유의 영역이 존재하는 것을 알 수 있다. 먼저 영역 I의 수소엔진은 추진제로서의 수소 비추력

이 매우 높기 때문에 굳이 연소압을 높이지 않고 있음을 알 수 있다. 케로신 엔진은 영역 II에 위치하며 엔진의 성능을 위하여 비교적 높은 연소압과 높은 확장비를 적용하고 있다. 영역 III에는 주로 저장성 연료를 사용하는 엔진이 위치하고 있으며 저장성 추진제의 낮은 비추력을 보상하기 위하여 매우 커다란 확장비를 사용하고 있음을 알 수 있다.

낮은 확장비와 낮은 연소압으로 인하여 수소엔진은 무게에서 역시 강점을 지니고 있으며 무게 이외에도 영역 II와 III의 엔진은 수소엔진에 비하여 복잡한 시스템을 채택해야 한다는 단점이 있다.

상단엔진의 싸이클 선정을 위해서는 여러가지 요소가 고려되어야 하겠지만 이 연구에서는 다음과 같은 조건을 고려하였다.

- ① KSR-III와 KSLV 선행연구를 통해 얻어진 기술사용이 가능할 것
- ② 현재 국내 인프라를 최대한 활용할 수 있을 것
- ③ 조건 ①과 ②를 만족하면서 향후 미래 엔진 개발의 방향과 일치할 것
- ④ 상단에 많이 사용된 사례가 있을 것
- ⑤ KSLV-II 상단에 사용이 가능할 것

Table 1 각종 싸이클 비교

	①	②	③	④	⑤	계
수소엔진	x	x	x	o	o	2
가압식 케로신	o	o	x	x	o	2
가압식 저장성	x	x	x	o	x	1
개방형	o	o	x	x	o	3
폐쇄형	o	o	o	o	o	5

표1에서 알 수 있듯이 가스발생기 후연소 싸이클에서 위의 조건과 가장 많은 부합점이 발견되었다.

3. 가스발생기 후연소 싸이클의 스티머틱과 특징

널리 알려진 바와 같이 가스발생기 후연소 싸

* 한국항공우주연구원 발사체미래기술연구소
연락처, E-mail: insang@kari.re.kr

이러한 액체로켓엔진은 가스발생기에서 1차 연소를 시킨 뒤 이를 통과한 고온의 가스를 다시 연소실에서 연소시켜 추력을 얻는 방식이다. 케로신을 사용하는 가스발생기 후연소 사이클에서는 가스발생기에서 산화제 과잉 연소를 일으킨 뒤 연소기의 연소실에서 연료를 더해 완전연소를 일으키는 방식이다. 이러한 방식은 주로 케로신을 연료로 사용하는 동구권에서 사용한다. 반면에 서방에서는 예연소 사이클(preburner cycle)이라는 이름으로 산화제 과잉이 아닌 연료 과잉 예연소기를 지나 연소실에서 산화제를 첨가하여 연소를 일으키는 방식을 채택하고 있다[1][2][3]. 또 한가지 케로신을 사용하는 사이클의 특징으로는 고온고압의 산화제가 금속 배관을 지나게 되므로 온도제한이 매우 엄격하며 제작이 어렵다는 단점이 있다.

Figure 2는 간단한 가스발생기 후연소 사이클 엔진의 스키매틱을 보여주고 있다.

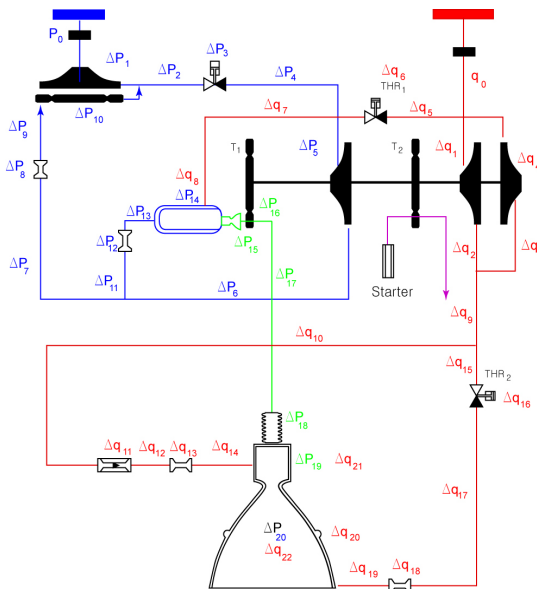


Fig. 2 가스발생기 후연소 사이클 스키매틱

Figure 2에서 푸른색은 산화제라인을 붉은색은 연료라인을 나타내며, 실제 엔진 사이클과는 달리 편의를 위해 많은 부품을 생략한 상태이다. 이

엔진은 비교적 단순한 다이어그램으로 KSLV-I엔진과 같이 고성능 엔진의 경우에는 이보다 훨씬 더 복잡하고 효율적인 시스템을 채택하고 있다.

이 사이클은 현재 항공우주연구원에서 개발 중인 개방형 케로신 엔진과 여러 가지 다른 점을 보여준다. 터빈을 지난 가스가 곧바로 밖으로 배출되는 개방형 가스발생기 엔진과는 달리 터빈을 지난 가스가 다시 연소기로 유입되기 때문에 개방형 엔진과 같은 터보펌프에 파이로시동기를 사용해서 엔진을 시동시킨다면 불순물을 포함하고 있는 가스가 연소기로 유입되게 된다. 따라서 연소기의 분사기에 심각한 결함을 발생시킬 수 있으므로 시동터빈을 따로 부착하여 파이로시동기의 가스가 연소기로 유입되는 것을 방지하여 준다. Figure 2에서 T_1 은 터보펌프의 메인 터빈이며 T_2 가 시동터빈이다. 시동터빈은 정상상태에서는 사용하지 않기 때문에 일종의 낭비되는 질량이 된다. 따라서 KSLV-I의 엔진과 같은 보다 발전된 형태의 엔진에서는 사용되지 않고 있다.

개방형 엔진에서는 연소기의 압력과 가스발생기의 압력을 서로 독립적으로 결정할 수 있으나 가스발생기 후연소 사이클에서는 가스발생기의 압력이 그대로 연소실로 전해지기 때문에 이 둘을 분리할 수 없다. 게다가 가스발생기의 압력은 연소기의 압력에 터빈의 압력비 만큼이 곱해지므로 터빈의 압력비를 개방형 엔진처럼 크게 가져갈 수 없다. 이 값은 보통 2 이하로 결정된다.

또 하나의 특징으로는 2개의 연료펌프를 들 수 있다. 가스발생기 후연소 사이클에서는 연소기의 압력보다 가스발생기의 압력이 약 2배이며 대부분의 연료는 가스발생기가 아닌 연소기로 향하게 된다. 그러므로 가스발생기 라인과 연소기 라인을 분리하여 가스발생기 라인만을 한 번 더 가압해 주는 것이 전체 파워를 절약할 수 있다. Figure 2에서 Δq_1 은 1차 연료펌프의 차압(양정)을, Δq_4 은 2차 연료펌프의 차압을 나타낸다.

개방형 엔진처럼 가스발생기와 연소기가 독립적이면 가스발생기의 유량을 늘려 이론적으로 얼마든지 터빈의 출력을 높일 수 있다. 그러나

가스발생기 후연소 엔진에서는 가스발생기에서 연소시켜야할 산화제의 양이 고정되어 있으며 온도의 한계가 엄격히 제한되어 있으므로 혼합비를 조절하여 가스발생기의 출력을 조절하기에는 한계가 있다. 따라서 산화제 라인에는 부스터 펌프를 설치하면 어느 정도 설계상의 자유도를 높일 수 있다. 또한 가스발생기 연소가스가 터빈을 구동시키기 전에 노즐을 통과한 뒤 터빈 블레이드를 구동하게 되는데 이 노즐은 개방형 터보펌프와는 달리 아음속 노즐을 사용한다[4].

4. 파워밸런스

정상상태에서 엔진의 작동을 시뮬레이션하기 위해서는 엔진의 설계 성능과 각 부품간의 파워밸런스를 고려하여야 한다. 이를 위해서는 먼저 각 컴포넌트의 압력밸런스, 유량 밸런스 그리고 필요한 유량과 압력을 구현할 수 있도록 터보펌프와 부스터 펌프 각 터빈간의 파워의 균형을 맞추어야한다.

각 산화제와 연료라인은 Fig.2에서와 같이 각가 몇 개의 분기점이 있고 이 분기점을 중심으로 다시 압력서클(구간)을 나누면 각 서클마다 다음과 같은 압력밸런스를 유지하여야 한다.

$$P_0 + \sum_{i=1}^n \Delta P_i = 0 \quad (1)$$

또한 유량은 유입되는 양과 소모되는 양이 같아야하므로 Fig.2내를 흐르는 양은 언제나 일정하다.

$$\dot{m} = const \quad (2)$$

끝으로 식(1)과 (2)에서 주어진 압력과 유량에 맞춰 펌프와 터빈을 구동해야하므로 식(3)의 파워밸런스를 맞추어야한다.

$$L_{\text{소모량}} = L_{\text{생성량}} \quad (3)$$

$$\sum L_{\text{turbine}} = \sum L_{\text{pump}}$$

가스발생기와 연소기의 화학반응은 CEA를 사용하면 손쉽게 계산할 수 있다.

8톤급 엔진을 가상하여 식 (1), (2), (3)과 CEA를 사용하면 정상상태의 엔진 모사가 가능하다.

참고 문헌

1. Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements", 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
2. 木村逸朗, "로켓 공학", 윤웅섭, 김영수, 경문사, 2004.
3. Humble R. W., Henry, G. N, and Larson, W. J. "Space Propulsion Analysis and Design", Mcgraw-Hill, New York, 1995.
4. Huzel, D. K and Huang, D. H. "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Rocketdyne, AIAA, 1992.
5. McBirde B. J. and Gordon S. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA reference publication 1311, 1996.