

의 무게로 인하여 상단에서도 점차 사라지고 있는 추세이다.

다음의 그림 1.12는 간단한 가압식 엔진의 개략도이다. 가장 상부에는 고압의 가압탱크가 위치한다. 여기의 고압의 가스를 이용하여 산화제와 연료 탱크를 가압하여 추진제를 연소실까지 공급한다. 가압기체는 분자량이 작고 저장상태에서 밀도가 높은 기체가 선호된다. 기체의 분자량이 작으면 동일한 압력일 경우 분자량이 높은 기체보다 가볍다는 의미이며 높은 저장밀도가 가능하다면 그 만큼 가압탱크의 부피를 줄일 수 있어 결국 무게에 장점이 생긴다. 또한 가압기체는 엔진의 추진제로 사용하는 산화제와 연료와의 반응성이 좋지 않아야 하며 추진제 탱크 내부에서 액화되거나 용해되지 않아야 한다. 이와 같은 요구사항 때문에 불활성 기체인 헬륨이 가압기체로 많이 사용된다.

가압식 엔진은 이와 같이 가압탱크를 사용하여 추진제 탱크를 가압하는 방식 이외에 작은 반응로를 이용하여 고체 혹은 액체연료를 사용하여 고압의 가스를 발생시키고 이 가스를 사용하여 추진제 탱크를 가압하는 방법도 가능하다. 이 밖에 추진제 탱크 내에서 매우 소량의 반응을 유도하여 생성되는 가스로 탱크를 가압하는 방법도 가능하다.

대표적인 가압식 엔진으로는 2004년 한국항공우주연구원에서 개발한 KSR-III 엔진과 유럽의 Astrium에서 개발되어 Ariane 5에 사용되는 Aestus<sup>4</sup> 엔진이 있다. 이들 엔진의 형상은 그림 1.13과 1.14에 나타내었다. 두 그림을 비교하여 보면 KSR-III는 1단 엔진이므로 작은 노즐을 Aestus 는 상단용 엔진이기 때문에 커다란 노즐을 장착하고 있다. 또한 KSR-III는

4 Astrium사에서는 최근 터보펌프 방식의 Aestus 2(RS-72)를 개발 중이다

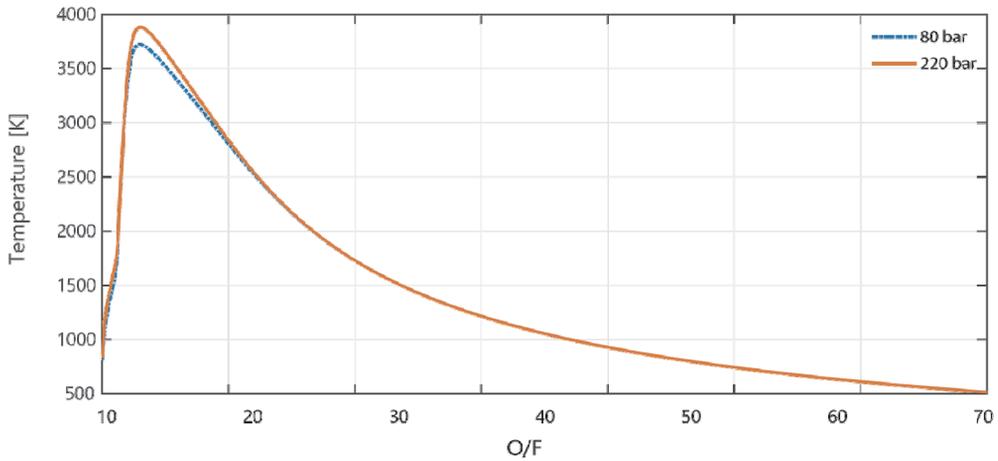


그림 1.18 O/F 비와 연소온도와의 관계

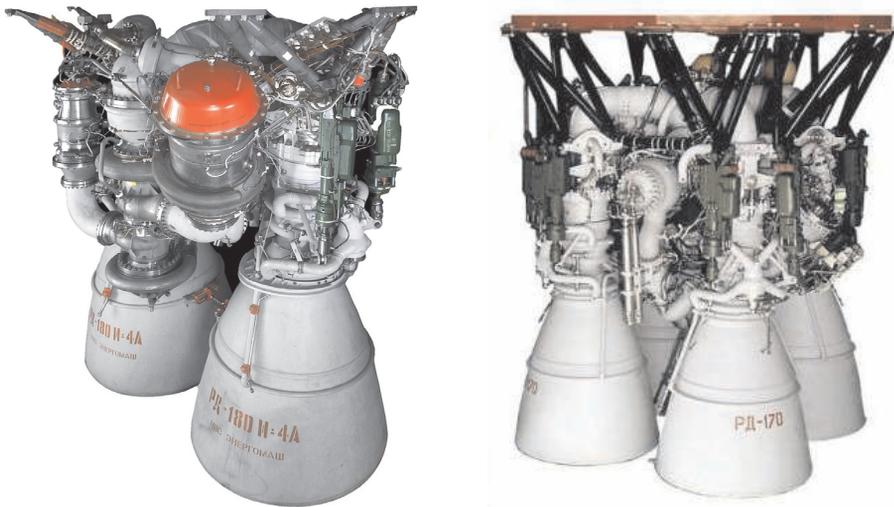


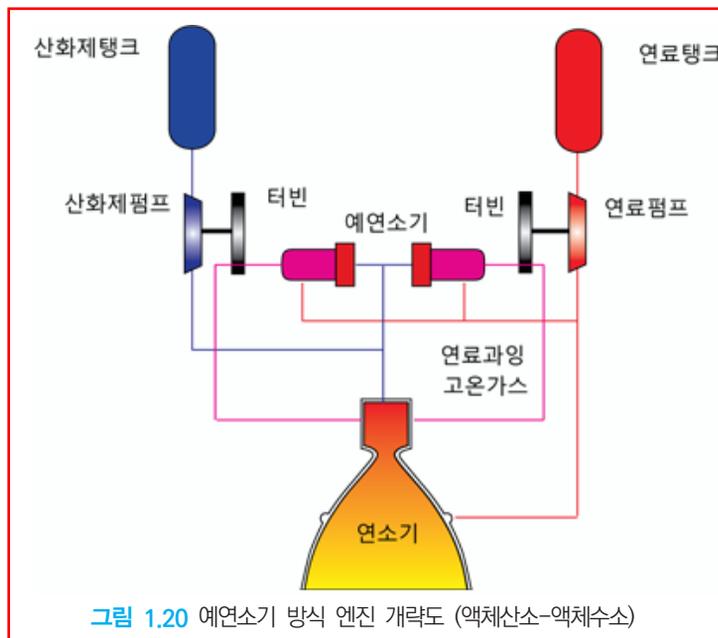
그림 1.19 RD-180( ) RD-170( ) [21],[22]

내부에는 보임을 위한 2개 이상의 연소반응 장치를 마련해야 한다. 그림 1.18은 케로신과 산소의 조합일 때에 O/F 비와 연소온도의 관계를 보여준다. 연소온도를 연료과잉 반응으로 낮출 경우에는 O/F 비가 0.38 이하이어야 하며 산화제과잉반응으로 낮출 경우에는 50 내외이어야 한다. 또한 그림에서 연료과잉 연소는 O/F에 대단히 민감한 반면 산화제 과잉 연소는 그렇지 않음을 알 수 있다. 따라서 산화제 과잉 연소는 넓은 O/F 비 대역에서 안정적인 연소가 가능하다.

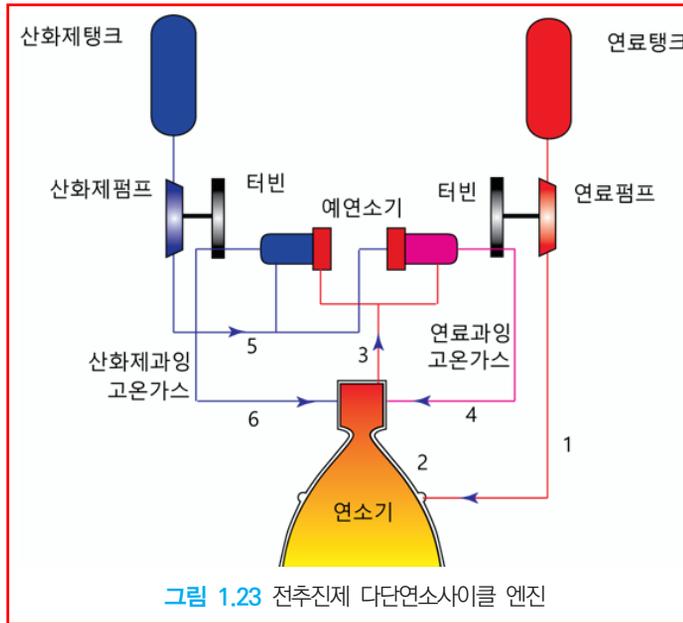
산화제 과잉 반응을 사용하는 대표적인 예연소기방식의 엔진으로는 러시아의 RD-170, RD-171, RD-180, (그림 1.19) 나로호 엔진 등을 들 수 있으며 이 엔진들은 현존 최고의 엔

진 중 하나로 인정받고 있다. RD-170, RD-171은 2016년 현재 가장 커다란 추력을 내는 엔진으로 진공추력이 무려 7903 kN에 이른다. 이는 F-1 엔진의 7740 kN보다 크며 SSME의 2278 kN보다 약 3~4배 가량 큰 것이다. RD-180은 RD-170에서 파생된 엔진으로 하나의 터보펌프에 4개의 연소기를 갖는 RD-170을 기초로 터보펌프를 새로 설계하고 연소기의 수를 2개로 줄인 엔진이다. 참고로 나로호 엔진은 RD-180 연소기를 하나로 줄인 모델이다.

앞서 설명한 바와 같이 산화제 과잉 연소 장치를 개발하는 것이 쉽지 않았기 때문인지, 산화제 과잉 고온가스라는 장벽에 부딪힌 미국에서는 케로신 대신 다른 연료를 사용하는 것으로 이를 해결했다. 액체 수소를 사용한다면 연료과잉 가스라 하더라도 그을음(soot)이 발생하지 않기 때문에 이 가스를 직접 연소기로 보내는 것이 가능하다. 그러나 이 경우에는 또 다른 어려움이 생긴다. 그림 1.17과 같이 하나의 터빈에 두 펌프가 동축으로 연결되어 있는 경우에는 기계적 특성으로 인하여 펌프로 펌핑할 수 있는 연료와 산화제의 용량차이가 그리 크지 않다. 그런데 액체수소와 액체산소를 사용하는 경우에는 두 추진제의 밀도차이로 인하여 연소실에서 적정 혼합비를 유지하기 위해 필요한 산화제와 연료량이 많은 차이가 발생한다. 실제로 케로신을 연료로 한다면 산화제와 연료의 비율이 약 2.4에서 2.6 정도지만 액체수소가 연료로 사용할 경우에는 그 비율이 약 6 정도가 된다. 이를 해결하기 위해서 펌프내부에 기어를 사용하여 펌프의 회전수를 조정하는 방법도 있지만 기어를 적용하면 터보펌프의 구조가 복잡해지고 신뢰성이 떨어진다는 단점이 생긴다. 이러한 부작용을 줄이기 위해서 RS-25, RS-68과 같은 엔진에는 아예 2개의 터보펌프를 장착하여 각각의 추진제에 하나씩



스가 생성되면 이 가스는 연료펌프와 연결되어있는 터빈을 구동시킨 뒤 4번 라인을 통해 연소실로 들어가 본격적인 연소를 하게 된다. 산화제 라인은 연소기의 냉각채널을 지나지 않기 때문에 연료라인보다는 단순하다. 펌프를 지난 산화제는 5번 라인을 통해 예연소기로 유입되며 산화제 연소기에서 산화제 과잉 기체를 만들어 터빈을 구동시킨 뒤 6번 라인을 따라 연소실로 들어간다. 이에 따라 연소실에서는 기체-기체 반응을 하게 되므로 기체-액체 반응을 하는 일반적인 다단연소사이클 엔진보다 연소안정성 면에서 유리하다. 그리고 이 사이클은 산화제와 연료를 모두 기체로 변환해야하므로 케로신 엔진이나 복잡한 분자구조의 추진제를 사용하는 엔진에는 적합하지 않다. 전추진제 다단연소사이클 엔진은 과거 소련에서 연구된 바는 있었으나 실제로 비행모델로 만들어 사용되는 것은 Raptor엔진이 최초일 것이라 생각된다.



끝으로 엔진 사이클을 정리하면 다음과 같다.

표 1.4 엔진 사이클 분류

기압식		
터보펌프 방식	개방형	가스발생기사이클 연소가스분리사이클 냉매구동사이클
	폐쇄형	다단연소사이클 팽창형사이클