

원자력 로켓은 가능한가(하)

원자력로켓의 여러가지

1960-70년대에 미국에서 이루어진 원자력 로켓의 연구개발은 네바 계획에서 보는 바와같이 가스 냉각, 고체 노심방식뿐만은 아니었다. 연구 개발의 목록에 오른 원자력 로켓은 여러가지가 있었고 그 중 어떤것은 오늘날 다시 연구되고 있는 것도 있지만 중도에 버려진 것도 없지 않다. 그런 여러가지 원자력 로켓을 찾아 살펴보자.

폐쇄형

네바 계획에서 개발된 XE프라임은 액체수소의 특수추진제를 사용한 폐쇄통합, 사이클형의 원자력 로켓엔진이다. 이 엔진의 성능은 다음과 같다.

출력: 1,300MW(130만 KW)

연소실온도: 2,340°C

연소실내 압력: 600Psia

(1cm³당 약 40kg)

노즐유량: 매초 90파운드(약 40kg)

총유량: 매초 79파운드(약 36kg)

그 중 6파운드는 냉각장치로 보내진다.

비추력 : 810초

엔진은 상하 2단의 모듈로 구성된 다. 하단에는 원자로와 압력용기, 노즐, 하단추진구조, 외부엔진 덮개, 기타 보기류가 들어가 있다. 상단에는 터보펌

프등의 상단추진구조와 보기류가 조합되어 있다. 엔진의 전장은 89m이고 상단은 지름이 3.59m, 무게 20톤 정도이다.

이 원자력 로켓 엔진은 먼저 탱크로부터 도입된 추진제인 액체수소가 터보펌프에 의하여 엔진 운전 압력까지 가압된다.

이 수소는 배기 노즐내의 배관을 지나 노즐을 냉각하는 동시에 연소하기 전단계의 예비가열이 된다. 이어 열과 방사선 설드 내부를 통과하여 노심에 들어가 가열된다. 가열에 의해 폭발적으로 팽창한 수소가스는 배기노즐로 분출하여 추력을 낳는다. 이 때 수소 가스의 일부는 터보펌프의 구동용으로 돌려진다.

이 원자로의 노심은 지름 20cm, 길이 14.343cm인 6각형의 우라늄을 혼합한 흑연연료의 집착체로 되어 있고 한 개씩의 연료요소에는 수소가스를 통과시키기 위한 구멍이 21개씩 나 있다. 노심의 주위는 밖으로 나가려는 중성자를 억제시켜 핵분열의 연쇄반응이 유지되도록 하기위해 중성자 차단체가 둘러싸고 있다. 원자로 전체는 압력용기에 밀봉되어 있다. 이의 전장은 60m, 지름은 20m로 되어있다.

이 원자로에서 요구된 최대의 기술적 도전이라할 수 있는 것은 수소흡입구 끝에서는 초저온 재료온도인데 반

해 그 출구 끝에서는 2500°C의 고온이라는 상반된 온도에 견디는 연료요소의 개발이었다. 심한 열부하, 고온의 수소가스와 연료요소, 그 밖의 구조재료 사이에 생기는 고온화학부식반응의 문제를 해결해야 했다.

1968년 12월부터 약 1년간 네바다 사막에서 실시된 분사실험에서 여러가지가 판명되었다. XE프라임이라고 명명된 이 원자력 로켓 원형은 각부분의 구조를 모두 비행용으로 설계되었으며 우주에서의 사용을 가상하여 분사는 아래로 향하게 했다. 실험의 목적은 반복시동, 출력조절, 자동점화등이었다.

실험기간을 통해 이 엔진은 28회 시동되었고 출력을 바꾸면서 도합 3시간 48분 운전되었다. 그중 3분30초는 출력 1,300MW, 추력 6.5만 파운드의 전력 운전이었다.

이 실험을 통하여 XE프라임은 신뢰성, 안전성, 예지성이 모두 우수한 것이 입증되었으며 네바 원자력 로켓의 실현성을 실증하는 결과를 얻을 수 있었다.

이에 고무되어 실제비행용의 엔진 설계에서는 수소의 통로를 변경시켰다.

이 변경은 예비가열된 액체수소의 태반이 중성자 반사체의 내부를 통과하게 한것이다. 이로써 노심출력은

1,500MW(150만KW),노심온도 2,360도K로 되고 추력은 약 34톤, 비추력은 825초로 설정되었다. 비행을 전체로 추진된 이 원자력 로켓실험은 1973년에 중지되어 버렸다.

수직 헤드형

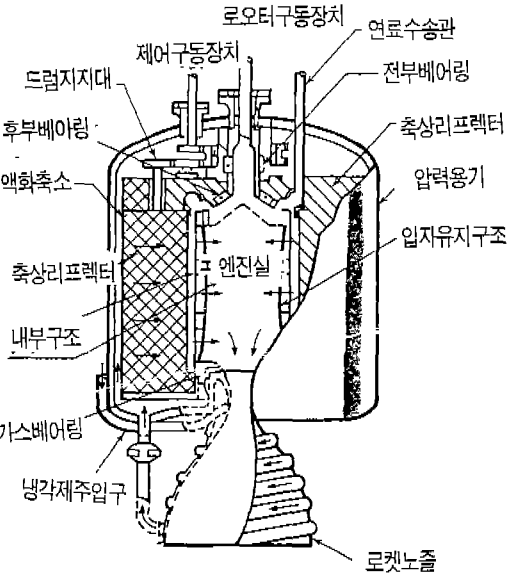
다른 원자력 로켓의 경우와 같이 이 형식에서도 핵에너지를 추진에너지로 변환하는 점에서는 기존 재료의 용점이 제약으로 되어 성능에 한계가 생긴다.

그렇지만 이 형식에서는 이런 약점을 거꾸로 이용하여 핵연료로부터 수소추진체에 이르는 열 전달율을 현저하게 향상시키고 있다.

이 형의 일종으로 미국방부가 개발하려는 로형식과 유사한 로인 회전류형 베드로(RBR)은 뉴요크주 소재의 부르크헤븐 국립연구소가 처음으로 고안한 것이다.

1973년에 원자력 로켓 개발연구가 중지되기까지 이 형식의 원자로 개발은 그다지 많이 진척되지 못했다. 그 시점에서는 RBR는 2분의 1 크기의 모형을 이용하여 열전도나 유체역학상의 특성등에 대한 실험이 계속되었다. 이 RBR은 네바계획에서 개발된 원자로와는 기본적으로 다른 방법이다. 고출력의 가스 냉각로를 만들려는 것이었다.

네바계획의 노가 비교적 대형의 고



회전류형 베드로의 구조

체연료요소를 사용하는데 대하여 RBR의 핵연료는 회전하는 다공질의 원통체 안쪽에 생기는 원심력에 의해 지탱되는 아주 미세한 입자로 되어있다. 이 연료는 고농축의 탄화우라늄에 탄화지르코늄등의 내화재료를 섞어 합금화한 것으로 GA사등이 개발중인 고온가스 냉각로용의 연료입자와 비슷하다.

이 연료입자의 지름은 0.1-0.5mm 정도밖에 안되어 부피에 대한 표면적의 비율이 크다. 따라서 열전도성이 좋고 로심부의 에너지 출력밀도가 매우 크게 되는 특징이 있다.

여기에 핵연료와 수소의 냉각추진체와의 온도차가 최소로 30도 전후에 지나지 않는다. 또한 연료베드가 회전하는데 따라 생기는 원심력은 가스유

량이 매우 클때라도 연료 입자가 날아가지 않게 작용한다.

RBR의 최대 지름은 1m가량에 불과하지만 열 출력은 60-100만 KW에 달하고 원리적으로는 수백만 KW까지도 가능하다.

원자로의 총중량은 3톤정도이고 배출가스의 온도는 최고 3,000도K로 최대 1,000초의 비추력을 달성할 수 있다.

이 형식의 원자로는 비추력을 클 뿐 아니라 고체로심의 원자로보다도 훨씬 신속하게 시동되는 장점이 있다. 그것은 연료가 미소한 입자로 나누어져 있기 때문인데 아이드림 상태에서 전개까지 불과 3초이하하면 되는 것으로 알려져 있다. 또 연료가 입자 상태이기 때문에 열충격이 생기지 않고 노의 시동·정지를 반복해도 연료가 기계구조에 중대한 열화작용을 주지않는다. 이런 특성을 지닌 노는 RBR이외에는 가스로심의 원자로뿐이다.

이 노의 약점은 연료의 장착량이 적기 때문에 용도가 최대출력을 단시간만 유지하는 경우에 한정된다는 점이다.

가스노심형

위의 두가지보다 더 우수한 원자로를 만들 수 있는지 어떤지는 거기서 쓰이는 물질의 용점을 능가하는 온도를 어떻게 유지하는가에 달려있다. 이것은 핵 에너지를 추력으로 변환할때

조사 해외

열전도이외의 방법으로 열을 전달할 수 있는지 아닌지에 달려있다.

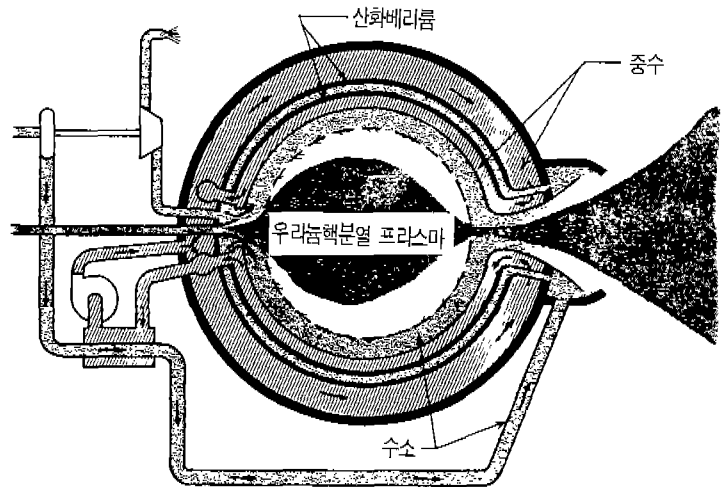
이 과제를 달성하기 위해서는 NASA가 개발한 가스노심원자력로켓 엔진은 매우 고온의 핵분열 프라스마 에너지를 열방사에 의해 수소추진체에 전달한다는 것이다. 원리적으로는 에너지 전환효율이 매우 높게 되어 적절한 크기와 무게를 가진 엔진이라면 2-5,000초라는 대추력비를 얻을 수 있는 것이다.

로켓 추진용의 가스노심형 원자로는 이온화하여 가스상으로 된 금속우라늄의 핵분열연료를 사용하는 외부 감속형의 공동구조를 가지고 있다. 프라스마의 표면온도는 약 1만도K이며 내부는 그 10-20배에 달한다. 이런 고온에서는 냉각용 완충가스와 액체 밀봉구조를 이용하여 핵분열 프라스마를 공동벽으로부터 떼어 놓아야 한다.

1972년에 이 가스노심방식의 원자로는 두가지 종류가 시험되었다. 첫째는 동축류형 원자로인데 NASA의 루이스연구소센터가 만든 것이다.

이것은 오픈사이클방식이라고도 하는데 저속으로 흐르는 핵분열 프라스마가 수소가스추진체의 고속 흐름에 들러싸여 있게 된다. 수소가스중에는 방사흡수를 위하여 미세한 입자가 혼합되어 있다.

이 수소가스는 약 1만도K의 고온 프라스마로부터 나오는 강력한 열 방사를 흡수하여 매우 고온으로 가열되고 높은 비추력을 생하면서 냉각노즐로 분출된다.



동축류형 원자로의 내부

설계에서는 구형의 연소실 지름이 3.6m이고 50Kg의 우라늄 235를 장치하면 핵분열에서 생성되는 열출력은 2,200만 KW로 이것은 매초 100gDML 수소를 1,800초의 비추력으로 180톤 이상의 추진력을 낼도록 가열하기에 충분하다고 한다.

이 로켓엔진의 문제점은 액체에 의한 프라스마의 밀봉이 불완전하기 쉽다는 것인데 실험결과 우주비행 계획에서 허용치까지 봉입이 가능하게 되었다고 한다.

또 다른 방법은 라이트 벨브형 원자로인데 앞의 동축류형의 결점인 연료 손실을 보전하려는 것이다. 이 형식은 핵분열 프라스마를 투명한 석영유리 속에 가두어 연료의 손실을 막자는 것이다. 이 방식에서는 핵연료가 14Kg 들어가며 열출력은 460만 Kw로 초당 22kg의 수소를 12,000도K까지 가열해 1,870초의 비추력을 얻게 되며 42톤의 추력을 얻는 것으로 되어 있다.

이들 가스노심형 원자로를 이용한 로켓은 성능, 기술수준 그리고 개발시점등으로 볼 때 중간단계의 추진장치라고 말할 수 있다. 즉 능력은 못하지만 당장 실용화가 가능한 고체노심형과 매우 고성능이지만 아직 한참 미래의 기술인 핵 융합 로켓과의 사이를 이어 주는 것으로 평가된다.

그리고 가스노심 원자로 로켓은 거기에 소용되는 여러 소재가 방금 각국에서 개발중인 우주왕복선 스페이스플레인에서 요구되는 소재와 같다는 점에서 주목할 만하다.

원자력 이온로켓

원자력 이온로켓은 핵분열 전기추진식이라고 말할 수 있는 것으로 미국과 소련 양국에서 연구되던 것이며 미국이 연구를 중단하던 시점에서 이 방식의 로켓이 쓰일 것은 의심의 여지가 없는 것으로 보고 있었다.

이온 로켓은 위에 열거한 핵열방식 추진 장치와는 다음 두가지 점에서 크게 다르다.

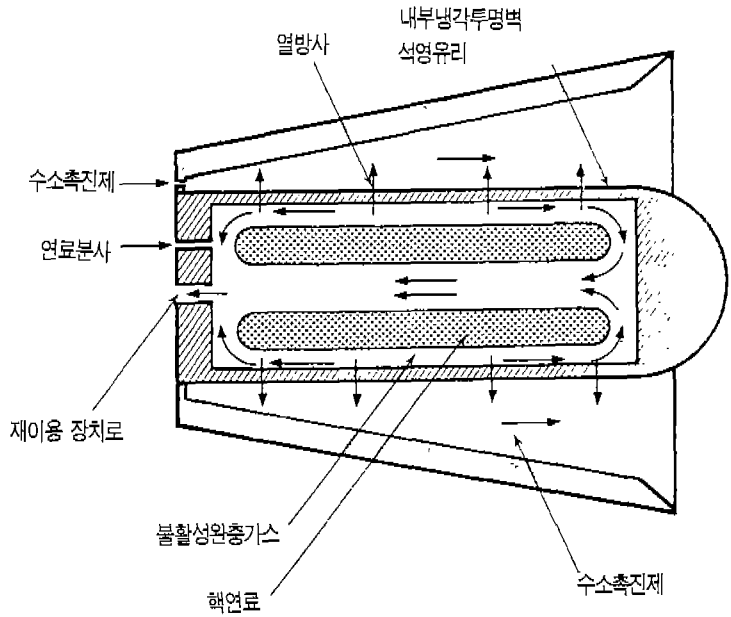
첫째는 여기서는 높은 분사속도를 얻기 위해 고온가스의 열팽창을 이용하지 않는 점이다. 그러면서도 원리적으로는 핵열방식의 로켓보다 훨씬 많은 비추력을 얻을 수 있는 점이 특징이다.

이 방식이 실용면에서 받는 성능상의 제약은 비추력보다는 주로 출력 즉, 추진장치의 질량과 분사출력의 비에 있다는 것이다.

둘째는 이온로켓은 추력이 매우 적고 가속력이 극히 약한 점이다. 따라서 비교적 가까운 장래의 용도를 고려하면 시간이 걸리는 태양계내의 다른 혹성탐사를 위한 무인 위성을 운반하는데 쓰이게 될 것이라고 한다. 이 로켓이 현재 추정되고 있는 출력 100-1,000KW가 아닌 1만KW 수준까지 이룬다면 다른 원자력 추진 로켓과 경합이 가능하다.

이온 로켓은 원자료가 전력을 출력 변환장치에 직접 보내서 이온 분사장치를 작동시킨다. 이 장치는 수은 이온등의 추진제를 정전기 자장으로 가속한다.

흥미있는 사실은 부하 입자를 가속하여 우주추진에 이용한다는 아이디어는 일찌기 1916-17년경 미국의 로켓 연구부문의 선구자인 로버트 고다드 씨가 연구실에서 실험한 바 있으며 1929년에는 독일의 헬민 오벨트가 독립적으로 제안한 적도 있다. 이 때는



가스노심형 원자로의 원리

에너지원으로 원자력을 이용한다고는 생각도 못하던 때이다.

1960년대와 70년대에 미국의 이온추진 연구계획이 선정한 원자로 -출력변환기의 형식은 냉각재로 액체금속인 나트륨과 칼륨의 합금(NaK)를 사용하는 고속로를 생각하고 스토로브형의 열 이온 연료요소를 쓰는 것으로 되어 있었다고 전한다. 이온로켓에서 연료 요소의 수명이 문제로 되는데 70년대까지의 많은 연구는 연료요소의 개발이 중심과제가 되었었다.

그리하여 트리가 라고 부르는 실험로가 만들어지고 10년이상에 걸쳐 연료시험이 계속되었다.

1973년에 개발계획이 중지될때 원자로의 수명은 1년정도이며 기술의 개발에 따라 수년간으로 연장될 것이라고 했으나 본격적 실험은 못하고 말았다.

이상으로 위성 발사를 위한 로켓 엔진에 원자력을 이용하는 방식과 그 장 단점에 대하여 살펴 보았다.

현재 쓰이고 있는 공기 압축식 또는 화학반응식의 로켓은 수명과 힘에 한계가 있어 보다 큰 추력과 긴 시간의 작동을 위하여 원자력 이용이 시도되었었다. 그러나 이 연구에는 실로 막대한 비용이 들기 때문에 천하제일의 부국인 미국도 결국 개발을 중단했다. 하지만 인류의 우주에 대한 끊임없는 탐사 욕망은 21세기에 가면 또 다른 양상이 나타날것으로 보여 원자력 로켓은 어쩌면 다음세기의 주요추진장치가 될지도 모를 일이다.