

흡입 공기를 이용하는 고체 로켓 추진기관

이 태 호
국방과학연구소 책임연구원



●1947년생
●열유체, 열전달을 전
공했으며 미 해군 대학
원에서 객원 교수로 추
진기관연소 연구를 수행
하였다.

1. 머리 말

일반적으로 로켓 추진기관이라고 하면 외부로부터의 산소 공급없이, 추진제라고 불리는 물질이 연소할 때 발생하는 고온 고압의 연소 가스를 고속으로 노즐로 통과시켜 추력을 얻는 기관을 말한다.

연소는 산소와의 화학반응이 급격히 일어날 때 일어나는 현상이므로 외부로부터 산소공급이 없다는 것은, 추진제 자체에서 산소공급이 가능하다는 것을 의미한다. 즉, 추진제는 그 자체가 흔히 말하는 연료성분과 산소를 공급할 수 있는 산소화합물을 같이 묶어둔 물질이어야 한다. 그러나 지구를 둘러싸고 있는 대기에는 산소가 20%나 포함되어 있으며, 이 무궁무진한 산소를 이용하지 않는다는 것은 여러 면에서 손실임을 쉽게 알 수 있을 것이다. 그럼에도 불구하고 이를 이용하지 못하고 있었음은 그 나름대로의 어려움이 있었기 때문일 것이다.

그러나 인간의 노력과 연구로 불가능했던 많은 사실도 가능하게 된 것이 헤아릴 수 없이 많아지고 있음 또한 주지의 사실이다.

로켓 추진기관 분야에서도 순수 연료 성분만을 로켓에 탑재하고 산소는 흡입되는 대기중의 것을 이용하자는 것이 새로운 연구분야로^(1,2)

각광을 얻고 있으며, 실제로 이러한 방법이 실용화되고 있다. 이와 같이 흡입공기를 산소원으로 하는 추진기관을 총칭 램제트 추진기관이라고 한다.

2. 램제트 추진기관의 일반적 특성

공기 흡입 램제트 추진기관은 일반 로켓 보다는 흡입공기를 산소원으로 사용하기 때문에 훨씬 좋은 열효율을 얻을 수 있다. 반면에 일반 로켓은 스스로 자신의 산화제를 운반해야 하고 따라서 이에 수반되는 무게의 소모가 있게 된다.

램제트는 흡입공기를 효과적으로 압축하기 위한 방법, 즉 초음속 속도의 전방 운동에만 의존하기 때문에 엔진 자체는 아무 작동 부품을 갖고 있지 않다. 이러한 램제트의 단순성과 함께 제작부품 무게의 감소 등으로 다른 공기 흡배기 엔진에서는 불가능한 고속 비행이 가능해진다.

전술한 특징들과 함께 램제트 추진기관의 비교적 높은 열효율이, 초음속에서 물체를 추진시키는 장치로서의 특별한 매력을 갖게 하는 요인들이 되고 있다. 또 하나 일반 로켓과 램제트 간의 중요한 차이점은 제로 속도에서의 추력이다. 로켓은 어떠한 속도에서도 추력을 발생시킬 수 있다. 즉 정지상태에서도 추력이

발생되나, 램제트 추진기관이 추력을 낼 수 있기 위해서는 운반체가 초음속의 영역까지 가속되어야 하며, 따라서 보조장치로서 부스터(booster)가 필요하다. 실질적인 작동 효과를 낼 수 있는 램제트는 추력이 드래그(drag)를 만족하게 이겨낼 수 있는 정도 즉, 마하 1.5이 상인 것이 보통이다.

램제트 추진기관의 기본구성은 공기 흡입구 또는 확산기와 연소실 및 배기 노즐로 되어 있다. 확산기는 공기를 추진기관으로 받아들이며 이 때 공기속도를 줄여서 램(bam) 압력을 형성하게 한다. 연소실은 이 압축된 공기와 연료를 태움으로써 열량과 질량을 더 해주는 역할을 하며 노즐은 고온의 연소 생성물이 갖고 있는 열에너지를, 추력을 형성할 수 있도록 운동에너지로 전환시킨다.^(3,4)

이와 같은 간단한 구성으로, 램제트 추진기관의 작동원리는 간단해 보이지만, 설계된 램 추진기관의 진행과정이나, 또는 관련된 관계식들은 일반 고체 로켓보다는 훨씬 복잡하다. 일반 로켓의 내부에서 일어나는 모든 일은 로켓 외부의 환경과는 분리되어 있다고 볼 수 있다. 즉 가속에 대한 2차적인 효과, 비행조종, 공기역학적 가열 등을 제외하면 로켓 내부에서의 진행과정은 주위 환경과는 무관하게 독립적으로 일어난다.

실제로 대기의 영향을 받는 것은 운반체(vehicle)의 드래그와 추력이며 추력은 노즐 배기 압력에 의존하고 있다. 그러나 추력은 근본적으로 로켓 모터의 내부 인자들에 의존하는 식으로 계산될 수 있다.

이에 비하여, 램제트 엔진에서의 추력은 여러 인자들의 동역학적 상호관계에 의존하고 있다. 즉 확산기에 의해 형성된 압력, 양각(angle of attack), 운반체(vehicle)속도, 주위 압력 및 고도 등이다.

이 추가적인 작동인자들의 복잡성 때문에 램제트 추진기관이 어떻게 작동하는가를 이해하는 데는 공기역학의 기본원리들의 파악을 필요로 하게 된다.

3. 작동원리

램제트 추진기관에 대한 해석 및 설명은 램제트 추진기관은 정지상태에 있고 공기가 동체(vehicle)의 속도로 접근하고 있다고 간단화하면 쉽게 이해할 수 있다.

흡입구로 들어온 공기는 단열 압축 과정으로 온도 상승을 일으키고 속도를 감소시킨다. 공기는 연료의 연소로 열이 더 가해지고 이 때 질량 유속은 증가하게 된다. 물론 이때 연소실에서 연소 미케이즘(mechanism)은 와류, 경계층 형성, 혼합, 불꽃 확산 등의 종합적인 과정으로 형성되면서 이루어지고 있으며, 그림 1에서 연소현상을 살펴볼 수 있다. 고온으로 압축한 가스는 노즐에서 팽창되어 더욱 고속으로 가속되게 된다.

추력은 추진기관의 연소실을 통과하는 가스의 모멘텀의 순수 변화율이고 이것은 공기와 연소연료의 질량률에 제트속도를 곱한 것에서 공기흡입률에 공기 속도를 곱한 것을 뺀 것과 같다. 그러나 동체에 대한 효과적인 순수 추력은 동체 주위의 공기 흐름으로 인한 표면 마찰(드래그) 때문에 추진기관보다는 다소 적게 된다.

추력에 대한 식을 살펴보면 전반적인 과정을 더욱 자세하게 이해할 수 있다. \dot{m}_a 를 흡입구에서의 질량유속률 V_a 를 속도라고 하면 $\dot{m}_a V_a$ 는 흡입공기 흐름의 순수 모멘텀이다. 노즐을 빠져나가는 속도를 V_e 라 할 때 출구가스의 모멘텀 변화는 $(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \cdot V_e$ 이고 여기서 \dot{m}_f 는 연료 연소로 인하여 연소실에 더해지는 질

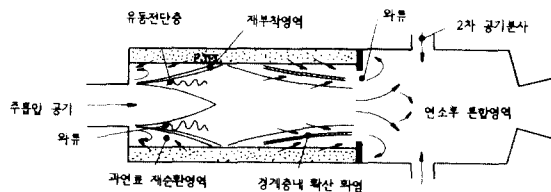


그림 1 고체연료 추진기관의 연소 영역별 형성

량물이다. 따라서 추력은 단순히 정상상태에서의 순수 모멘텀 변화율이다.

그리고 그 식은 아래와 같이 된다.

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_e - \dot{m}_a V_a \quad (1)$$

식(1)에서 V_a 는 추력을 떨어뜨리는 원인으로 나타나지만, 이 마이너스항은 \dot{m}_a , \dot{m}_f 와 V_e 에 포함되어 있고 또 보상시켜 주고 있다. 즉 위의 3 개항은 모두 V_a 와 직접적인 함수관계에 있다. 실제로 V_a 가 영(zero)이면 추력은 영이다. V_a 가 증가함에 따라 $(\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_e$ 항은 $\dot{m}_a V_a$ 보다 더욱 빠르게 증가한다.

따라서 추력은 안정되게 증가하며 보통은 Mach No. 3~5 범위일 때 최고가 된다. 그 후로는 다이내스 항이 큰 역할을 하며 추력이 떨어진다.

이러한 이유 등으로 램제트에서의 추력계산은 일반 로켓보다는 훨씬 복잡할 수 밖에 없다.

램제트의 연료비추력은 Mach 수가 1.5가 되기까지는 다른 공기를 이용하는 추진기관보다는 상대적으로 좋지 않다. 그러나 이 이상이 되면 다른 어떤 화학 추진 시스템보다 우수해진다.

참고로 지상에서의 로켓 추진제들의 비추력은 약 250초이다. 이러한 추진제들은 산화제를 연료보다 훨씬 많이 포함하고 있다. 즉 산화제의 무게가 전체 추진제 무게의 70~80%가 된다. 따라서 산화제를 갖고 있지 않는 램제트의 비추력은 몇 배가 될 수 있을 것을 예측할 수 있다. 실제로 램제트에서 보통 연료의 비추력은 정상적인 비행속도 범위에서는 1000에서 1500초에 이른다.⁽⁵⁾

램제트의 마하수가 4이상이 되면 공기의 정체 온도의 증가로 구조체가 가열되어 설계의 문제점이 된다. 밀도가 큰 곳에서의 높은 열전달률로 지상에서는 낮은 온도의 한계점을 일으키게 된다. 그리고 Mach 4이상의 열경계층에서는 비행체 구조, 엔진재료의 문제가 심각해진다. 즉, 능동적인 생각을 하지 않으면 비행

체는 적열상태에서 운용(operate)하게 되고 따라서 고가의 고온 합금강으로 만들어야만 된다.

한편, 이미 고온이 된 공기를 가열해야 하므로 연료 효율이 떨어지게 된다. 또 엔진의 열효율은 연소 생성물의 분해(dissociation)로 감소하게 된다. 이 과정은 열을 흡수하므로 엔진이 받는 온도상승의 어떤 한계를 주기도 한다. 무엇보다도 단순 램제트의 결점은 속도가 영인 상태에서의 추력은 발생할 수 없는 것으로, 비행속도에 의존도가 큰 것이라고 볼 수 있다.

따라서 램제트의 응용에 대한 가치 평가는 항상 램제트와 부스터 동력체를 같이 생각해야 하며, 연료의 경제성면이나 엔진 무게 등은 이 두 가지 사항을 같이 놓고서 판단하여야만 한다.

3.1 화염유지(Flame-Holding)

근대에 개발된 고체연료 램제트의 모든 기본은 그레이의 바로 앞쪽에 후면스텝(step)을 만들어서 불꽃을 안정하게 유지하는 데에 있었으며, 이에 대한 연구도 또한 많은 관심을 모으고 있다.⁽⁶⁾

이스텝 하류의 재순환 영역에서 발생하는 연소에너지가 화염이 연료 그레이에 전파되도록 하는 기초가 된다. 화염유지에 영향을 주는 것으로 두 가지 인자를 꼽을 수 있다. 첫째는 분사면적비라고 불리는 것으로, 공기 분사 면적비에 대한 연료 내경부위의 공간 면적비이다. 그러나 실질적 가치를 갖고 있는 인자로서는 연료의 내경에 대한 후면 스텝의 높이 비로서 이것은 분사 면적비의 다른 표시방법이다. 이 두 가지 용어 중 어느 것이 쓰이든 연료 그레이에 잇달아서 차단 면적이 있다는 것을 기억해야 하며 재순환 영역에서 연소가 유지 된다는 것이다.

두번째로 화염 유지에 영향을 미치는 것은 연료 그레이 내 공간에서의 속도이다. 분사면적비는 어떤 임계치보다 커야 되며, 그렇지 않으면 그레이 내 공간에서는 어떠한 Mach 수

에서도 화염유지를 할 수 없다는 것이 알려졌다.

이 임계치보다 큰 값에서는 그레이인 내부 공간의 Mach 수가 어떠한 상한값까지는 안정되게 연소가 됨을 알 수 있다. 그러나 이 상한 값을 지나면 불꽃은 꺼지게 된다.

4. 주요 램제트 추진기관

4.1 일체형 로켓 램제트 추진기관(Integral Rocket Ramjets)

초창기의 램제트 체계는 램제트의 속도를 맞추기 위하여 분리가 가능한 부스터를 사용했다. 그러나 이 방법을 발사대 설치나 또는 작동요구조건에는 잘 부합되지 않았다. 예를 들면 상당히 무게가 나가는 부품을 지상으로 떨어뜨려야 하는 일 등이다. 최근 성공적으로 이중 목적의 연소실을 이용하는 방법이 고안되었다.

즉, 로켓연소실에 부스터용 추진제를 충전시켜 넣고 이 추진제가 연소하여 운반체를 고속으로 가속한다. 그 후 흡입공기가 들어가게 하여 연소실에서 연료와 섞여지게 되고, 연료는 램제트에서와 같이 연소실에서 연소하게 한다. 부스터 로켓은 1000~2000psi에서 작동하고 램제트는 보통 100 psi 미만에서 작동하므로 보통은 2개의 노즐이 필요하게 된다.

특히 부스터 노즐은 램제트의 것보다 노즐목 직경이 작으므로 부스터 노즐은 램제트 작동전에 빠져 나가야 한다. 이 방법은 약간의 작업이 필요하지만 전반적으로 보아서 효과적인 부스터, 서스테이너(sustainer) 작동법이다.

IRR의 간편성이 분리형 부스터의 램제트보다는 공기역학적으로 더욱 산뜻하고 믿을 만하며, 가볍다.

그림 2는 IRR 램제트 추진기관의 작동순서를 나타내고 있어 이 과정을 이해하는 데 많은 도움이 될 것이다.

4.2 도관 로켓(Ducted Rocket)

도관 로켓의 형상은 액체 연료 램제트의 연료 탱크를 과연료 상태의(fuel-rich) 고체 추진제로 대체한 것과 같다. 그레이인에 포함된 산화제는 공기없이 연소가 유지될 수 있는 정도의 산소 양이 들어 있다.

그레이인의 연소에 의해 형성된 과연료(fuel-rich) 가스는 연소실 또는 혼합기(mixer)로 들어오는 흡입공기와 섞여서 노즐을 통하여 배출되게 된다.

가장 주요 해결점은 연소 배기 가스 흐름에 흡입 공기를 잘 섞어 고연소 효율을 얻는 것이다. 도관 로켓의 장점은 IRR보다 낮은 초음속에서 높은 추력을 얻을 수 있는 것이다. 물론 도관 로켓의 성능은 흡입공기의 각도, 속도에 크게 의존한다. 또 고체 연료 가스 발생기(gas generator)로부터 나오는 가스의 Mach 수, 분사(impingent) 각도, 공기와 추진제비 등에도 영향을 받는다.

고체연료 램제트(SFRJ)와 도관 로켓의 연

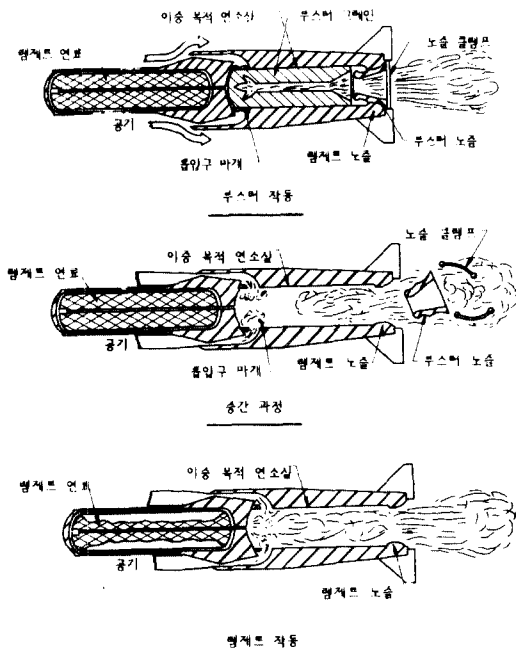


그림 2 일체형 램제트 추진기관의 작동 과정

로 그레이의 뚜렷한 차이점은 램제트 그레이는 보통 산화제가 포함되지 않고 있기 때문에 공기없이 연소를 유지할 수 없으나, 도관 로켓은 산화제가 포함되어 있어 연소를 유지할 수 있기 때문에 램제트에서 문제가 되고 있는 화염 형성(flame-holding)과 재순환(recirculation) 등에 대한 것들이 중요하지 않게 된다.

도관 로켓에서는 산화제가 포함되어 있는 까닭에 순수한 램제트만큼 성능면에 이점을 갖고 있지는 않다. 이러한 단점은 작동 가변성에 대한 크기가 커짐으로써 상쇄되고 있다. 또 도관 로켓은 램제트 형태의 추진 기관 중에서는 비행 매개인자들에 의존도가 낮은 가장 간단한 형태의 하나라고 볼 수 있다.

도관 로켓 연소관(combustor)은 혼합 보조구 또는 화염 유지기구 등이 없어도 효과적으로 작동할 수 있게 되어 있어서 고체 부스터 그레이를 이러한 주위의 여러 보조구, 또는 화염유지 기구 등에 맞춰 설계해야 하는 문제가 제거된다는 큰 장점이 있다.

더구나 연료 발생기로부터의 유입되는 축방향 모멘텀이 보존될 수 있고 연소관 압력 손실은 최소화할 수 있으면서 완전연소와 혼합을 이루어 높은 연소 효율을 얻을 수 있다.

5. 맺음말

이상으로 흡입공기를 이용하는 고체 램제트 추진기관에 대하여 일반적인 특성과 작동원리 및 주요 램제트 추진기관으로서 IRR과 도관 로켓에 대하여 살펴보았다. 이러한 고체 램제트 추진기관은, 전술한 대로, 자체만으로는 속도가 없는 상태에서는 작동이 불가능하므로 이에 대한 보완 방법으로 IRR의 개념이나 이미 고속으로 비행 중인 상태에서의 램제트 추진기관 이용 등을 고려할 수 있을 것이다. 그러나 궁극적으로 무궁무진한 대기속의 산소를 산화제로 사용함으로써 연료의 충전을 높일 수 있고, 따라서 같은 무게, 같은 체적의 일반 로켓 보다 월등히 높은 비추력을 얻을 수 있는

고체 램제트의 이용가치는 충분하고도 남는다고 할 것이다.

이러한 이유로 유럽을 위시하여 소련 등에서는 이미 고체 램제트 추진기관을 이용한 것들이 실용화되어 있을 뿐 아니라, 미국에서도 이에 대한 연구는 충분히 진행되어 어느 의미에서는 실용화에 대한 대기상태에 있다고 말할 수 있다. 단지 연료에다 더욱 비추력을 높일 수 있는 고체성분을 도입하는 연구과제 등이 남아 있을 뿐이다.^(7,8) 이러한 선진제국의 활발한 연구와 이의 실용화에 비하여 국내에서는 이에 대한 연구가 거의 없는 상태이므로 앞으로 학계에서의 활발한 연구가 기대되고 있다.

참 고 문 헌

- (1) Nabty, J.A., Lee, Tae-Ho, Naton, B. and Netzer, D.W., 1991, "Combustion Behavior of Boron Carbide Fuel in Solid Fuel Ramjets," Second International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion: Combustion of Boron-Based Solid Propellants and Solid Fuels, Lampoldshausen, Germany, 4~6 March.
- (2) Lee, Tae-Ho and Netzer, D.W., 1991, "Temperature Effects on Solid Fuel Ramjet and Fuel Properties and Combustion," Accepted to be Published in the Journal of Propulsion and Power.
- (3) Zucrow, M.J., Aircraft and Missile Propulsion, John Wiley and Sons Inc., New York, 1958.
- (4) Myers, T.D. 1984, "Special Problems of Ramjet with Solid Fuel," Ramjet and Ramrocket Propulsion Systems for Missile.(AGARD Lecture Series 136).
- (5) The Pocket Ramjet Reader, United Technologies Chemical Systems Division, San Jose, 1978.
- (6) Lee, Tae-Ho, 1991, "A study of the Flammability Limit of the Solid Fuel Ramjet Combustion", ADD SEP REPORT PART III
- (7) King, M.K. 1982, "Ignition and Combustion of Boron Particles and Clouds," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.19, pp. 294~306.
- (8) Gany, A. and Netzer, D.W., "Combustion Studies of Metallized Fuels for Solid-Fuel Ramjets," Journal of Propulsion and Power, Vol.2, No. 5, pp. 423~427.

