BGP(Ballistic Generator of Plasma)를 사용한 RAM JET용 고체연료 연소율 측정

인하대학교

채재우 (기계공학과 교수, 로케트연구회 지도교수)
문종인 (대학원, 로케트 연구회)
이정석 (학부, 로케트연구회)

V. Shmelev (Institute of Chemical Physics RAS)

서 론

연구배경

세계 제2차 대전 이후 공중 운송 수단으로 실용화 된 분사추진 기관은 지속적인 발전을 거듭하여 현재는 고속 항공의 핵심으로 자리 잡고 있다. 분사추진 기관은 크게 로켓기관과 젯트기관으로 나눌 수 있다. 로켓기관은 자체 내에 산화제와 연료를 저장하여 두 물질을 서로 반응시킴으로써 발생하는 화학적 열에너지에 의한 분사추진력을 이용한다. 제트기관은 공기 중의 산소를 기관내에 끌어들인 후 연료와 반응시켜 열에너지를 얻기 때문에 자체에 산화제를 저장하지 않지만, 외부의 공기를 고압의 연소실에 계속 공급하기 위해 압축기가 장착된다. 이 압축기는 연료 연소시 발생하는 열에너지의 일부를 소모하며 가동된다. 그러나 램제트의 경우는 압축기를 필요로 하지 않는다. 공기중에서 비행체의 속도가 일정 이상의 속도에 이르게 되었을 때, 디퓨져(diffuser)에서는 자연적으로 공기가 흡입되며 유속은 감소한다. 또한 감소한 만큼 공기의 운동에너지는 압력의 형태로 전환되어 연소실에 공기 공급원으로 충분하게 된다. 이러한 추진기관의 장점은 로켓엔진과 비교했을 때 산화제를 별도로 저장하지 않고 대기중의 산소를 사용하므로 상당한 효율의 증가를 가져올 수 있다는 것이다.

외국에서는 지난 십 수년간 이러한 고속의 비행체 중 공기흡입 추진에 관한 많은 연구가 진행되었다. 마하수 3까지는 일정한 바이패스 비율(bypass ratio)을 갖는 바이패스 엔진이

경제적이다. 그러나 보다 고속에 대해서는 다른 접근 방법의 적용이 불가피하다. 이런 점을 고려했을 때 특히 램제트(ramjet)는 구조가 간단하고 공기압축을 위한 회전장치를 필요로 하지 않으므로 매우 적합하다 할 수 있다.

램제트의 시대는 1945년 2차 대전 중 미국에서 시작되었다. 그 이후 1965년 까지 미국, 영국, 소련, 그리고 프랑스에서 각각 몇개의 비행체가 만들어 졌다. 미국의 Talos와 Bomare 미사일, 영국의 Blood hound, 러시아의 SA-4 그리고 프랑스의 CT-41이 바로 그것이다. 이것들이 비행실험에는 성공했지만 실용적이지는 못했다. 그것은 로켓 부스터(Booster)에 의한 2단계의 엔진 형태를 가져야만 했으며 크기 또한 거대 했기 때문이다. 이러한 비행체는 액체 연료를 사용했고 속도는 마하4로 제한되어 있었다. 60년대 들어 오면서 고체연료 램제트와 램로켓 분야에 관심을 두게 되었으며 러시아에 의하여 최초로 SA-6가 실전분야에 배치되었다. 또한 미국, 프랑스, 독일등도 60년대에 들어 오면서 많은 연구를 시작하였으며 미국의 'ALVRT' 프랑스의 ASMT, ANS, Rustic, 독일의 붕소를 연료로 하는 비행체등 실용적인 면과 실험적인 비행체 등에서 많은 발전을 이루었다. 그리고 같은 공기흡입 비행체이지만 약간은 다른 형태인 Ducted Rocket과 Hybrid Rocket도 함께 병행하여 발전하였다. 마하 5이상의 속력을 내는 스크램제트(scramjet)의 연구도 진행되고 있는데 프랑스의 Scorpion은 마하 7이상을 내는 시험비행체이며 미국의 NASP, 영국의 Hotol 그리고 독일의 Sanger등이 스크램젯이다.

앞에서와 같이 램제트에는 여러가지 방식이 연구되어 왔고 각 방식들은 고유의 장단점을 가지고 있지만 본 연구에서 다룰 내용은 고체연료 램제트-SFRJ (Solid Fual Ram Jet)-이다. 일반 고체 추진제에는 자체에 산화제와 연료가 혼합되어 있고 결합제에 의해 일정한 물리적 형태와 강도를 유지하게 된다. 고체연료 램제트의 연료는 외부로 부터 유입되는 공기를 주산화제로 사용하지만 연료자체에 미량의 산화제를 함유한다. 따라서 이러한 연료는 고체추진제와 마찬가지로 자체적으로도 연소가 가능하다. 그러나 램제트 연소실에서의 고체연료는 외부로 부터 공급되는 고속의 공기에 의한 침식연소의 형태로 연소하므로 이러한 고체연료의 침식연소율의 측정은 엔진 설계에 있어서의 필수적인 자료가 된다.

지상에서 침식 연소율을 비롯한 램제트의 성능을 측정하기 위해서는 램제트이 작동하기 시작하는 램 속도에 도달했을 때와 같은 환경을 조성해 주어야 한다. 이를 위하여 고온, 고압의 공기를 램제트의 공기 흡입구에 공급하여 실제 고속 비행시와 흡사한 조건을 제공하기 위하여, 외국에서는 고압 공기 공급과 가열 등의 기능을 수행하는 거대한 고가의 장비들을 사용하기도 한다. 그러나 본 연구팀은 러시아에서 도입한 BGP(Ballistic Generator of Plasma)라는 간단한 소형 장비를 사용하고자 하며 본 연구는 램제트 연료개발 및 설계

에 필수 자료인 침식 연소율을 측정하는데 있어 램제트 및 BGP에 관한 전반적인 검토 및 연구에 관한 것이다.

본 론

1. 램제트의 종류 및 특징

액체연료 램제트

압축된 공기는 미세한 연료방울을 분사하도록 설계된 연료 분사 노즐을 지나면서 연료와 혼합된다. 이러한 혼합가스는 Flame holder에 의해서 고르게 퍼지고 연소된다. 이때 연소가스의 온도는, 노즐로 분사되기 직전에 약 2000K 까지 상승하며 이러한 연소가스의 분사로서 추력이 발생한다.

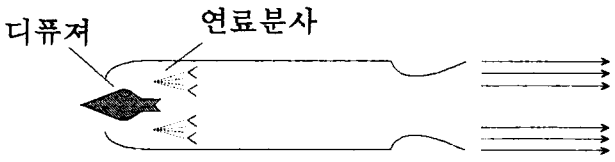


Fig.1 액체연료 램제트

고체연료 램제트

SFRJ(고체연료 램제트)는 연소가스로 부터 연소실 내부벽을 보호하게 되므로 더 높은 온도까지 도달할 수 있는 장점이 있다. 여기에 쓰이는 연료는 일반적으로 액체연료 램제트에서 쓰는 연료보다 더 에너지가 작은 것들이다. 예를들어 폴리에터, 폴리에스터, 폴리에틸렌, 그리고 폴리메타메티아크릴레이트의 고분자가 가장 일반적이나 연료의 에너지를 증가시키기 위해 붕소 등의 고에너지 물질을 첨가하는 연구도 활발하다. SFRJ을 디자인 하는데 있어서 가장 중요한 것중 하나가 효율적인 연소실을 디자인 하려는 것이다. 많은 나라(미국, 프랑스, 독일, 러시아, 이스라엘, 네델란드, 스웨덴, 중국, 일본)에서 연구결과 연료가 뒤에 붙어있는 첫번째 diaphragm, 그리고 뒤쪽 diaphragm에 의하여 연료와 분리되어 있는 두번째 연소실을 가진 흡입 형태를 취하는 것이 적절하다고 밝혀졌다.

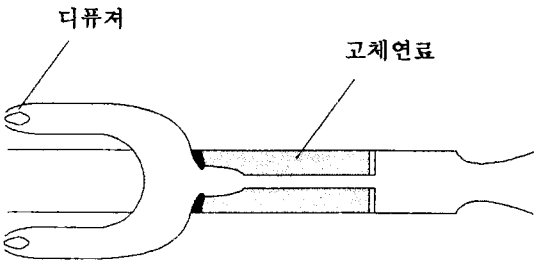
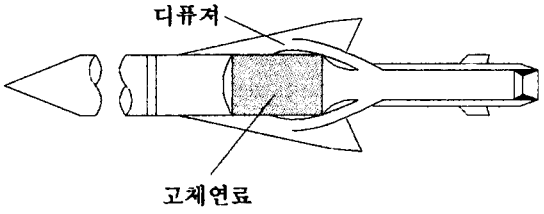


Fig.2 고체연료 램제트

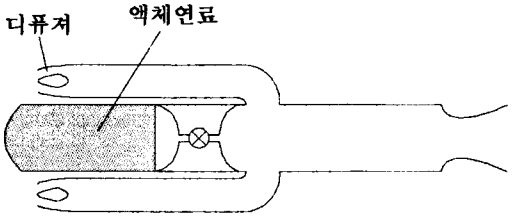
램로켓과 Ducted 로켓

램 로켓은 로케트와 램제트의 복합형 엔진이다. 이것은 상당히 간단한 형태를 가지고 있으며 특히 고체추진제 로켓이 1차연소 로켓으로서, 램제트연료에 해당하는 가연 연료가스 발생기로써 쓰여질때 높은 성과를 나타내며 이런 형태를 ducted rocket이라 한다. 1차 연

소 로케트의 가스형태 배출물질이 만일 대기로 분사한다면 다량의 미연연료를 포함하므로 재 연소한다. 결합된 램제트 연료로써 분사되어지는 배출물을 연료로 하고 램 공기를 산화제로 하여 램 연소실에서 반응 시키면 7000~10000N.s/kg의 높은 비추력을 발생한다. 램로케트의 원리는 Fig.3에 잘 나타나 있다. 가스 발생기안에, 고체나 액체연료 모두가 쓰일 수 있다. 액체연료는 등유, 탄화수소와 히드라진의 혼합물등이 쓰이며 고체연료는 앞에서 말한 고분자가 쓰인다. 고온의 연료가스는 대기와 혼합되어 연소하며 연소가스는 쵸크 된 상태의 노즐을 통하여 분사되어 추력을 발생한다. 엔진의 성능은 형태와, 물리적 열 화학 반응과정에 따르는 연소효율에 주로 의존한다. 확실히 긴 연소실은 높은 연소효율을 보장하지만 가장 가벼운 동체와 최적의 길이대 지름비를 요구하는 실용적인 측면에서도 그리 바람직하지는 않다. 이런 점들이 모든요소 즉 공기흡입구, 연소기, 노즐 등의 최적화를 필요로 한다. 이와 관련하여 복합재료의 개발뿐만 아니라 고강도의 금속 등의 동체의 재질의 개발도 매우 중요하다.



(a) 고체연료 용



(b) 액체 연료용

Fig.3 램로켓과 ducted 로켓

스크램젯 (scramjet)

아음속 연소기 내에서의 강한 감속으로 인한 높은 온도의 증가는 해리를 일으키며 이 효과를 피하기 위하여 1950년 말에는 초음속하에서의 연소를 실현하는 것에 관심에 집중되었다.

이론 및 실험적 기초는 주로 미국과 영국에 있었고, 가장 중요한 기여자는 Ferri.A 였으며, 이를 Physic Laboratory와 NASA-Langley 그리고 Marquardt 회사와 스위스 은행에서 적용시켰다.

스크램젯의 기본 구성은 공기 흡입구, 연소실 그리고 노즐로 되어있다. 공기 흡입구에서 몇 퍼센트의 속도만 감소하여도 그 동안 정체 압력은 두배로 크기가 증가한다. 그 뒤에 연료가 분사되고 연소실에서 공기와 혼합된 후 연소한다. 이 때 비행속도보다 약간 높은 속도가 발생하여 가속이 일어난다. 이 때 출구압은 대기흐름의 정체 압력보다 약간 높다. 엔진의 순수 추력은 가스속도의 증가로 부터 발생하며 엔진내부 표면에 압력으로 전달된

다. 이런 타입의 엔진을 통하는 흐름은 초음속이다. 그렇지만 절대 속도는 그리 많이 변하지 않는다. 크기의 변화에 따르는 마하수의 다양성은 정체 온도의 높은 상승과 관련하여 의미가 있다. 연소실 내에서 흐름의 속도는 비행속도에 가깝다는 점에서, 연소실 길이와 비행속도의 비율에 의한 머무르는 시간이 비슷하다는 추론은 가능하다.

추력의 평가는 출구 운동량이, 연료 엔탈피에 의한 증가를 감안한 흡입구 운동량과 같다는 점을 이용한다. 결과적으로 디퓨져와 노즐의 효율은, 흐름이 고속이라는 점에서 램제트 보다 좋아지게 된다.

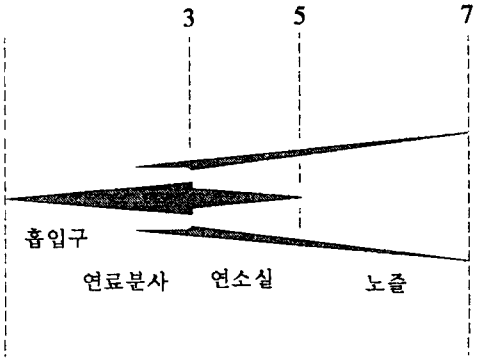


Fig.4 스크램젯

2.BGP 소개

BGP(Ballistic Generator of Plasma)는 SFRJ의 현상 규명을 위해 실제 상황과 유사한 조건으로 실험실에서 연구할 수 있는 실험장치로 고안되었다. 광화학 합성, 가스 및 폐수의 정화, 물질의 표면 처리 등 수 많은 공업적 문제들을 해결하기 위해, 그리고 고 엔탈피 가스 유동이 중합체 및 고체 연료 등 여러 물질에 미치는 영향을 연구하기 위해서는 강력한 고온 플라즈마를 연구하는 것이 필요하다. 이러한 고온 플라즈마는 축전기의 전기 방전에 의해 만들어질 수 있다. 또 다른 방법은 전기를 사용하지 않고 고온 플라즈마를 만드는 방법으로서 작동 가스의 급격 단열 압축 장치를 이용하는 방법이다. 그러나, 현재의 1세대 작동 가스 급격 단열 압축 장치는 고온 플라즈마를 만들어 내는데 있어 전기적인 장치보다 비 효율적이다.

그러나, 최근 BGP 장치내의 작동 가스를 단계적으로 가열시키는 새로운 방법이 1985-1992년 Institute of Chemical Physics RAS에서 연구되었다. 이 연구에 의해 보다 효과적인 BGP (Ballistic Generator of Plasma) 장치 (2세대 BGP 장치)가 개발되었다. 이러한 BGP 장치는 작동 가스의 압력을 100-1,000atm까지 변화시켜 가며, 15,000K이상의 고온 플라즈마를 발생시킬 수 있다. 이러한 BGP 장치에서는 예 압축 가스나, 가스, 액체, 고체 연료의 연소에 의한 생성물이 작동 가스의 압축에 필요한 에너지원으로써 사용될 수 있다. 이러한 BGP 장치는 디자인과 제작이 간편하고 용이하다.

BGP 압축기 내에서 작동 가스는 2개의 피스톤에 의해 높은 온도까지 급격히 단열 압축되고, 또한 작동 가스의 예열에 의해 더욱 높은 온도까지 올라갈 수 있다. 약, 1,000K 이상의 작동 가스 온도가 얻어질 수 있다. 또한 BGP 압축기를 사용하여 또 다른 화학 반응기

를 만들어 내는 것도 가능하다.

고 엔탈피 플라즈마 발생 장치로서의 BGP 장치는 고체 연료 및 여러 물질에 대한 고온 가스의 영향을 연구하는 물리적 실험에도 적용될 수 있다.

Fig.5는 BGP 장치이다.

3. 로켓과 램제트

로켓과 램제트은 모두 분사추진력의 작용에 대한 반작용의 힘에서 동력을 얻는다는 점에서 공통점을 가지고 있다. 로켓과 램제트는 실용의 역사로 보았을 때 2차 대전시 독일의 V1이 펄스젯으로 램젯의 형태를 가지고 있기 때문에 로켓이 먼저라 하기는 어렵지만 원리나 기초 실험 일상적 응용면에서 본다면 램제트은 로켓의 변형이라 할 수있다.

로켓 추진제의 비추력

로켓은 내부의 물질 즉 추진제 구성 분자들을 밖으로 내 던짐으로써 동력을 얻는다. 표면적 현상인 던져지는 물질에 해당하는 분사가스의 질유량과 속도로 추진력을 산출할 수 있지만 밖으로 내 던지는 에너지의 원천도 필요하다. - 어떤 형태의 에너지를 사용하는가에 따라 화학추진 로켓, 전기추진 로켓, 핵로켓, 태양열 로켓 등 여러 종류가 있으나 기본 원리는 모두 같으며 여기서는 가장 일반화된 화학 추진 로켓 만 다루기로 하겠다. -

이 분사 에너지의 원천은 추진제가 가지고 있는 화학 에너지로 같은 질량을 가진 추진제라 하여도 화학적 성분에 따라 성능이 다르게 된다. 즉 같은 질량이라 하여도 세게 던지면 그만큼 반작용도 증가하게 된다.

이러한 것을 나타내는 추진제 성능의 척도를 비추력 이라 한다. 이것은 1초간 1Kgf의 추진제가 소모하였을 때 발생하는 추진력과의 비를 나타내는 값이며 I_{sp}(specific impulse)로 표기한다.

$$I_{sp} = F / (m' \cdot g) \qquad (1)$$

F_r : 로켓 추력, $kg \cdot m/s^2$

m' : 질유량

g : 중력 가속도, $9.8m/s^2$

램제트의 추력

로켓에서의 기본 개념을 바탕으로 램제트에 관한 기초 이론은 다음과 같다.

로켓은 추진제 자체내에 산화제를 저장 또는 포함하고 있기 때문에 공급 계통이 외부와 차단되어 있지만 램제트는 대기로 부터 산화제를 담고 있는 공기를 받아 들여야 하므로 다른 구조를 가진다. Fig.1는 디퓨져, 연소기, 노즐로 이루어진 액체 연료 램제트, Fig 2는 고체연료 램제트의 개략도이다. 흡입된 공기는 디퓨져에서 압축되어 연료와 혼합된 후 연소실에서 연소된다. 연소가스는 디퓨져에서의

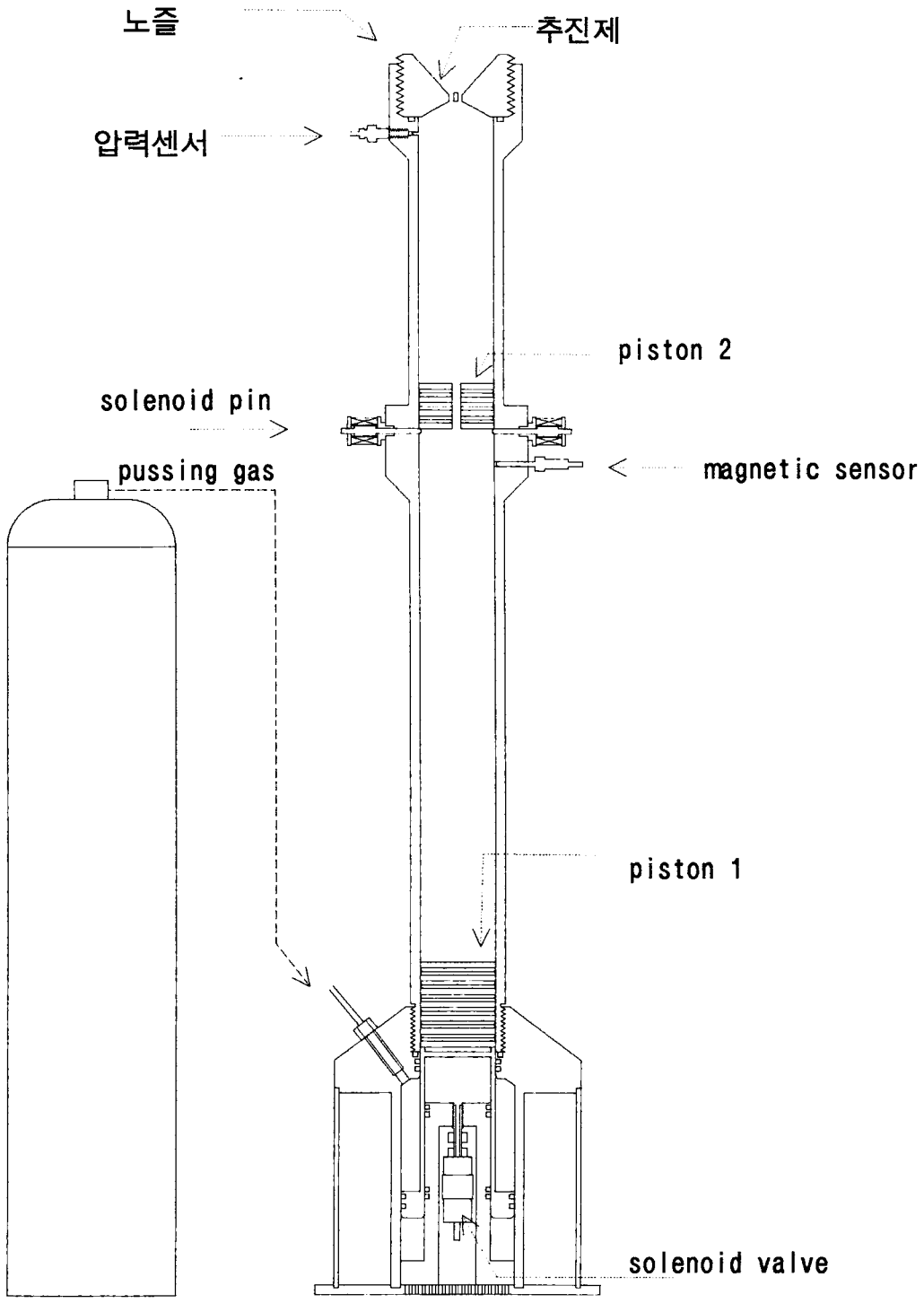

노즐
추진제
압력센서
piston 2
solenoid pin
pussing gas
magnetic sensor
piston 1
solenoid valve

Fig.5 BGP 장치

흡입된 공기의 속도 감소로 인한 압력상승에 의하여 노즐로만 분출되며 이러한 과정을 거쳐 추력이 발생된다. 램제트는 음속 이하에서도 작동하지만 초음속에 적합하다. 그것은 공기의 유입 속도가 클 수록 공급압력이 상승하게 되어 더 활발한 연소반응을 일으킬 수 있기 때문이다. 연소기는 마하 0.3 ~ 0.4의 흡입속도를 요구하는데 이는 압력의 상승을 의미한다. 급격한 흐름으로 열량의 변화가 0이라 가정하면 식(2)의 등엔트로피 식을 적용할 수 있다. 예를 들어 등엔트로피 과정에서 만일 마하 3에서 마하 0.3으로 감속된다면 약34배의 압력상승이 있다.

$$P_T/P = [\ 1 + \{(k-1)/2\}M^2\ ]^{k/(k-1)} \qquad (2)$$

P_T : 정체압력(전압력)
P : 압력
M : 마하수
k : 비열비

그러나 충격파에 의한 압력 손실이 크기 때문에 실제로 이 보다 훨씬 적게 된다. 램제트의 추력 F_j는 간략화하여 다음과 같이 나타낸다. 터보 제트 역시 마찬가지 이다. 편의상 흡입 질유량과 분사 질유량을 같다고 놓고, 공연비가 크기 때문에 실제로 근소한 차이라 가정하면 추력 F_j는 간단히 정리된다.

$$F_j = m'(u_j - u_a) \qquad (3)$$

m' : 질유량
u_j : 분사유속
u_a : 비행속도

이와 같이 램제트을 비롯한 제트엔진의 추력은 노즐에서 발생하는 추력에 디퓨져에서 압축시 발생하는 반대 방향의 작용력을 빼 준 값이 실추력이다. 액체연료 램제트의 추력 F_j는 다음 식에 따른다.

$$F_j = M_a[(1+f)U_j - U] + (P_e - P_a)A_e \qquad (4)$$

M_a : 공기의 질유량
f : 연공비
U, U_j: 비행속도, 분사속도
P_a, P_e: 대기압, 출구압
A_e: 노즐목 면적

램제트 연료의 비추력

비행체에 있어서 연료의 중량이 차지하는 비율은 높으며 중량은 비행체의 가속에 커다란 방해 요소가 된다. 이러한 점으로 보았을 때 제트엔진류는 연료의 연소에 필요한 산화제를 대기중에서 취하기 때문에 비추력에 있어서 상당히 유리함을 알 수 있다. 식 (5)로 부터 제트엔진의 비추력을 알 수 있다.

$$I_{sp} = F_j/\dot{m}' = u_j - u_a \qquad (5)$$

F_j : 실추력
$\dot{m}'$: 질유량
u_j : 분사유속
u_a : 비행속도

Fig 6은 로켓 엔진과 램제트 엔진 그리고 터보제트 엔진의 비추력을 비교한 것이다. 로켓 엔진의 비추력은 일정하나 제트엔진은 비행속도에 큰 영향을 받는다. 램제트는 비행속도가 증가하면 흡입 압력도 증가하여 연소실 압력 증가에 기여하는 반면 터보제트는 비행속도 증가시 흡입구에서의 반발력도 같이 증가하는 반면 연소실 압력은 압축기에 의존하여 변화가 없으므로 연소실 압력에는 영향을 주지 않는다. 따라서 속도가 증가함에 따라 비추력은 감소한다.

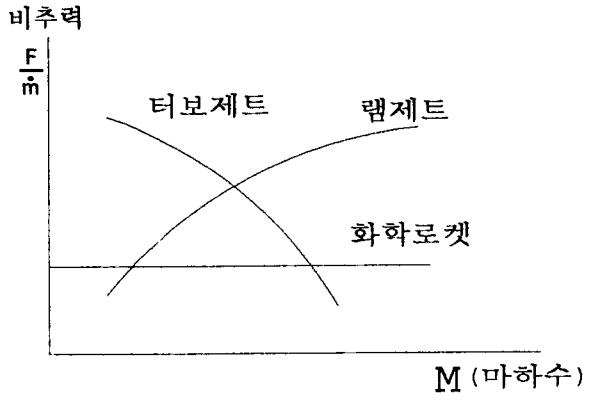


Fig.6 속도에 따르는 각 엔진의 비추력

4. 고체추진제와 고체연료

램제트 고체연료의 침식 연소율

고체연료 램제트은 고체추진제와는 별도로 다른 연소 형태를 가진다. 고체 추진제는 점화 이후 압력만을 변수로 하여 스스로 연소하는 반면 램제트의고체연료는 디퓨져로 부터 유입된 고속의 가스흐름에 의해 침식되며 연소하는 형식을 가지므로 가스의 흐름이 중단되면 연소도 멈춘다. 이것은 산화제의 양이 적다는 점과는 무관한 현상이다. 이러한 침식 연소율는 다음의 관계를 가진다.

$$r \propto A \bullet P^{a} \bullet M^{b} \bullet T_{in}^{c} \qquad (6)$$

r : 침식연소율
A : 특성상수
P : 연소실 압력
M : 질유량
T : 유입공기의 온도

여기서 각각 a= 0.25~0.5, b=0.4, c=0.4의 값을 갖는다.

램젯 고체연료의 침식연소율의 측정

산화제를 포함한 고엔탈피 가스흐름하에서, 금속 또는 유기물질의 시편이 받는 급격한 변화로써 그 물질의 침식연소 과정을 측정할 수 있다. 이 공정을 연구하기 위해서 고정된 장비나 펄스작용장비(플라즈마의 전기적 발생, 충격관, 자유 피스톤 충격관)의 다양한 실험기기가 사용된다. 펄스작용기기는 기존의 장비 보다 훨씬 간단하고 값이 저렴하다. Fig.7의 실험기기 안에 있는 시편을 아음속의 흐름으로 불어 올린다.

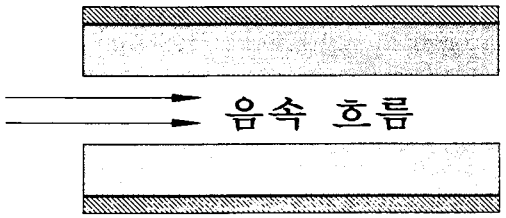


Fig.7 연료내에서의 음속흐름에 의한 침식연소

Fig.8은 초음속 노즐에 위치했던 시편이 초음속의 흐름에 의해 충격파의 바로 뒤에서 침식연소가 일어난다. 이 때 시편의 표면위에서 가스흐름의 속도를 계산하던가 또는 측정해야 하는데 이것이 이 실험의 복잡성을 더하게 된다.

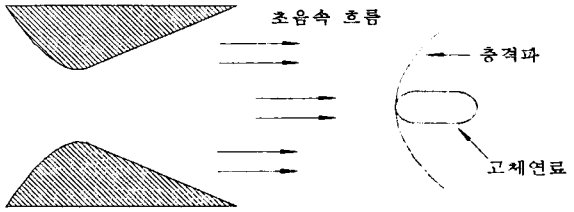


Fig.8 초음속 흐름에서의 침식연소

따라서 장치의 특성을 응용하여 직접 측정하는 것이 간편하다. Fig.9에서와 같이 노즐의 목 즉 임계부분에 시편을 두고 실험하는 것이다. 이곳의 압축유체의 흐름은 음속과 같아진다. BGP 가 고엔탈피의 가스흐름을 발생시킬 때 노즐의 임계점 바로 앞의 온도 T와 압력 P는 내부 Ballistic의 기체역학 방정식으로 결정할 수 있다. 또 한편으로는, 압력센서에 의해 압력이 쉽게 구해질 수 있고 최고온도는 다음의 간단한 식으로 계산될 수 있다.

$$T = E\eta / c \cdot m \qquad (7)$$

$E=P_P V_P/(k-1)$: pushing 가스의 내부에너지

m : 작동가스의 질량

C : 비열용량

k : 비열비

P_P : pushing gas의 압력

V_P : pushing gas 관의 부피

Fig.5 장치의 제원은 다음과 같다.

η=0.4 V_P=1.3L P_P = 10atm - 160atm 까지 변화가 가능하다.

BGP 장치의 실험적 연구

본 장치는 고엔탈피 플라즈마를 4000K까지, 압력을 1000atm까지 올릴 수 있다. 이 장비는 압축 튜브로 구성되어 있다. 여기서 작동가스는 두개의 피스톤에 의해 압축되므로 두 단계를 거쳐 가열된다. 초음속 노즐목에 고체연료 시편이 장치된 모습을 Fig.9에서 볼 수 있다.

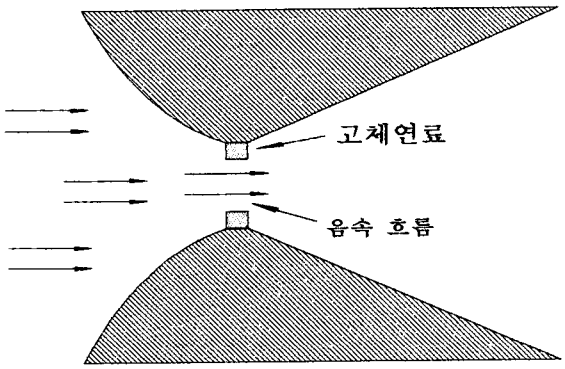
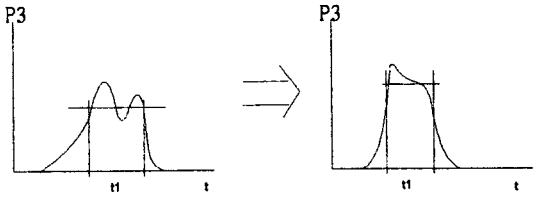


Fig.9 노즐목에서의 음속흐름에 의한 침식 연소

시편은 와셔형으로 얇은 원통형 벽안에 위치한다. 이외의 다양한 설치가 가능하다. 노즐의 단면적이 작을 수록 가스 질유량의 손실이 적게된다.

압력펄스의 모양이나 폭은 기본적으로 압축과정에 의해 결정된다. 그리고 두개의 최대치를 가지는 특성을 나타낸다. 장비의 효과를 증대시키기 위해서, 또 압력펄스의 형태를 Fig.10과 같이 사각형에 가깝도록 유도하기 위해 얇은 금속막이 시편뒤에 설치되어야 한다.



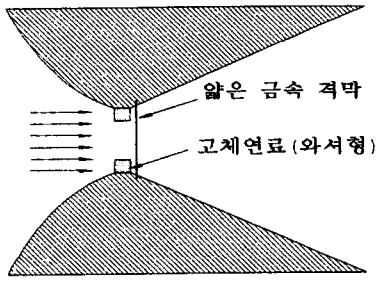


Fig.10 금속막에 의한 압력형태의 조절

고체연료의 침식연소율을 측정하기 위한 방법은 다음과 같다. 우선 온도 T_3의 크기와 노즐에 가스가 들어가기전에 P_3는 다음식으로 구한다.

$$T_3 = T\ (k+1)\ /\ 2 \qquad (8)$$

$$P_3 = P[(k+1)\ /\ 2]^{k/(k-1)} \qquad (9)$$

T: 노즐목의 온도
P: 노즐목의 압력
T_3: 압축가스의 온도
P_3: 압축가스의 압력
k: 비열비

BGP의 이론으로 부터 유도된 공식에서 BGP판 속의 압축된 공기 P_0 즉 초기압을 구할 수 있다.

$$P_0=CP_3(T_0/T_3)^{\beta} \qquad (10)$$

β: $k^2/(k^2-1)$, $k(k+1)$
C : $(k-1)\ /\ k$

이로써 가해진 가스의 필요한 에너지를 구할 수 있다.

$$E = P_0V_0(T_3/T_0-1)/\eta(k-1) \qquad (11)$$

그리고 그 압력은 $P_P = E(k-1)/V_P$ 이다.

시편 구멍의 감소에 의한 반지름(δR), 압력 펄스의 시간(T)는 실험후에 측정할 수 있다. 유효압력 P(0.8-0.9, 최대 1)는 압력센서에 의해 기록되 압력곡선으로 부터 비교를 통해 정해질 수 있다. 여러 압력과 온도에서의 실험을 통해서 우리는 R/t=F(P, T, M)의 요소인 a, b, c, A를 얻을 수 있다.
여기서 $M=\rho \bullet U \bullet S$는 노즐목을 통해 흐른 질량이다.

$$\rho = \rho_3[2/(k+1)]^{k/(k-1)} \qquad (12)$$

는 노즐목에서 가스의 밀도이고 V는 음속 ρ_3는 압축가스의 밀도이다.
다른가스의 변수에서 고체연료에 대한 부식물의 크기는 실험적인 식(6)으로 부터 계산된다. 주어진 방법은 효과적으로 램제트 시스템에 의해 적용할 수 있는 여러 고체연료의 다양한 특성을 측정할 수 있게 하는 장점이 있다.

결 론

이상과 같이 램제트에 관한 전반적인 사항과 그 중 SFRJ(고체연료 램제트)의 특징의 검토 및 BGP를 사용한 침식연소율의 측정방법에 과하여 검토하여 보았다. 본 연구실에서의 실질적인 실험은 BGP 장치를 실제로 작동해 가며 가장 중요한 압력을 보정하기 위해 장착된 압력센서의 신호분석를 분석하였다. 또한 에폭시와 $KClO_3$의 혼합연료를 설치하여 침식연소 형태를 정성적으로 확인하였다. 이러한 이론적 검토와 실험을 통하여 BGP는 램제트의 침

식연소율 측정 장치로서의 기능을 확인하는 단계이며, 러시아에서는 이미 이러한 분야뿐 아니라 여러방면에 활용되고 있다는 점으로 보았을 때 BGP는 값싸고 간단한 장비로써 효과적인 기능을 수행하므로 경제적이라 할 수 있다.

참고문헌

1. Y.M Timnat, 'Recent Development in ramjet, ducted rockets and scramjet', aerospace sci., 1990.

2. Nobuo Tsujikado, Tadamasa Harada ext., "Eeperimental Study on Solid Propellat Type Fuel for Ram-Rockey', ISABE & AIAA, 1989.

3. T. Kuwahara, N.Kubota, 'Energetic Solid Fuels for Ducted Rockets', 1993.

4. Sutton, G.P., D.M., Rocket Propulsion Elements, John wiley & Sons, Inc., 1976.

5. Merrill K. King, "Erosive Burning of Composite Solid Propellants", AIAA/SEA Joint Propellsion Conference, Las Vegas, Nev, July 25~27, 1978

6. N.Kubota, H. Okuhara, "Burning Rate Temperature Sensitivity of HMX Propellant", AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propullsion Conference, Huntsvill Al., June 16~18, 1986.

7. S.D.Heister, R.J Davis, "Predicting Buning Time Variation in Solid Rocket Motors", Journal of Propulsion & Power, Sept 1990,

8. 민경주, 이수용, 손원경, 홍성완, '과학관측용 로케트용 고체추진제 개발', 항공우주학회지, 1992.

9. 채재우, 문종인, 이정석, "고체추진제 연소속도 측정장치 보정에 관한 연구", 추진공학회, 1994, 11.