

램제트 추진기관 기술 및 발전 동향

김윤곤, 김경무 (국방과학연구소)

Key Words : Ramjet, ducted rocket, missile propulsion, Technology/Application

요 약 : 램제트 추진기관의 개념/특징과 현재까지 발전되어 온 여러가지 램제트 추진기관의 기술현황에 대해 기술하였으며 성능, 제작비 등 여러면에서 타 체계와 비교하였다. 또한 실제적 적용분야가 대부분 무기체계 임에 따라 현재까지의 적용현황과 함께 향후 어떻게 적용되고 발전되고자 하는지를 분석하였다. 이로부터 지난 40~50년간 무기체계 임무 및 특성에 따라 액체 램제트, 고체 램제트 및 닥터드 로켓형의 3가지로 발전되어 왔으며, 차세대 유도무기의 성능향상/생존도 향상 측면에서, 즉 고속/장 사거리 능력확보를 위해 램제트 추진기관이 세계적 관심 집중 대상이 되고 있음을 알 수 있었다.

1. 서 론

무기체계의 추진체로서 고체 로켓 추진기관이 제작의 용이성, 구조의 간단성, 이에 따른 저렴한 제작비, 그리고 고신뢰도 확보가능 등의 여러 장점으로 인해 거의 대부분의 현존 전술유도무기에 채택되어 사용되어 오고 있다. 국내에서도, 같은 이유로 해서, 고체로켓 추진기관만을 개발, 적용하고 있는 실정이다. 그러나, 좀더 나은 성능의 무기체계 개발에 대한 연구는 끊임없어서 공격 또는 방어대상 체계의 성능이 놀라운 속도로 발전되기 때문에 (예를들어, 대공미사일을 충분히 피할 수 있는 능력을 보유한 전투기등) 이에 적극 대응키 위한 유도무기의 성능도 또한 배가시켜야 할 필요가 있다. 이러한 요구와 필요성은 더욱 고성능의 추진기관을 요구하게 되었고 세계의 관심은 1950대 이후 몇몇 체계에 적용되고 있는 램제트 추진기관에 다시 집중되고 있다. 램제트 추진기관은 구조면에서 고체로켓 추진기관 보다 복잡하고 작동을 위해서는 보조 부스터(램제트 추진기관은 초음속에서 작동되기 때문에)가 필요하긴 하지만 성능면에서 기존의 로켓 추진기관에 비해 대략 4배이상의 고성능을 낼 수 있고 차세대 유도무기의 큰 관심사인 초음속 장거리 비행조건에 아주 적합함에 따라 70년대 이후 소강 상태에 빠졌던 이에대한 연구가 선진각국에서 다시 새롭게 진행되고 있다. 3가지 형태로 개발되어 발전되고 있는 램제트 추진기관은 사거리 몇십km인 전술유도무기에서부터 사거리 10000km 정도되는 ICBM에 까지 적용되었고 최근 들어 발사체의 생존성 향상과 유도무기 자체의

성능향상을 위해 장거리 순항 유도탄, 초음속 대함 유도탄, 그리고 대공 유도탄 등에 적용코자 여러체계가 개발중 이거나 계획중에 있다. 램제트 추진기관은 로켓 추진기관과 달리 흡입구를 통해 들어오는 공기로부터 산화제를 공급하는 방식임에 따라 설계/제작 및 시험/평가가 상당히 복잡하다. 비행중 겪는 여러 비행상황을 모사하면서 시험할 수 있는 지상시험시설이 세계에 별로 많지 않은 것도 그 규모와 기술면에서 쉽게 접근할수 없기 때문인 것으로 생각된다. 국내에서는 아직까지 이렇다할 활동이 없는 상황이지만 세계적인 상황에 비추어 볼때 가장 바람직하기로는 정부 차원에서, 여의치 않을 때는 연구소 차원에서라도 조속히 램제트 추진기관 기술을 확보토록 노력해야 할 것으로 본다. 본 논문에서는 이와같은 관점에 비추어 램제트 추진기관 기술 현황을 종합적으로 소개하고 어떻게 적용되고 있는지의 현황과 발전 동향등에 대해 기술하고자한다.

2. 기술분석

2.1 역사

1900년대 초 프랑스의 Lorin과 미국의 Lake가 Jet 추진장치에 대한 연구를 시작한 후 1913년 Lorin에 의해 램제트 추진기관에 대한 개념이 발표되고 연구되기 시작하였다. 이후 구미 여러 나라에서의 램제트 추진기관 실용화에 대한 연구로 1928년 헝가리의 Fono에 의해 최초로 제 모양을 갖춘 액체 연료를 사용한 램제트 추진기관이 설계

되었다. 이는 실제제작까지 되지는 못하였고 실제적 설계/제작 및 지상연소시험은 1933년 프랑스의 Leduc에 의해 실시되었다. 세계 제2차 대전으로 인해 구미에서는 큰 진전이 없는동안, 미국은 계속적인 연구로 1945년에 액체 램제트 추진기관을 장착한 초음속 유도무기의 첫 비행시험을 성공적으로 실시하였다. 이렇게 세계 여러나라에서 진행된 연구개발은 1950년대 후반에 결실을 맺기 시작하여 비행기에 적용코자 했던 개념에서 유도무기에의 적용으로 나타나 미국의 BOMARC(M2.8, 고도 30km-1955), TALOS(M2.5, 고도 25km-1955), TYPHON(M4.0, 고도 30km-1961) 과 프랑스의 SIRIUS(M2.7, 1950년대 후반), VEGA(M4.0, 1960년대초), STATALTEX (M5.0, 1960년대 중반)와 영국의 BLOODHOUND (1950년대 후반), SEA DART (1960년대)등이 빛을 보게 되었다. 1970년대 이후 현재까지는 주로 무게 대 부피의 효율성을 제고하는 방향으로 이루어져 Integrated-Rocket-Ramjet (IRR) 및 Air-Ducted-Rocket (ADR) 형태로 개발되어 오고 있다. 미국의 ALVRJ(LFIRR-1973), ASALM (LFIRR-1979), SALT(LFIRR-1987)와 프랑스의 ASSM (ADR- 1976), ASMP(LFIRR-1970년대), RUSTIQUE(ADR-1984), ANS(LFIRR-1986), 그리고 독일의 EFA(ADR), 구소련의 SA-4 (LFIRR-1964), SA-6(ADR-1970년대), 3M-80 (LFIRR-1980년대)등이 그 대표적 예라 할 수 있다. 이 외의 나라들에서도 연구개발이 진행되고 있음을 알 수 있는 것으로서 최근에 발표된 인도의 AKASH(1993년 개발완료)를 들 수 있겠다. 아직 까지 개발된 체계를 발표하지는 않았으나 위에 언급된 나라들 외에도 많은 나라에서 연구가 진행되고 있으며 좀더 구조적으로 간단하면서도 신뢰도가 높은 램제트를 개발코자 계속적으로 연구 발전시키고 있다.

2.2 적용분야

개발초기에는 비행기에 적용코자 하였으나 이렇다할 결과가 없었고, 오히려 유도무기 체계에 적용되어 많은 결실을 보았으며 앞으로 유도무기 성능향상 측면에서 더욱 많은 체계에 적용될 것임이 여러자료를 통해 알려지고 있다. 체계별로 보면 지대공, 공대공, 지대지, 그리고 공대지등의 거의모든 체계에 적용되고 있다. 이와 함께 포탄의 탄체에도

적용되어 사거리 증가와 명중도 향상을 목표로하고 있으며 차세대 여객기의 복합엔진중 하나로도 적용코자 Air-Turbo Ramjet 형태로 개발되고 있다.

2.3 장단점

앞에서 언급했듯이 램제트 추진기관은 여타 추진기관과는 달리 초음속이 되어야 작동이 되기 때문에(물론 개발초기에는 아음속 램제트에 대해서 연구가 있었으나 효율이 너무 낮아 효용성이 없음이 입증되었다). 필히 작동속도(M1.5-2.5)까지 가속시켜줄 부스터가 필요하며, 이를 위해 고체 로켓 추진기관을 사용하고 있다. 또한 고체 로켓 추진기관에 비해 구조가 복잡하여 제작과 시험/평가가 용이하지 않다. 이때문에 제작상 비용이 많이 들고 시험평가 시설도 다양하게 갖추어져야 한다. 구조가 복잡한 만큼 신뢰도 확보도 고체 로켓 추진기관보다 어렵다. 그러나 이러한 면보다는 터어보 제트 추진기관과 같은 것에 비해서 램제트 추진기관이 구조/제작면에서 훨씬 더 용이하고 M5 정도의 속도까지 가능한점, 고체로켓 추진기관의 성능이 비추력 수치로 많아야 250초 정도인 것에 비해 비교적 간단한 구조로 비추력 1200초 이상이 무난히 얻어질 수 있는점 등이 더 강조되고있다. 즉, 램제트 추진기관은 i)초음속으로(대략 M2~5에서 운용) 장시간 연소가 가능함에 따라 공격대상 파괴능력이 향상되고 상대방에의 노출시간이 줄어들어 생존가능성이 높아진다. ii) 원거리에서 발사해도 되기 때문에 발사체 생존성도 높아지고 사거리가 크게 신장될 수 있다. iii) 원료만을 탑재하고 산화제는 공기를 흡입하여 조달하므로 로켓 추진기관에 비해 동일 임무수행의 경우 크기가 줄어들어(그림1참조) 더 많은 기수를 장착할 수 있는, 운반/취급이 훨씬 용이한, 제작비가 절감되는 등의 효과를 얻을 수 있고 동일 체적을 유지할 경우 탄두 중량을 증가시킬 수 있는 등의 많은 장점을 가지고 있다.

2.4 성능

그림 2에서 보여주는 바와 같이 램제트 추진기관은 그 형태에 별상관없이 로켓 추진기관에 비해 3~6배의 비추력을 얻고 있다. 그러나 작동 속도/고도에 한계가 주어진다. 즉, 램제트의 작동영역은 속도 및 고도에 따라 추력 발생여부, 연소가,

가능 회박공기로 인한 비행체 조정가능 여부, 공력 가열로 인한 구조물의 강도저하 등이 검토되어 그림 3과 같이 그려진다. 속도 상한치 M5에서 공력가열로 인한 정체온도는 1000 °C 정도에 달해 구조물의 강도가 크게 저하되고 추진기관의 연소효율도 저하된다. 고도가 낮을수록 공기 밀도가 더 높아져 열 전달율도 더 커지기 때문에 속도 한계도 함께 저하된다. 램제트 추진기관의 단위무게당 발생추력은 로켓 추진기관에 비해서는 떨어지나 여타 다른 추진기관에 비해서는 마하수가 클수록 월등히 우수하다(그림4참조). 로켓 추진기관에 비해 단위무게당 추력이 떨어지는 이유는 램제트 추진기관이 로켓 추진기관에 비해 구성품이 많고 구조가 복잡하기 때문이다.

2.5 종류별 형태/특성/응용영역

개발초기에는 액체 램제트 추진기관만이 연구되었으나 이후 좀더 간단하고 더욱 짜여진 형태 등이 연구되어 대표적으로 볼때 그림 5와 같이 3가지 형태로 발전되었다. 초창기의 액체 램제트 추진기관은 공기함량비를 크게하여 연소온도가 낮은 방식으로 연료를 연소시킴에 따라 연소실 내벽을 특별히 고온가스로 부터 보호시킬 필요가 없었으나 이와같은 상태로는 연소효율이 낮아 추진기관의 체적이 커져야 했었다. 그러나 최근 방식은 고도에 따라 최대추력이 발생될 수 있도록 혼합비를 조절하는 방식을 채택하고 연소실 내벽을 내열재료로 잘 차폐시킴으로써 램제트 추진기관들 중 가장 높은 비추력을 발생시킬 수 있는 추진기관이 되었다(그림2참조). 체적 효율 측면에서 볼때는, 연료의 밀도가 낮아 (kerosene의 경우 대략 0.8g/cm³) 다른것에 비해 체적효율이 떨어지며 구조가 복잡한 것이 흠이다. 즉 연료가압장치, 조절밸브, 감압장치, 펌프들이 필요하다. 구조가 복잡한 만큼 신뢰도 확보가 용이치 않고 제작비도 비교적 많이 든다. 반면 비행상황에 따라 연료 공급량을 조절하여 최대 추력이 발생되도록 할 수 있다. 결국 액체 램제트 추진기관은 단거리 임무에는 부적합하고 초음속 장거리 비행 임무영역용 체계에 적합한 시스템이라고 할 수 있다(그림6참조). 액체 램제트 추진기관의 효율성을 높이기 위한 세계의 관심은 연료조정 시스템에 있다. 대개는 analog 방식을 사용하고 있으나 최근들어 들어 digital 방식으로 개선시키고자 노력하고 있으며 이로서 시스템을 단순화 시키고 체적/무게/제작비를 감소시키려 하고 있다. 액체 램제트

추진기관의 연료를 gas generator로 바꾼 형태는 Ducted Rocket 또는 Rocket Ramjet(또는 RamRocket)이라고 부른다. 이 형태는 gas generator 에서 발생된 fuel-rich gases에 흡입구로 유입된 공기를 혼합시켜 연소시킴으로써 추력을 발생시킨다. 즉, gas generator 추진제 내에는 얼마큼의 산화제가 포함되어 있어서 비추력이 700-800초로 떨어진다.그러나 추진제 밀도가 액체 연료것 보다는 크기 때문에 이러한 단점이 얼마큼 보상된다(그림1참조). 또한 구조적 측면에서도 훨씬 간단하기 때문에 제작비, 신뢰도 확보면에서 유리한 점도 있다. 일반적으로 흡입구와 노즐을 고정식으로 하는 덕티드 로켓트가 많이 적용되고 있으나 이와 같은 구조로는 작동고도 및 속도폭이 더 좁아지기 때문에 이러한 단점을 보완할 수 있도록 가변식을 적용하는 기술이 발전되고 있다. 이러한 형태 램제트 추진기관은 비교적 단거리 유도무기 체계에 적용되고 있다(그림6참조). 위의 두 경우와 달리, 고체 로켓트 부스터의 추진제와 연소관 사이에 램제트 추진기관의 고체 연료를 충전시켜 흡입구로 흡입한 공기와 혼합하여 연소시킴으로써 추력을 얻는 형태는 고체램제트 추진기관이라고 부른다. 3가지 형태중 가장 간단한 구조를 가진 것으로서 연소특성의 이해와 해석이 가장 어려운 형태이기도 하다. 아직까지 무기체계에 적용되지는 않았고 현재까지도 많은 연구가 진행중이다. 흡입공기 유입방식에 따라 center dump형과 side dump형으로 나뉘며 side dump형이 체적효율이 높아 더 나은 성능을 발휘하는 것으로 분석되고 있다. 그러나 이의 특성/작동 상황에 대해서는 center dump형에 대해 알고 있는것만큼 충분히 밝혀지지 못한 상황이다. 고체 램제트 추진기관의 추진제는 대개 산화제가 전혀 없는 것이 사용되며 (all-hydrocarbon formulation형) 필요에 따라 성능향상을 위해 금속을 포함시키기도 한다(boron powder가 특히 관심을 끌고 있음).

종합적으로 보면, 액체램제트 추진기관이 성능은 가장 좋지만 제작비가 많이 들고 구조가 복잡한 만큼 신뢰도 확보 측면에서 용이치 않고, 덕티드 로켓이나 고체 램제트 추진기관은 성능은 조금 떨어지나 구조가 비교적 간단하여 (특히, 고체램제트 추진기관의 경우) 제작비가 절감될 수 있으며 체계 조립후 이렇다 하게 점검할 것이 없음에 따라 오동작 가능성이 적어져 신뢰도 확보면에서 더 선호되고 있다. 하지만 액체 램제트의 여러장점으로 인해 중국에는 신뢰도 높은 액체 램제트 추진기관

을 개발코자 하는것도 동시에 진행되고 있는 추세이다.

2.6 구성품 및 작동개념

그림 7은 덠티드 로켓 추진기관의 개략도를 보여주고 있다. 램제트 추진기관의 몇가지 주요구성품은 다음과 같다. : i) 공기흡입장치, ii) 연료탱크 및 배출장치, iii) 연료공급/조절장치, iv)연소실, v) 고체로켓트 부스터, vi) 노즐조립체, vii) 점화장치, viii) gas generator, 이들중 가장 핵심이 되기도 하면서 구조상 복잡한 것은 연료공급/조절장치이다. 이들 각 부품이 서로 연계되어 맨 먼저 부스터가 연소하여 유도무기체계를 램제트 작동가능 속도로 가속하고, 이어서 부스터 노즐의 사출, 흡입구 마개 열기, 연료분사, 및 점화단계를 적절한 시간내에 (약 0.5초 이내) 수행시켜 램제트의 정상상태 연소 단계로 들어가게 된다. 주요 구성품들의 개발 상황을 분석해 보면 다음과 같다.

공기흡입장치 램제트 추진기관이 장착된 유도 무기 형상이 로켓트 추진기관을 장착한 것과 비교해 특이한 모습은 동체 주위 또는 앞에 공기흡입구가 있는 것이다. 여러가지 많은 형태의 공기흡입구가 연구/개발되고 있으며 (그림 8참조) 적절한 모양을 선정하기 위해서는 유도무기의 임무, 작동범위 (고도, 속도, 반음각, yaw각 등), 전체적 형상, 구조, 램제트 추진기관 종류, 성능 등 여러 제약조건들을 함께 고려해야 한다. 공기 흡입구의 형태, 위치, 개수에 따라 내부 성능면에서는 흡입구로 들어가는 공기유량, 전 압력 회복 정도가 영향을 받으며 외부적으로는 항력과 양력이 달라진다. 순항 미사일과 같이 비행자세/고도에 큰 변화없이 장시간 비행하는 경우는 예외이지만 대부분의 경우 고,저고도에서의 넓은 속도범위에 걸쳐 전 비행영역 안에서 내외 성능면으로 상호 절충하여 적절한 해결책을 찾아야 한다. 위치상으로 보면 최대의 효율을 얻기 위해서는 가능한 한 공기 흐름속도가 빠르고 와류나 경계층이 있는 곳을 피해야 한다. 표1에 작동고도등에 따라 선호되는 흡입구 형상을 종합하였다. 현존 많은 체계가 4개의 후방장착 흡입구 시스템을 채택하고 있으며(특히, 구 소련 개발 체계의 경우) 첨단 고성능 전술 유도무기의 경우 1~2개의 흡입구를 채택하려 계획하고 있다. 이는 4개의 흡입구 형태가 반음각이 클때 효율이 저하하는 반면 동체 노우 스 밑에 있는 식의 1~2개의 흡입구의 경우 이에

영향을 크게 받지 않고 우수한 성능을 보여 주기 때문이다.

연료 저장/공급/조절장치 고체 램제트 추진기관의 경우는 이에 해당되지 않으며 덠티드 로켓트 추진기관과 액체 램제트 추진기관의 경우에 필요한 장치이다. 덠티드 로켓트의 gas generator 는 고체로켓트 추진기관과 다름바가 없기 때문에 일단 연소시작된 gas generator 의 연소압력이나 가스 유량을 액체 연료의 분사량을 조절하듯이 조절하는 개념이 아니라 gas generator 의 단일 연소시험을 작은 직경의 여러 연소실로 나누어 비행 임무조건에 맞추어진 조합으로 연소시켜 fuel-rich 연소가스 유량을 조절하는 방식이 개발되고 있다. 그러나 이와 같은 방식은 아직까지는 시험단계인 것으로 판단되며, 다른 방식으로서 gas generator 의 연소 압력을 하나 또는 여러개의 노즐을 조절함으로써 발생된 연소가스를 쇼크시키거나 쇼크시키지 않은 상태로 분사시키는 방식을 사용하고 있다(그림9참조). 이와함께 고체 연료사용 램제트는 성능향상을 위해 공기 흡입구와 노즐을 고정식이 아닌 가변식으로 만들어 고도, 속도, 반음각 변화 등에 따라 최적성능을 발휘하도록 조절하는 방식을 사용한다. 하지만 이와 같은 장치 채택은 제작비 상승 요인이 된다.

액체 램제트 추진기관은 연료공급 유량을 자유롭게 조절할 수 있는 장점을 가지고 있어 성능면에서 가장 좋은 램제트이다. 하지만 구조가 복잡하여 그만큼 어렵고 가격/무게/신뢰도 측면에서 불리한 점도 있다. 액체 램제트 추진기관의 연료 관련장치는 액체 램제트 추진기관의 가장 핵심이 되는 장치라고 할 수 있다. 연료를 저장/배출하면서 유량을 조절하고, 연소실 압력을 조절하며 결국 유도무기의 속도를 조절하는 기능을 갖고 있다. 이는 체계요구조건, 임무에 따라 그 복잡도가 달라진다. 연료 배출 시스템은 현재까지 여러가지가 개발되어 왔으나(Bladder형, 표면장력식, free siphon 식, elastomer diaphragm 식 등) Bladder 형이 채택효율 및 배출 효율면에서 가장 좋은 것으로 판단되고 있다. 연료 조절장치는 주로 analog 방식을 채택하고 있으며 이는 흡입구 및 연소실 압력, 흡입구로 들어오는 공기의 특성, 유량을 감지하여 연료공급량을 조절한다. 이 장치는 pneumatic system 형과 electronic system 형으로 발전되어 왔다. 최근들어서는 digital 방식이면서 pneumatic 형으로 개선시킴으로써 system 을 단순화시켜 체

적, 무게, 및 제작비를 감소시키려 노력하고 있다.

연료/추진제 램제트용 연료/추진제는 핵심부품 중의 하나로서 추진기관의 성능과 기능에 많은 영향을 준다. 액체연료의 경우 Boron-Slurry가, 고체연료의 경우 높은 함량의 Boron(45%정도)을 함유한 추진제가 가장 우수한 성능을 보여주고 있다. 그러나 Boron은 연소가 용이하지 않으며 Boron-Slurry의 경우 저장 안정성 등에 문제가 있어 이를 해결하기 위해 많은 연구가 진행중이다. 램제트용 연료/추진제의 고려조건 및 기준은 고체 로켓 추진기관의 경우와 유사하다. 즉, 에너지 밀도, 점성, 점화성, 저장성, 밀도, 등과 함께 성능, 공정성, 물성, 안전성, 연소효율, 연기발생정도, 및 비용등을 고려하여 선정한다. 일반적으로 불때 고체 로켓 추진제와 덩티드 로켓용 추진제의 성분비는 표2와 같으며 표3에 몇가지 대표적 추진제를 종합하였다. 램제트 추진제용 산화제 역시 고체 로켓 용과 유사하며 Ammonium Perchlorate, sodium nitrate 같은 염산염 또는 질산염들이 사용된다. 또한 HMX 나 RDX 같은 nitramine 도 쓰이며 NG, DEGDN, TEGDN, BTTN 같은 nitric ester 족의 액체 산화제도 쓰이고 있다.

이외의 부품들 중에도 로켓 추진기관과 다른 개념으로 설계/제작되거나 별도로 필요한 것들이 있다. 체적 감소를 위해 이중 기능을 갖는 연소관, 방출형 부스터 노즐, 노즐이 없는 부스터, 장시간 연소에 견디도록 하는 연소관 내열재, 그리고 액체 램제트 추진기관에 고유한 flame holder 등이 그것이다.

부스터의 경우 어떤 개념으로 되어 있는가에 따라 유도무기의 체적/무게에 미치는 영향이 상당히 크다(그림10참조). 여러가지 중 노즐이 없는 형태 이면서 연소관은 이중기능을 수행토록 하는 형태가 최근 관심대상이 되고 있으며 현재까지 연구/시험 단계에 있다(예, 프랑스의 Rustique). 표 4는 이들 여러가지 부스터 형태에 따른 장단점을 보여주고 있다. 최근 정보에 의하면 구소련의 경우는 이중 기능 연소실이 무게면에서 불리하기 때문에 부스터를 분리형으로 제작하여 램제트 추진기관 연소실 안에 장착시켰다가 부스터 연소 완료시 이 부스터 전체를 방출시켜 버리는 방식을 채택하고 있음을 알 수 있었다.

2. 7 부품/체계 시험평가

램제트 추진기관 개발과 관련하여 아주 중요하

고 또 어려운 것 중의 하나는 부품별 시험/평가와 체계의 지상/비행시험 평가라고 할 수 있겠다. 로켓 추진기관과 달리 산화제를 공기로 부터 공급 받음에 따라 추력측정대 외에 여러 부수시설이 필요하다. 시험대상이 되는 주요 부품으로는 공기흡입구, 연료저장/공급/조절장치, 연소실, 노즐조립체, 로켓 부스터, 그리고 총 조립된 추진기관 등을 들 수 있다. 램제트 부품 및 체계시험을 위해서는 램제트 시험대와 함께 공기 공급시설, 연료공급시설, 로켓 부스터 시험시설, 공기가열시설, 고공성능모사시험을 위한 디퓨저와 이에 필요한 수증기 발생/저장/공급시설, 그리고 램제트 추진기관 시험에 고유하게 쓰이는 Direct-connect 시험시설과 Freejet 시험시설이 필요하며, 공기역학적 특성시험을 위한 풍동시설 등이 있어야 한다(그림 11참조). 이들 시설로 각 부품단위 또는 체계시험을 수행하여 각종조건에서의 성능을 확인하고, 작동특성을 규명하며, 구조적으로 안전한가를 확인하여 체계요구조건에 부합하는 램제트 추진기관을 개발한다. 램제트 체계시험은 램제트 추진기관 자체시험과, 고체 로켓 부스터와 연합된 시험의 두가지가 있다. 램제트의 여러가지 시험중 어려운 것의 하나가 부스터 연소에서 램제트 연소로 전환되는 과정을 시험하는 것이다. 이 전환과정은 부스터 노즐 방출, 흡입구 통로마개 방출, 램제트 연료공급 시스템 작동, 램제트 추진기관 점화작업이 약 0.5초 이내에 순서에 맞춰 정확히 이루어져야 하는 과정이다. 흡입구 및 노즐 출구의 공기역학적 특성과 성능시험은 풍동이나 이와 유사한 시설에서 축소형 모델로 시험하여 Mach수, Reynolds 수 등을 구할 수 있다. 그러나 연소실의 경우에는 Mach수, Reynolds수와 함께 온도/압력/밀도/속도도 모사시험해야 되기 때문에 실물크기로 시험해야 한다. 따라서 연소실 및 추진기관 체계 개발시험시에는 direct-connect 시험 및 Freejet 시험방법을 사용한다(그림 12참조). Direct-connect 시험은 연소실의 열적/구조적 설계결과와 성능을 확인하기 위한 시험으로 공기 및 연료를 잘 조절하여 보낼 수 있기 때문에 (즉, 공기유동량, 공기온도, 및 연료공급량) 연소실의 성능계수간 관계를 정확히 구할수 있다. 전체 시험 프로그램중 이 시험이 대부분을 차지한다. 이 이후 얼마큼의 Freejet 시험을 실시하여 램제트 체계의 총체적 성능을 확인하고 연소실과 흡입구간의 연계에 이상이 없는지 확인한다. 흡입구의 받음각에 대한 특성시험시에는 풍동노즐의 각도를 변환시키거나 시험물의 각도를 변환시켜

실시한다. Freejet 시험을 최대한 효과적으로 수행하기 위해서는 시험물 모양을 가능한 한 비행사와 가깝게 해 놓아야 한다. 특히 비행체의 흡입구 앞 부위가 제 모양을 갖추고 있어야 한다. Direct-connect 시험시 연결관의 형태가 시험모델의 단순화를 위해 실제와 다를 경우 올바른 시험결과를 얻을 수 없는 점도 유의해야 한다(그림 13참조). 이는 흡입구 유동 및 연소실내 유동을 수치계산 할때에도 올바른 해석결과를 얻기 위해서는 계산모델을 가능한 한 실제와 유사하게 해야함을 의미한다. 고공성능모사 시험은 램제트 추진기관 뒤에 디퓨저를 연결하여 실시한다(그림 14참조). 지상시험을 마친 후에는 최종적으로 비행시험을 실시하여 유도무기 체계 전체의 성능을 확인한다. 지상에서의 모사시험은 실제 비행상황에서 겪게되는 제반상황을 모두 모사해낼 수도 없으며(표5참조) 추진기관의 형태에 따라서는 비생시험을 통해서만 그 성능을 확인할 수 있는 부분도 있기 때문이다. 예를들어, 부스터 분리후 짧은시간 동안 램제트로의 전환과정중 램제트 점화는 환경상황에 아주 민감하여 비행시험에 의해서만 충분히 조사될 수 있다. 또한 비행시의 연료공급 시스템 제어특성, 가속도 부하 및 진동특성, 광범위 대기온도/압력변화 조건에서의 추진기관의 구조적 안정성 확인과 총 체계의 신뢰성 분석등도 비행시험을 통해 얻어진다. 그림 15는 항공기로 실시되는 램제트 체계 장착 유도 무기 비행시험의 일예를 보여주고 있다.

위에 기술된 내용들을 보면, 램제트 추진기관 시험은 로켓 추진기관과 비교하여 상당히 복잡하고 어려우며 여러가지 많은 상황을 충분히 모사할 수 있는 시험시설이 뒷받침 되어야 함을 알 수 있다. 이러한 대규모 시험시설의 요구가 국내에서의 램제트 개발을 저해하는 요소가 되지 않을까 생각되나 해외 기존시설을 얼마큼 활용함으로써 이에대한 문제를 얼마큼 타개할 수 있으리라고 판단된다. 최근 해외 관련전문가와 기술협력 가능성 협의 결과에 의하면 비행시험의 경우는 어느곳에서든지 가능하다는 것도 또한 고무적인 점이라고 생각된다.

3. 적용동향

실질적 개발 연혁이 50년 이상이 되고 있는 램제트 추진기관은 개발초기에는 항공기에의 적용이 관심사이었으나 1945년 미국에서 유도무기에의 적용이 성공된 즈음부터는 주로 유도무기에 적용되어 왔다. 구미 각국에서 70년대 이후 잠시 소강상태에

들어갔던 램제트 기술개발에 대한 관심은 90년대에 들어서 다시 고조되고 있는 상황이다. 이렇다 할 정보가 알려지지 않은 구 소련의 경우엔 구미와는 다른 상황이었을 것으로 판단되는 것으로, 93년 파리 에어쇼에 내놓은 3M-80 함대함 미사일(액체 램제트 추진기관 사용) 이라든지 최근의 램제트 관련 러시아 회사 방문결과 현재도 램제트 추진기관 개발을 위해 계속적으로 연구중인 것을 확인한 점이다. 3M-80의 경우 이미 '80년도에 개발 완료된 체계로써 프랑스와 독일이 합작하여 개발중인 ANS 대함 미사일보다 성능이 더 우수한 것으로 알려지고 있다. 즉, 구소련에서는 '70~'80년도에도 계속적으로 램제트 추진기관 개발을 진행시켜 온 것으로 판단된다. 그동안 여러자료를 통해 볼때 램제트 추진기관 기술을 보유하고 무기체계까지 개발한 나라들이나, 이의 기술확보를 위해 많은 노력을 기울이고 있는 나라들, 그리고 램제트를 장착한 무기체계를 보유하고 있는 나라들을 종합해 보면 표 6과 같다.

3.1 유도무기에의 적용

램제트 추진기관의 실제적 무기체계로의 적용은 50년대 부터 시작되어 대외적으로 알려진 체계는 약 20가지 정도된다. 먼저 무기체계 구분면에서 보면, 그림 6에서 암시하듯이 순항, 공대지, 공대공, 지대공, 대함, 및 ICBM 등으로 다양하다. 사거리는 30~10000km의 광범위이고, 속도는 M2.0~4.5의 범위를 갖고 있다(표7참조). 이들은 그 형태에 따라 3가지 세대로 구분될 수 있다. 즉 그림 16에서 보는바와 같이 1세대는 램제트 추진기관이 동체밖에 별도로 장착되어 있는 형태이고, 2세대는 부스터와 나란히 장착되어 있는 형태이며, 3세대는 부스터와 램제트 추진기관이 하나로 중첩되어 있는 형태이다. 이 세가지 세대들의 특징을 보면 다음과 같다.

제1세대

- 엔진이 미사일 기체 밖 나셀속에 위치
- 흡입구가 날개 바로 밑에 위치
- 날개의 경사 충격파 유동장 내에서 작용
- 날개에 의한 예비 압축으로 주어진 흡입구 크기에 대해 효율향상
- 마하수가 크게 변해도 세로방향 안정성은 크게 변동없음

제2세대

- 엔진이 기체내에 통합
- 흡입구 디퓨저가 미사일 앞부분에 위치
- 기체부피의 상당 부분을 입구와 연소실 사이의 공기 유도관이 차지
- 디퓨저 비대칭과 밸런싱의 난점으로 제어 필요
- 별도의 부스터 필요

제3세대

- 중량, 크기가 1,2세대보다 감소
- 부스터 일체형으로 부스터 작동후 연소실로 활용 (램젯)
- 연소실 압력을 상승시키기 위한 부스터 노즐 분리가능
- 공기 덕트로 인한 부피 손실 감소
- 하나 또는 그 이상의 흡입구 디퓨저 보유
- 흡입구 시스템이 기체 옆면에 위치

제1세대중 ICBM 급은 퇴역되었으나 Bloodhound는 아직도 군에 배치되어 있고 실전에서 큰 위력을 발휘한 것으로 알려지고 있다. 중공에서 개발된 HY-3나 C101은 '90년대에 개발되었으며 그림 11에 있는 것과는 조금 다른 형태의 1세대이다. 즉, 고체 로켓 부스터가 램젯 추진기관이 장착된 동체 주위에 몇개씩 장착되어 있는 형태이다. 현재의 추세는 단연 3세대 형이며, 무게를 더욱 감소시키면서 고 신뢰도를 용이하게 확보할 수 있도록 노즐이 없는 형태의 부스터 개발과 부스터 추진제와 램젯 추진제가 동일 연소실내에 이중 충전되어 있는 형태의 고체 램젯 추진기관 개발에 많은 노력을 기울이고 있다.

3.2 시제품/개발계획 체계에의 적용

표6에 있는 바와 같은 무기체계 이외에도 램젯 추진기관 개발의 일환으로 또는 특정 무기체계에의 적용을 목적으로 여러가지 많은 시제품들이 나왔다. 몇몇 나라별로 보면 다음과 같다 ;

프랑스 :

- 항공기 : LEDUC 022, GRIFFON 02 비행시험 실시
- 미사일 : STATALTEX, VEGA, SIRIUS CT 41, X422, MATRA 431, STATEX 비행시험실시(M<5)

- 극초음속미사일 : SCORPION, ESOPE 지상연소시험실시(M<7)
- 노즐없는 부스터 미사일 : RUSTIQUE

미 국 :

- 미사일 : ASAR, ASALM, ASALM-PTV, MPM, SLAT, ALVRJ, GORJE, LASRM, STM 등

러시아 :

- 미사일 : PD-040, PD-025, PD-036, PD-012Y, PD-018A, 3M8, PD-046, 3M9 등

이들은 대부분 연구용이며 무기체제로 개발되었다가 채택되지 않은 것도 있다. '90년대에 들어와 다시 램젯 추진기관에의 관심이 고조되고 있으며 여러체계가 개발계획중이다. 몇가지 예를들면 British Aerospace의 S225XR(중거리 공대공 미사일), 프랑스 Aerospatiale의 ANF(대함미사일, 1977 착수예정), 러시아 NPO Mashinostroyeniya의 Alfa ASM(대함 미사일, 1999 생산계획), 프랑스 MATRA/ONERA의 anti-AWACS 형 미사일 개발 계획, 미국의 PATRIOT를 대체할 개선형으로 Martin Marietta가 제안한 Corps SAM (중거리 지대공 미사일)등이 있다.

이외에도, 램젯 추진기관은 대공포탄에 적용되어 탄의 비행거리를 증대시키거나 비행시간을 감소시키기 위한 목적으로 연구되고 있다(그림 17참조). 이는 스웨덴의 FAO에 의해 1970년대 이후로 진행중에 있으며 탄도 전 구간을 통해 안정 포구속도의 유지 (40mm탄의 경우 포구속도 1500m/s로 정상탄보다 50% 증가)가 가능함에 따라 적의 미사일, 헬기, 및 항공기에의 명중율을 5배까지 증가시키는 것으로 알려지고 있다.

4. 램젯 체계 개발에 대한 고찰

지금까지 기술한 여러가지 내용을 종합적으로 볼때, 무기체계에 램젯 추진기관을 적용하는 기술도 쉽지 않지만 이보다 앞서 램젯 추진기관 자체를 개발하는 기술도 만만치 않음을 알수 있다. 이미 기술을 보유한 상태에서도 새로운 무기체계용 램젯 개발에는 일반적으로 약5년이라는 장기간의 개발기간이 소요되는 점등 램젯 추진기관

체계개발을 저해하는 요소들로는 i) 개발 및 생산비의 고가(로켓 추진기관에 비해 부품/장비 제작비 증가, 시험/평가비 증가등), ii) 작동가능 속도범위의 제한성, 작동고도 제한성, 받음각이나 Sideslip의 여유폭이 적은점, 최초 작동가능 속도가 초음속이어야 되는점, iii) 기술기반이 취약한 경우 장기간의 기술습득기간이 필요하고 인력과 예산규모가 큰점, iv) 구조가 복잡함에 따라 신뢰도 및 유지보수 능력확보 차원에서 어려운 점등을 들수 있다. 그러나 더 빨리 더 멀리 갈수 있는 유도무기 개발을 위해서는 램제트 추진기관이 적격인 점이 더욱 강조됨으로 해서 오히려 이러한 어려움을 극복하기 위한 방향으로 나아가고 있다. 앞으로 연구/발전되어야 할 대상으로 몇가지를 나열해 보면,

i) 흡입구의 안정작동, ii) 받음각 및 sideslip 감지 능력향상, iii) 연소안정, iv) 내열재의 내열 능력향상, v) 고밀도 연료 공급/조절기술, vi) 급속 분말 연소 효율향상, vii) 고체 추진제 연소 조절기술, viii) 소모성 흡입구 마개/노즐개발, 등을 들수 있다.

5. 결 론

현존 유도무기체계의 대부분이 고체 로켓 추진기관을 사용해 왔으나 최근의 차세대 유도무기용 추진기관에의 관심은 오히려 램제트 추진기관에 집중되고 있다. 이는 유도무기의 침투/공격 능력향상, 유도무기 및 운반체의 생존력 향상등을 위해 속도와 사거리의 증가가 더욱 요구됨에 따른 결과이다. 램제트 추진기관은 로켓 추진기관보다 월등한 성능을 발휘할 수 있고, 장시간 연소/고 초음속 비행이 가능하여 중.장거리 유도무기에 적합한 추진기관이다. 현재까지 3가지 형태의 램제트 추진기관이 개발되어 왔으며 중거리 유도무기용으로는 덕티드 로켓나 고체 램제트 추진기관이 적합하고 중.장거리 용으로는 액체 램제트 추진기관이 적합하다.

구조적으로 로켓 추진기관보다 복잡하고 기술개발에 많은 인력, 시간, 예산이 소요되는 추진기관이라는 점보다 이의 뛰어난 성능등 많은 장점을 고려할때 우리나라에서 개발될 차세대 중.장거리 유도무기의 성능 극대화를 위하고 선진세계와 겨룰수 있기 위해서는 한시 빨리 이의 기술확보를 위해 적극적인 대처가 있어야 할 것으로 판단된다.

참고문헌

1. Edward S. Gravlin, 1975, "US Navy Low Volume Ramjet Technology", May, pp 163-165.
2. L. C. Dunsworth and G. J. Reed, 1978, "Ramjet Engine Testing and Simulation Techniques", J. Spacecraft Vol. 16, No. 6, Article No. 78-935R.
3. F. F. Webster, 1978, "Liquid Fueled Integral Rocket Ramjet Technology Review", 78-1108, AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, Las Vegas, Nev.
4. T. D. Myers and G. Stromberg, 1978, "Ground Test Facility for Integral Rocket Ramjet Engines", AIAA-78-1108, AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, Las Vegas, Nev.
5. Roger Marguet, Charles E Cary and Philippe Cazin, 1979, "Studies and Tests of Rocket Ramjets for Missile Propulsion", AIAA-79-7037.
6. AGARD, 1982, "Ramjets and Ramrockets for Military Applications" AGARD Conference Proceedings AGARD-CP-307.
7. B. Crispin, 1984, "Introduction and Overview", AGARD-LS-136, pp 1.1- 1.13
8. Frank F. Webster, 1987, "Ramjet Development Testing: Which Way is Right?", J. Propulsion & Power, Vol. 5, No. 5., pp 565-576.
9. Fred Zurlingo, 1988, "Airbreathing Propulsion Concepts for High Speed Tactical Missiles", AIAA-88-3070, 24th Joint Propulsion Conference, Boston, Massachusetts.
10. R. marguet, 1989, "Ramjet Research and Applications in France", ISBAE 89-7005.
11. T. D. Myers and Gordon Jensen, 1990, "Ramjets Experience Renewed Interest Worldwide", Aerospace America, July, pp 28-30.
12. Gerard Laruelle, 1991, "Integral Aerodynamics of Air-Breathing Missiles", ISABE 91-7077
13. 이태호, 1992, "램제트 추진기관에 대한 전망", 국방과 기술, 2월호, pp 20-29.
14. Robert Langreth, 1993, "Sons of the PATRIOT", Popular Science, June, pp 101-105.
15. Douglas Barrie, 1994, "Ramjet's return", Flight International, 31 Aug.-6 Sep., pp 113-114.
16. Clifford Beal, 1994, "Tortoise and Hare", International Defense Review 5/1994, pp 56-58.
17. IDR, 1994, "Entirely Up To Speed", International Defense Review, March, p 63.
18. Craig covaut, 1995, "French Flight Test Rocket-Ramjet Missile", Aviation Week & Space Technology, Feb. 27, pp 22-23.
19. Craig Covault, 1995, "Precision Weapons Give France New Flexibility", Aviation Week & Space Technology, Feb. 27, pp 52-53
20. 국방기술소식, 1995, "프랑스, 신형 미사일 개발 착수", 67호 ('95. 1. 16.), pp 34-35.
21. 김윤곤, 김경무, 1995, "램제트 추진기관 기술검색", 국방과학연구소 (한국과학기술연구원 한.러 과학기술협력센터 주관사업 보고서)

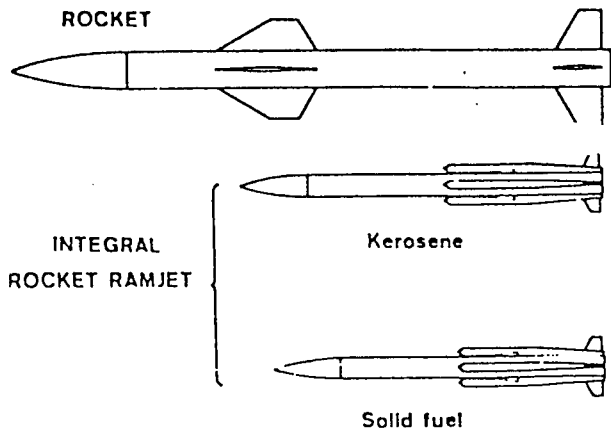


Fig. 1 Characteristics of missiles of various configurations ensuring the same missions. (Range 100km, M 2, Payload 0.2t)

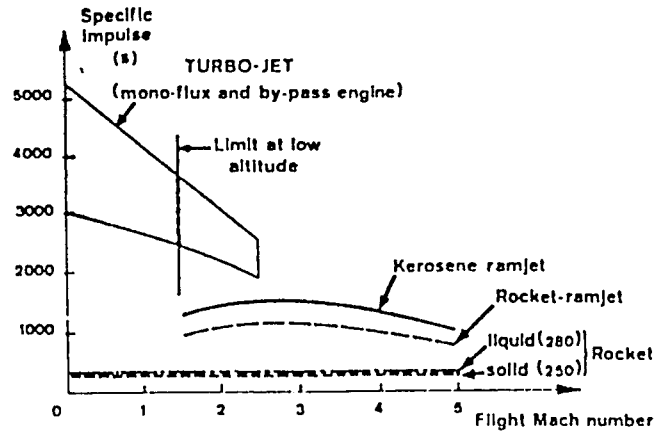


Fig. 2 Energetic performance of various propulsive systems.

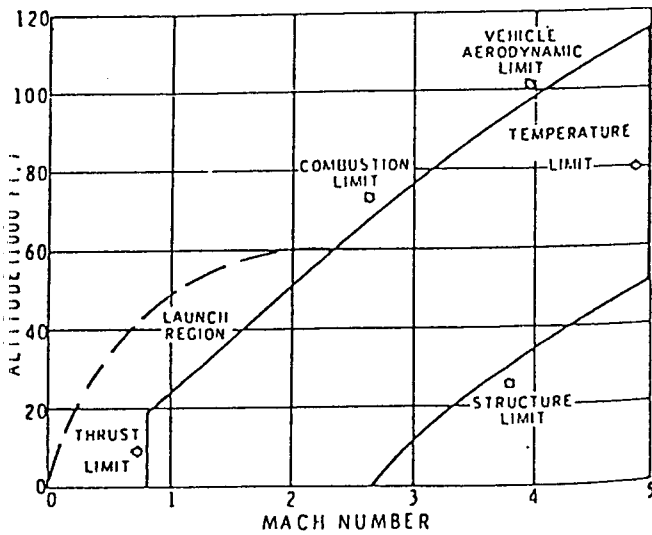


Fig. 3 Ramjet operating regime.

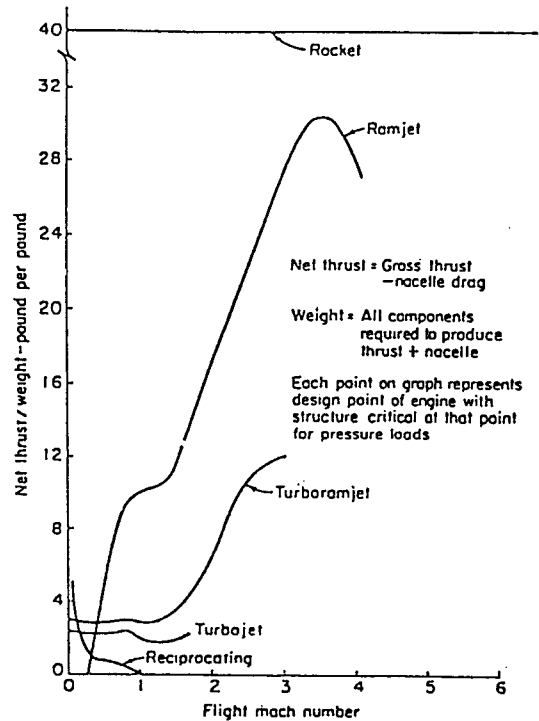


Fig. 4 Net thrust/weight vs. Mach No. for various propulsive systems.

RAMJET TYPES

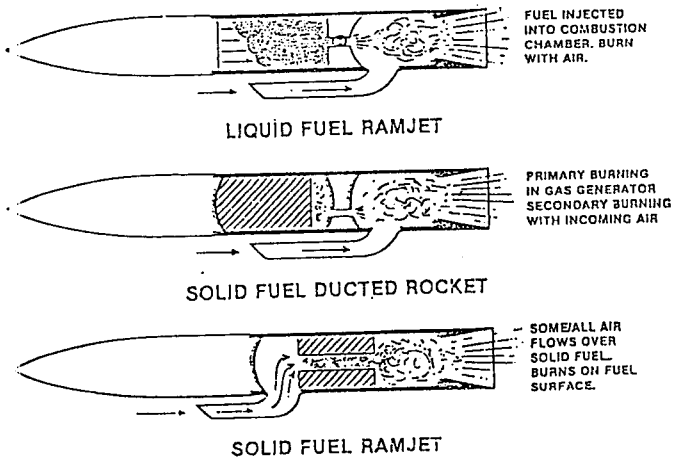


Fig. 5 Schematics of three different Ramjet types.

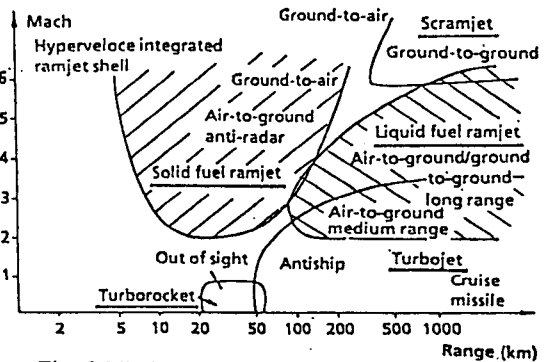


Fig. 6 Mission areas for airbreathing missiles.

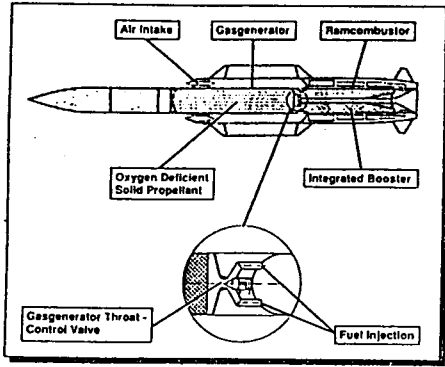


Fig. 7 Solid Propellant Ducted Rocket (SDR)

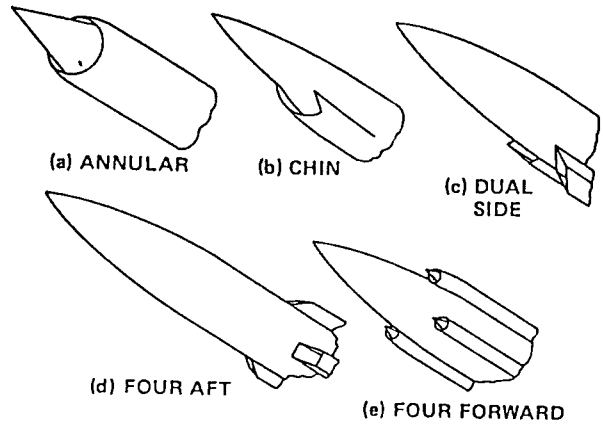


Fig. 8 Potential inlet configurations.

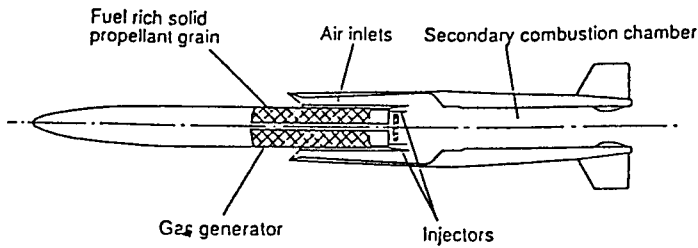


Fig. 9.a Ducted rocket with unchoked gas generator.

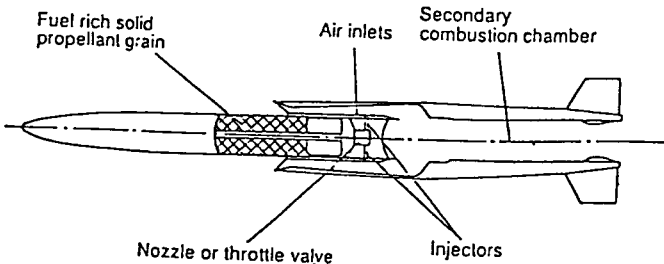


Fig. 9.b Ducted rocket with choked gas generator.

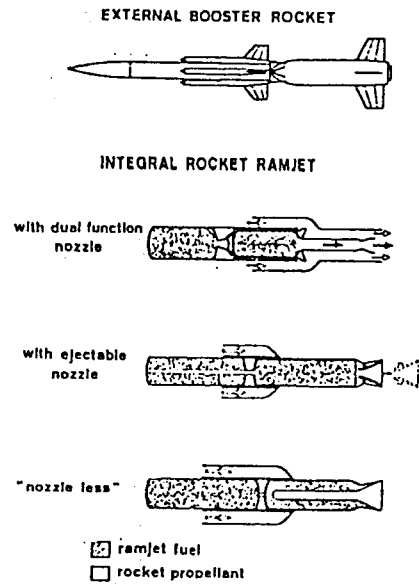


Fig. 10 Various booster configurations.

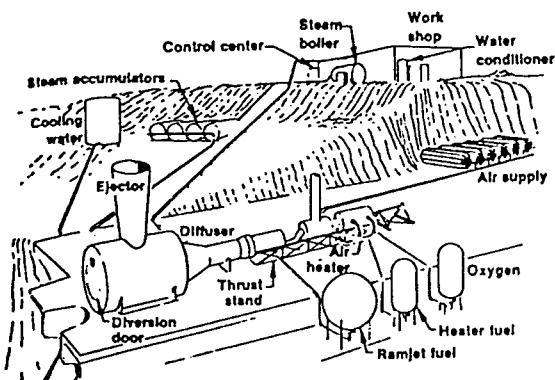


Fig. 11 Direct-connect IRR test facility.

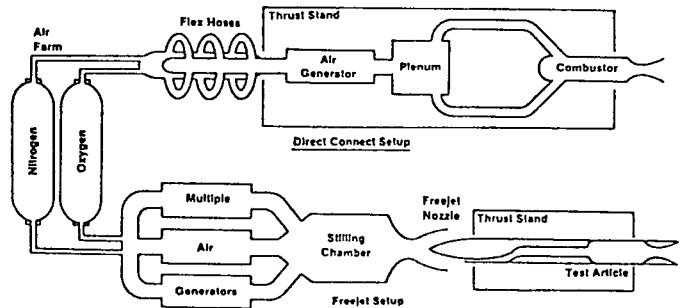


Fig. 12 Direct-connect and freejet facility setups.

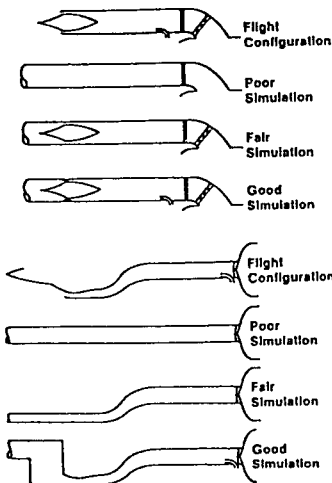


Fig. 13 Direct-connect setups for good performance simulations.

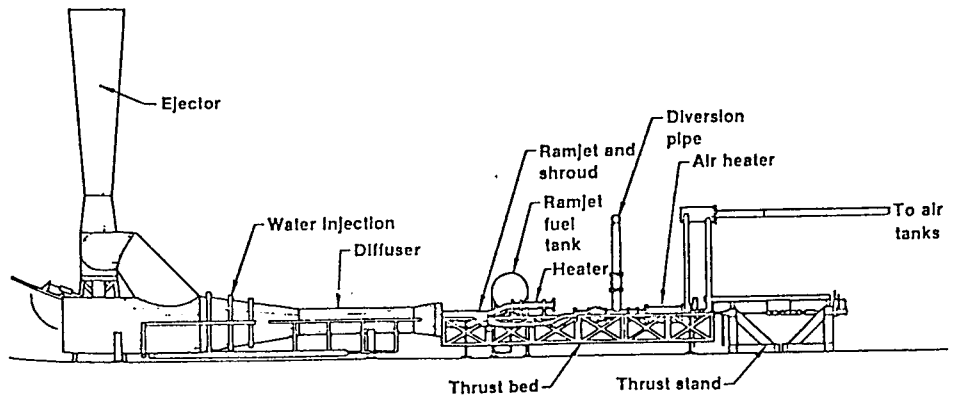


Fig. 14 Ramjet test stand.

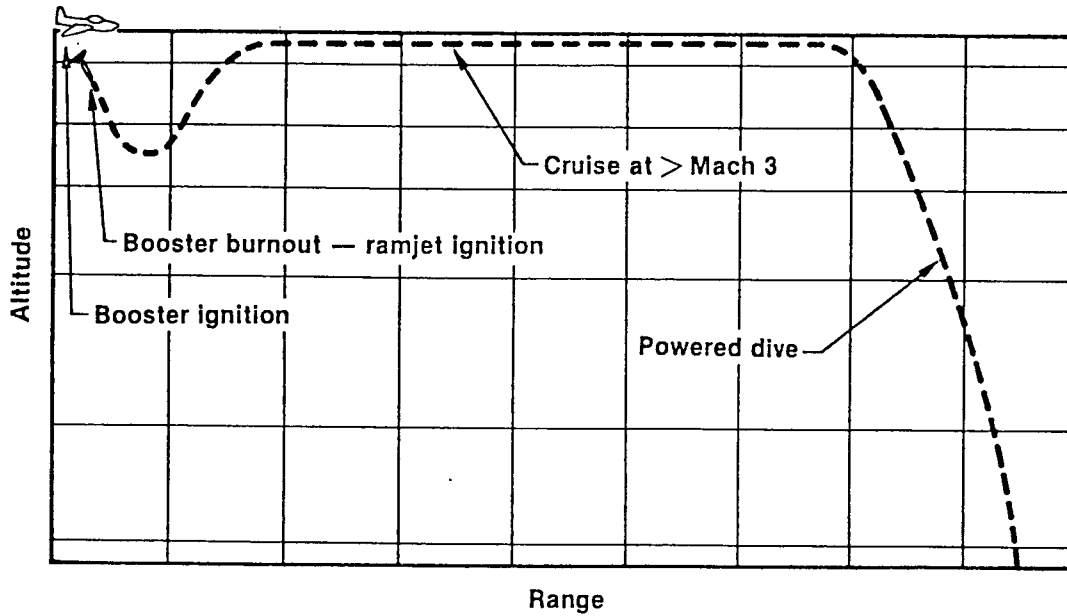


Fig. 15 STM Flight Trajectory : 21 Apr. 1979, Pt. Mugu Test Range

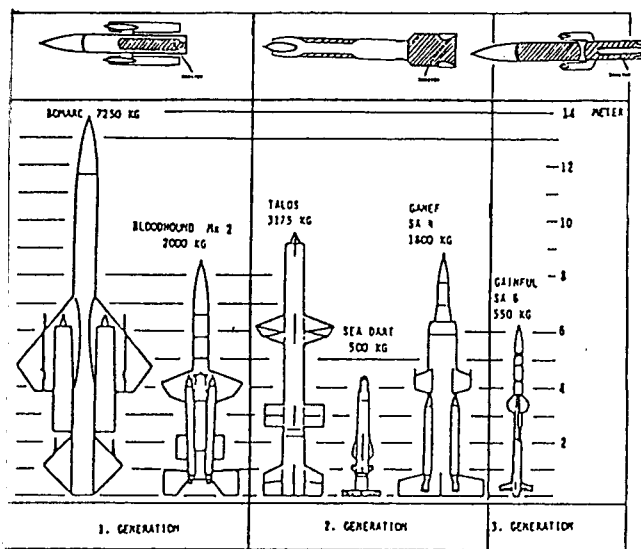


Fig. 16 Three different generations of Ramjet missiles.

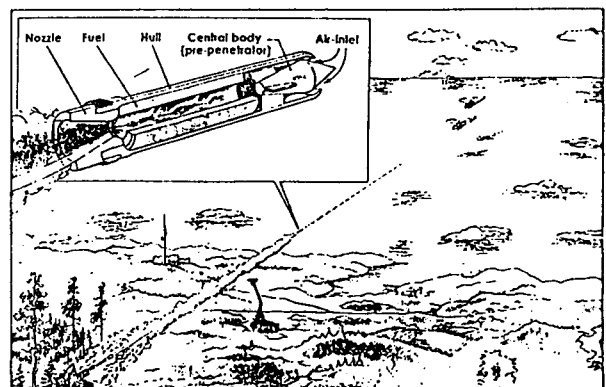


Fig. 17 Solid-Fuel-Ramjet projectile.

표. 1 Inlet Screening Matrix

REQUIREMENT	INLET CONFIGURATION			
	ANNULAR	CHIN	DUAL SIDE	4 4 FWD AFT
LOW ALTITUDE CRUISE	X	X	X	X
HIGH ALTITUDE CRUISE	X	X	X	X
COMBINED LOW AND HIGH ALTITUDE CRUISE		X	X	
CROSS-SECTIONAL PACKAGING CONSTRAINTS		X		

표. 2 Composition of propellants for different applications

	Rocket Propellants	Ducted Rocket Propellants
Oxidizer %	60 - 90	20 - 50
Metallic Fuels %	0 - 22	0 - 55
Organic Fuels %	10 - 15	30 - 80

표. 3 Composition of typical ramrocket solid fuel (%)

Propellant No	Fuel			Binder-fuel			Oxidant				
	Mg	Al	A/B	B	C	I	C ₂₀ H ₄	C ₂₀ H ₄	BCH	N ₂ O ₄	NH ₄ ClO ₄
1	60						20			20	
2		60								20	
3	20						60			20	
4		20								20	
5	60						20			20	
6		20								20	
7	15									25	
8	20						60			20	
9		30								20	25
10										20	20

표. 4 Advantages & drawbacks of various booster configurations.

Booster	Compacity	Mass of jetfired elements	Development	Booster-cruise transition	System complexity
Tandem (for lateral)	Poor (medium)	Very large	Simple	Simple (ramjet ignition before end of boost)	Low
With dual function nozzle	Medium	Zero	Medium	Simple (id)	Medium
With ejectable nozzle	Excellent	Small	Difficult	Delicate	High
Nozzleless	Good	Negligible	Difficult	Delicate	Medium

표. 5 Parameter simulation

Stagnation pressure
 Stagnation temperature
 Mach number
 Pressure ratio
 Air mass flow
 Trajectory conditions
 External heating
 Maneuver loads
 Angle of attack
 Forebody flowfield
 Transition sequence

표. 6 World nations related to Ramjet technology.

분류구 성	국가 명
램제트 적용 무기체계 개발기술 보유국	미국, 영국, 프랑스, 독일, 중국, 러시아, 이탈리아, 스웨덴, 인도
연구 진행중인 국가	일본, 대만, 이스라엘, 덴마크, 우크라이나
램제트 무기체계 보유국	미국, 영국, 프랑스, 독일, 중국, 러시아, 이탈리아, 스웨덴, 체코, 헝가리, 알제리, 앙골라, 불가리아, 쿠바, 이집트, 인도, 이라크, 쿠웨이트, 리비아, 모잠비크, 폴란드, 루마니아, 소말리아, 시리아, 우고연방, 에맨, 이디오피아, 탄자니아, 베트남, 스위스, 아르헨티나, 직할

표. 7 램제트 추진기관을 이용한 세계의 미사일

무기체계	명 명	길이 (m)	직경 (m)	무게 (kg)	사거리 (km)	속도 (마하)	추진기관	세대	구분	개발국
순항 (공대지)	A S M P	5.38	0.38	860	250	2.0	1단: 고체 로켓트 2단: 액체 램제트(IRR)	3	배치('86)	프랑스
공대지 및 공대공	A S A L M (SRAM 대체용)	4.26	0.53	1225	1600~2000	3.5~4.5	2단: 액체 램제트(IRR)	3	개발중	미국
공대지	Kh - 31P	5.23	0.36	600	200	3.0	2단: 액체 램제트(IRR)	3	배치 ('8?)	러시아
공대공	C101	5.80	0.76	2200	50	?	2단: 액체 램제트(IRR) & 2 SPR	1	수출용개발('90)	중국
공대공	A A A M (Phoenix 개량형)	4	0.2	250	300	?	1단: 고체 로켓트 2단: 액체 램제트(IRR)	3	개발중 (1998 배치)	미국
지대공	Sea - Dart	4.4	0.42	550	80	3.5	1단: 고체 로켓트 2단: 가변 추력 램제트 (액체)	2	배치 ('75)	영국
	A K A S H	7.5		660	25~30	3.0	1단: 고체 로켓트 부스터 2단: 램제트	?	개발완료('93)	인도
	SA-4 Ganef	9.0	0.8	1800	75	2.5	1단: 4개의 고체 로켓트 2단: 액체 램제트 (IRR)	2	배치 ('64)	러시아
	SA-6 Gainful	6.2	0.335	550	60	2.8	고체 램제트 (IRR)	3	배치 ('67)	러시아
	Talos, RIM-8G/H/J	9.53	0.762	3175	120	2.5	2단: 램제트(액체), Tandem Booster	2	배치 ('59)	미국
	Bloodhound MK2	8.46	0.546	2270	160	2.3	2기 Ramjet & 4 Wrap-around SPR	1	배치 ('59)	영국
대함	Bomarc-B MARS	13.3	0.89	7258	708	2.5	2 액체 Ramjet & 1 SPR	1	배치 ('57)	미국
	SS-N-12 Sand Box	11.7	0.9	5000	3000	2.5	1단: 고체 로켓트 2단: 액체 램제트(또는 터보제트)	3	배치 ('76)	러시아
	HY - 3	9.0	0.76	3400	100	?	2기 Ramjet & 4 Wrap-around SPR	1	개발중('95배치)	중국
	A N S	5.7	0.335	850	200	2.0~2.5	액체 램제트 (IRR)	3	개발중('99배치)	프랑스
	SS-N-3 Shaddock	13	1.0	4500	850	2.2	Ramjet & 2 SPR	3	배치 ('58)	러시아
	3M - 80	9.385	?	3950	250	3.0	IRR	3	배치 ('80)	러시아
전략대함	Rigel	14.4	1.14	11340	927	2.0	1단: 고체 로켓트 2단: 램제트	1	시제 ('52)	미국
ICBM	Navaho	29	1.83	131540	10180	3.0	1단: 액체 로켓트 2단: 2 램제트	1	배치 ('57) 퇴역 ('58)	미국

참고 : IRR = Integral Rocket Ramjet, SPR = Solid Propellant Rocket