

포구속도 증대를 위한 운동에너지탄에 RAMJET의 응용

황 준식, 김 창기
국방과학연구소

서론

탄의 종말속도 및 사거리를 증가시키는 것은 다음의 3가지 방법에 의하여 성취할 수 있다. : (1) 탄의 포구 운동량의 증대, (2) 공기역학적 항력의 감소, (3) 비행중에 탄의 2차 추진

포구 운동량은 포구속도 혹은 탄중량을 증가시켜 증대시킬 수 있다. 두 경우 모두 높은 포강 내 압력 및 증가된 추진제 양을 수용하기 위하여 발사 시스템의 변화가 요구되므로 실제적으로 무기체계의 새로운 설계가 필요하다.

탄의 항력감소는 탄두 형상을 유선형으로 하거나 탄저부로 가스를 유출시켜 탄저부 항력을 감소시킴으로써 가능하다. 탄저부 항력은 보통 총항력의 50% 이상을 점유하는데 탄저부에 가스발생기를 부착하여 이중 70% ~ 80%을 감소시켜 25 ~ 30%의 사거리를 증대시킬 수 있다. 이러한 개념의 탄을 베이스브리드 탄(Base Bleed Projectile)이라고 하며, 그의 형상은 그림 1과 같다.

탄의 2차 추진은 로켓트 모터와 램제트 모터의 두 방법에 의하여 얻을 수 있다. 로켓트 모터는 비행조건에 영향을 받지 않는 단순하고 신뢰성 있는 추진 수단이다. 보조 로켓트 탄은 추진제 조성 자체에 80% 이상의 산화제를 함유하고 있어 추진제 연소시 외부로부터의 산소공급 없이 추진제 자체에서 산소공급이 가능하다는 것을 의미한다. 보조 로켓트 탄(RAP)의 주요한 단점은 높은 추진제 소모율과 낮은 비추력(Specific Impulse)이다. 뿐만 아니라 보조 로켓트탄(RAP)은 본질적으로 탄도 오차가 크고 정확도가 낮은 단점을 갖고 있다. 이러한 RAP탄의 개념은 그림 2에 나타나 있다.

고체 연료 램제트 탄은 순수 연료 성분만을 로켓트에 탑재하고 산소는 흡입되는 대기중의 공기를 램효과(Ram Effect)로 압축하여 사용하는 것으로 최근 전세계적 관심이 집중되어 새로운 연구 분야로서 각광을 받고 있으며, 실제로 이 시스템이 실용화 되고 있다.

보조 로켓트 탄에 비하여 램제트 탄의 주요한 장점은 훨씬 더 작은 연료 소모율을 가지면서도 그림 3에서 보여 주는 바와같이 훨씬 높은 비추력(램제트 : 800 ~ 1000 sec, 로켓트 200 sec)을 얻을 수 있다. 램제트는 흡입공기를 효과적으로 압축하기 위하여 초음속 속도의 전방운동에만 의존하기 때문에 엔진 자체는 아무 구동부품을 갖고 있지 않는 매우 단순한 공기 흡입기관(Air Breathing

Engine)이다.

램제트 추진기관의 기본구성은 공기흡입구, 확산기(Diffuser), 연소실 및 배기 노즐로 되어있다. 확산기는 공기를 추진기관으로 받아들이며, 이때 공기속도를 줄여서 램(Ram) 압력을 형성하여 추진제 연료가 연소하는데 필요한 산소를 공급한다.

연소실은 이 압축된 공기와 연료를 연소시킴으로써 열량과 연소생성물의 몰수를 증가시키는 역할을 하며, 노즐은 고온의 연소생성물이 갖고 있는 열에너지를 운동에너지로 변환시켜 탄에 추력을 부가한다.

로켓트 모타는 내부에서 일어나는 모든 일이 로켓트 외부 환경과 분리되어 있는 반면에 램제트 추진기관의 작동은 비행속도, 대기의 밀도 및 온도, 양각(Angle of attack), 주위 압력 및 고도등의 변수에 의존하는 복잡성 때문에 탄의 비행성능을 최대화하기 위해서는 공기역학 및 연소현상 등의 기본원리의 파악을 필요로 하게 된다.

RAMJET 운동에너지탄의 성능 평가

재래식 전차전 운동에너지탄에 대해 SFRJ(Solid Fuel Ramjet) 추진을 적용함으로써 성능 증대가 가능한가를 평가하려고 한다. 공기 역학적 항력 때문에 감속하는 재래식 운동에너지탄과 대조적으로 RAMJET 운동에너지탄은 적어도 초기 비행속도를 유지하거나 비행 중 가속시킬 수 있다. 여러가지 운동에너지탄에 RAMJET 추진을 응용할 수 있지만 최대 관심은 전차전에 사용되는 운동에너지탄에 집중되고 있다. 전차전에 사용되는 운동에너지탄은 높은 비행속도와(Mach 4 이상) 비교적 짧은 비행거리(2500m) 때문에 매우 짧은 비행시간을 갖고있으며 RAMJET 적용에 유리한 산소가 풍부한 해면 비행을 하는 특성을 갖는다. SFRJ 추진에 포함된 하드웨어가 동일한 전자포 발사 시스템을 사용할 때 탄의 발사 중량을 증가시켜 재래식탄에 비하여 더 낮은 포구속도를 초래한다. 재래식 운동에너지탄에 대한 이 단점을 극복하기 위하여 RAMJET 운동에너지탄은 상당한 가속이 요구된다.

전차전 RAMJET 운동에너지탄의 잠재성능을 평가하기 위하여 문헌에 보고된 시스템의 이론적 성능 분석을 이용하였다.¹⁾ 램제트 운동에너지탄의 시스템 형상은 그림 4에 표시되어 있다. 이 그림에서는 치수가 탄의 기하학적 형상비로 표시되어 있다. 이와 같이 탄 직경을 기준으로 기하학적 형상비로 탄형상을 고려하는 것이 후에 설명되겠지만 항력계산 면에서 유리하다.

이상적 팽창을 가정하면 램제트 추진탄의 추력은 추진시스템에 들어간 추력으로부터 시스템을 떠나는 추력을 뺀 것이다.

$$F = (m_{air} + m_{fuel})V_e - m_{air}V_0 \quad (1)$$

$m_{air}/m_{fuel} = \phi$ 로 표시하면, 식 (1)은 다음과 같이 표기할 수 있다.

$$F = m_{air} \left[\left(1 + \frac{1}{\phi}\right)V_e - V_0 \right] \quad (2)$$

탄의 항력은 다음식으로 부터 계산할 수 있다.

$$D = C_{D_0} \frac{1}{2} \rho V_0^2 A_{ref} \quad (3)$$

시스템을 통하여 입력되는 질량유속에 대한 관계식은 다음과 같다.

$$m_{air} = \rho V_0 A_{inl} \quad (4)$$

시스템의 비행성능은 추력/항력비를 고려함으로써 쉽게 평가할 수 있다. 식(2) ~ 식(4)을 결합하면

$$\frac{F}{D} = \frac{2 \frac{A_{inl}}{A_{ref}}}{C_{D_0}} \left[\left(1 + \frac{1}{\phi}\right) \eta \frac{V_e}{V_0} - 1 \right] \quad (5)$$

램제트 운동에너지탄에 대한 0° 양각(attack angle) 에서 항력계수는 다음 식으로부터 계산될 수 있다.

$$C_{D_0} = 1.1 \left[C_{DN} \left(1 - \frac{A_{inl}}{A_{ref}}\right) + C_{DSF} \right] \quad (6)$$

여기서 C_{DN} 은 nose cone 항력계수이고 C_{DSF} 외부형상이 그림 4에 점선으로 나타낸 탄형상의 skin friction 항력계수이다. nose cone tip 에서 형성된 충격파에 의한 압력증가로 인한 nose cone 항력계수는 흡입구의 존재를 고려하면 식

(6)에서와 같이 수정된다. 운동에너지탄의 nose cone 및 날개의 추가 항력 기여를 고려하면 램제트 운동에너지탄의 항력계수는 10 % 까지 증가된다. 식(6)의 nose cone 항력계수 및 skin friction 항력계수는 McCoy²⁾의 항력계산 방법을 사용하여 탄속의 함수로써 계산된다. 이 방법은 탄의 여러가지 형상에 대하여 항력계산을 시험치와 큰 오차없이 계산할 수 있다.

식 (5)의 속도비 V_e/V_o 은 공기흡입구, 연소실 및 배기 노즐을 포함하는 총 추력시스템의 성능을 나타낸다. 속도비 V_e/V_o 은 다음식에 의하여 높은 정확도를 갖고 계산할 수 있다.

$$\frac{V_e}{V_o} = \eta \frac{V_{eth}}{V_o} = \eta \left(C_1 + C_2 \sqrt{\frac{\phi}{1+\phi}} \right) \text{ for } \phi < \phi_{st} \quad (7)$$

$$\frac{V_e}{V_o} = \eta \frac{V_{eth}}{V_o} = \eta \left(C_3 + C_4 \sqrt{\frac{1}{1+\phi}} \right) \text{ for } \phi > \phi_{st} \quad (8)$$

윗 식에서 η 는 연료의 화학에너지를 배기 노즐에서 연소가스의 운동에너지로 변환시키는 과정의 효율을 나타내는 것으로 배기노즐 효율 뿐만 아니라 연소효율을 합한 것이다. 이 합한 효율은 모타 효율을 의미한다. 금속첨가제 없는 HTPB 연료에 대하여 비행속도에 따른 로켓트 성능을 계산하는데 NASA SP-273 컴퓨터 프로그램을 사용할 수 있으며 여기서 식(7)과 식(8)에 사용된 $C_1 \sim C_4$ 의 값을 얻을 수 있다. 각 비행속도에서 연소실 압력은 다음식으로 계산된다.

$$P_c = P_{to} \eta_{pt} \quad (9)$$

여기서 η_{pt} 는 그림1 에서 보여주는 바와 같이 10° 유동 반사각(flow deflection angle)을 갖는 축대층 2 shock inlet의 입력 총압력(total pressure) 효율이다. Mach 수 3.2 까지에 대한 이 값은 참고문헌(4)에 언급되어 있다. 더 높은 Mach 수에 대한 입력 총압력 효율은 다음식을 사용하여 계산할 수 있다.

$$\eta_{pt} = 2.951 e^{-0.6461 M_o} \quad (M_o > 2.6 \text{에서}) \quad (10)$$

식(5) ~ 식(8) 및 로켓트 성능계산의 결과를 사용하여 RAMJET 성능을 나타내는 것이 가능하다. 그림5는 모타효율 0.8, 면적비(A_{inl}/A_{ref}) 0.25 에서 HTPB를 연료로 사용한 램제트 운동에너지탄의 성능을 보여준다. 곡선으로 된 선은

각각 추력이 항력과 동일한 ($F=D$) 경우와 추력이 항력의 2배($F=2D$)인 경우를 나타낸다. 그림 5에서 보여주는 바와 같이 등속을 유지하면서 얻을 수 있는 는 최대 Mach 수는 양론적(stoichiometric) 연소에서 성취된다. 더 낮은 비행속도 (Mach 수)에서 등속 비행은 연료과잉($\phi < \phi_{st}$) 혹은 연료부족($\phi > \phi_{st}$) 조건에서 유지될 수 있다. 연료 중량은 탄의 총 발사중량의 일부분이기 때문에 연료중량은 최소화되어야 하므로 연료부족 연소 방법이 더 유리하다. 이 연소상태가 가능한지의 여부는 연료그래인 형상 및 연료의 연소특성에 달려있다.

앞에서 언급된 바와 같이 재래식 운동에너지탄에 대한 큰 성능 개선을 이루기 위해서는 램제트 운동에너지탄이 거의 Mach 5 까지 비행중 가속될 수 있어야 한다. 이 요구조건은 그림 5에서 고려되는 형상으로는 성취될 수 없다. 식(5) 및 식(6)으로 부터 면적비(A_{inl}/A_{ref})가 램제트 운동에너지 침투탄의 추력/항력비에 큰 영향을 미친다는 것을 알 수 있다. 면적비를 증가시키면 추력시스템을 통한 더 높은 공기 질량 입력속도 때문에 직접적으로 추력/항력비를 증가시킬 수 있다. 뿐만 아니라 더 큰 면적비는 식(6)에 탄의 nose 항력계수의 값을 크게 변화시킨다. 즉, 램제트 운동에너지 침투탄의 총항력 계수의 감소가 초래된다. 면적비를 증가시킬 때의 장점은 추력/항력비가 0.5 면적비를 갖는 램제트 운동에너지 침투탄에 대하여 계산된 그림 6에서 명백히 보여준다. 연료 종류 및 모타효율은 그림 4에서 고려된 탄의 효율과 동일하다. 그림5로 부터 5이상의 추력/항력 비($F=5D$)는 이 탄형상으로는 비교적 낮은 속도에서만 얻을 수 있음을 알 수 있다. 뿐만 아니라 등속 비행이 가능한 최대 비행속도는 Mach 5.2 이다.

RAMJET 운동에너지탄의 최적설계

앞절은 연료로 HTPB, 면적비(A_{inl}/A_{ref}) 0.5, 모타효율 0.8을 가정하여 RAMJET 운동에너지탄의 성능을 계산시 등속 비행조건($F=D$)에서 얻을 수 있는 최대 비행속도는 Mach 5.2라는 것을 보여주고 있다. 그러므로 시스템의 성능 개선은 단지 공기역학적 항력의 축소, 탄 형상의 최적화, 우수한 연료 개발 및 추진계그래인 최적설계 등으로 추진시스템의 성능을 증가시킴에 의하여 획득될 수 있다.

형상설계의 최적화

재래식 운동에너지탄보다 비행성능을 개선하기 위해서는 풍동실험 및 구조해석을 통하여 RAMJET 운동에너지탄의 형상을 최적 설계 하여야 한다. 형상의 최

적 설계시 고려하여야 할 주요 변수는 면적비(A_{inl}/A_{ref}), 관통자의 형상, nose cone의 각, 날개 형상 및 push plug 형상 등이다.

탄의 총 공기역학적 항력은 다음식으로 부터 계산된다.

$$D_{tot} = D_{inlet} + D_{fins} + D_{base} + D_{sf} \quad (11)$$

위식의 첫번째 항은 subsonic 및 supersonic pressure drag 뿐만 아니라 inlet cowl drag을 고려한 inlet의 pressure drag을 나타낸다. 두번째 항은 날개의 pressure drag을 나타낸다. 마지막 두 항은 각각 base drag 및 skin friction drag 이다. 특히, D_{inlet} 항이 총항력의 가장 큰 부분을 차지하므로 이를 최소화하는 것이 탄의 최적화 설계의 관건이다. 앞절의 식(5) 및 식(6)으로 부터 A_{inl}/A_{ref} 의 면적비가 램제트 운동에너지탄의 추력/항력에 큰 영향을 미친다는 것을 알 수 있다. 면적비를 증가시키면 추진시스템을 통한 더 높은 공기 질량 입력속도 때문에 직접적으로 추력/항력 비를 증가시킬 뿐만 아니라 탄의 nose 항력계수의 감소를 초래한다. 면적비는 확산기의 요구되는 면적비, 확산기 후단에 화염유지에 필요한 스텝 높이, 탄의 최소 비행시간의 유지에 필요한 연료그레인의 Web 두께 및 연소실 벽두께에 의하여 제한을 받는다. Mach 4 이상의 비행속도를 얻는데 적용가능한 설계상의 면적비는 0.5 정도이다. 두번째로 고려하여야 할 형상은 관통자의 형상 및 nose cone의 각이다. 관통자의 형상이 단순히 straight cone 형상보다는 profiled cowl 형상이 약간 우수한 것으로 나타나 있다. half nose cone 각의 최적화의 결과는 그림8에 나타나 있다. 이 그림은 최대 비행속도가 22° half cone angle 주위에서 일어나는 것을 보여준다. 15° 보다 작은 half cone angle 에서는 연소실 하단흐름이 thermal chocking 된다.

추진시스템의 성능개선

추진시스템 성능에서 가장 중요한 변수의 하나는 추력을 제공하기 위하여 연료의 화학에너지를 배출가스의 운동에너지로 변환시키는 모타의 효율이다. 모타의 효율은 앞절에서 언급한 바와 같이 배기노즐 효율과 연소효율을 합한 것인데 연소효율이 모타효율의 대부분을 차지한다. 그림10은 공기질량 유속에 따른 모타효율을 보여준다. 이 그림으로부터 0.85 라고 Ramjet 성능평가에 가정한 효율은 0.25 kg/s 이상의 공기 질량 유속에서 얻어질 수 있음을 알 수 있다. 또한 4.0 kg/s 이상의 공기질량 유속에서는 0.9 정도의 높은 효율을 얻을 수 있다. 연소효율은 온도만의 함수이기 때문에 연소효율을 증가시키는 방법으로 온도 및 연

소속도를 증대시키기 위하여 HTPB 를 연료로 사용할 경우 소량의 산화제(AP) 혹은 Al 등의 금속분말 첨가제를 사용하여 추진제를 formation 하여야 한다. 온도 및 연소효율의 증대가 비행속도에 직접적으로 영향을 미친다는 것은 그림 9 에 나타나 있다. 대전차 운동에너지탄은 총연소시간(사거리 2500 m 까지 등속운동에 필요한)이 짧아도 되기 때문에 연소속도 및 온도가 높고 점화지연시간이 짧은 Mg 을 연료에 첨가하여 점화효율을 높일 수 있다. 그림11는 공연비에 따른 온도를 보여주고 있다. 공연비가 약 3.5, 즉 양론적인 비(stoichiometric ratio)에서 최고 온도를 나타내고 있다. 그림10에서 보여주는 바와 같이 흡입구를 통하여 입력되는 공기 질량유속이 클수록 모타효율이 커지기 때문에 비행성능을 높이기 위하여 면적비를 최대로 할 경우 공연비를 양론적인 비로 조절하기 위해서는 추진제 연소속도 및 연소면적을 증가시켜야 한다. 연소속도는 Fe_2O_3 등의 연소촉매를 첨가하여 증가시킬 수 있다. 연료가 Mg/binder 인 경우 2 % 의 Fe_2O_3 를 첨가하여 모타내 압력이 0.5 Mpa 에서 연소속도를 1.5 mm/s 에서 3 mm/s 로 2 배 증가시킨 것으로 스웨덴 FOA 에서의 연구결과가 보고하고 있다. 연소면적을 증가시키기 위하여 연료 그레이의 형상설계 및 그림 4 와 같이 관통자의 표면에 연료를 도포할 수 있다. 연료의 Web 두께는 탄의 중량증가에 의한 포구속도의 감소를 최소화하기 위하여 비행거리 2500 m 까지 등속비행이 가능한 연소시간을 갖도록 연료량을 최소화하여야 한다.

결론

가. Ramjet 운동에너지탄의 성능평가 결과 HTPB 연료를 사용하여 Mach 4 내지 Mach 5 까지 가속시킬 수 있음을 확인하였다.

나. 형상설계의 최적화, 우수한 연료의 개발 및 연료그레이의 최적설계 등을 통하여 비행속도를 Mach 5 이상으로 증가시킬 수 있을 것으로 사료된다..

기호설명

A	면적	c*	특성속도
c_{1-4}	계수	C_{D0}	영각 0 에서의 총항력계수
C_{DN}	Nose 항력계수	C_{DSF}	표면마찰 항력계수
D	공기역학적 항력	F	정미 추력
m	질량 유동율	p	압력

η	모타효율	ρ	밀도
ϕ	공연비		

하첨자

air	공기	c	연소실
e	출구	fuel	연료
inl	입구	p	압력
ref	기준량	s	양론조건
t	총량	o	자유흐름조건

참고문헌

1. veraar, R.G., "RAMJET Applications of the Solid Fuel Combustion Chamber", Report N92-22274/HDM, Prins Maurits Laboratory (1992)
2. Gany, A. "Solid Fuel Ramjet, Self-Propelled Gun Launched Projectiles, First International symposium on Special Topics in chemical Propulsion : Base Bleed, Athens, Nov.(1998)
3. Stocken stróm, A., "Investigation of SFRT Propulsion for Kinetic Energy Penetrators, The Proceedings of 15th International Symposium on Ballistics, Jerusalem, May(1995)
4. Veraar, R.G., " A Computer Program for Flight Performance Prediction of SFRJ Propelled Projectiles, The Proceedings of 15th International Symposium on Ballistics, Jerusalem, May(1995)

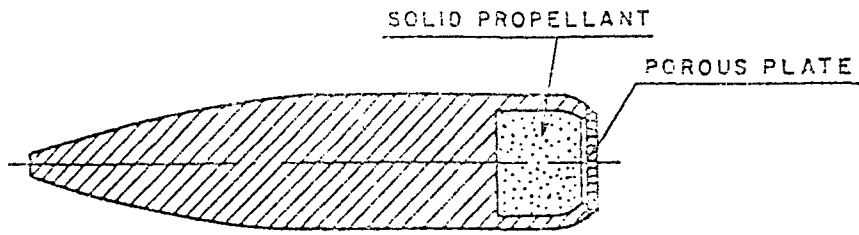


그림1 Base Bleed 탄의 형상

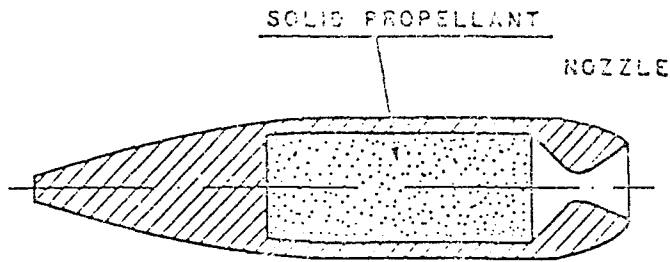


그림2 RAP 탄의 형상

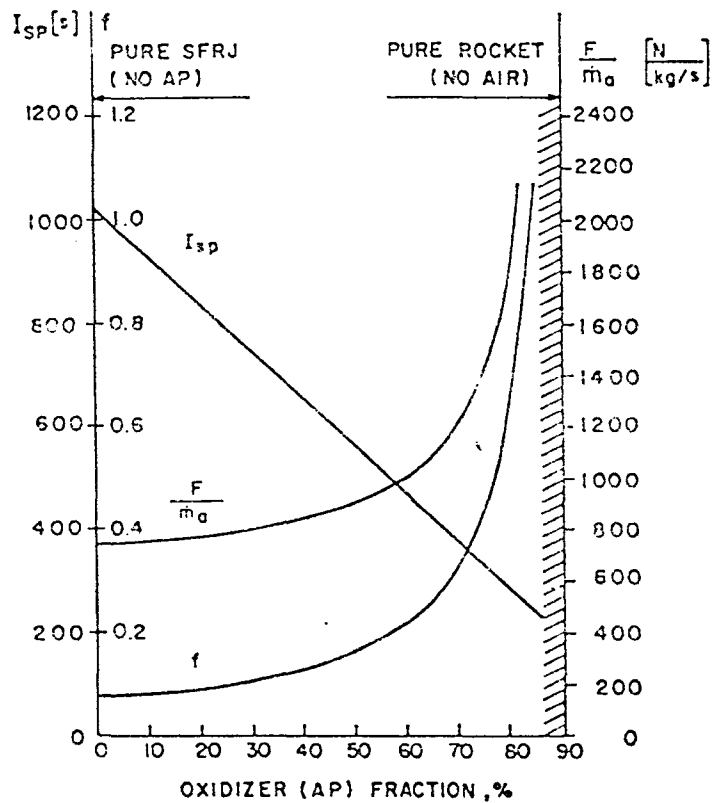


그림3 산화제 함량 변화에 따른 비추력, 추력 및 연료 질량속도/공기 질량속도비의 변화

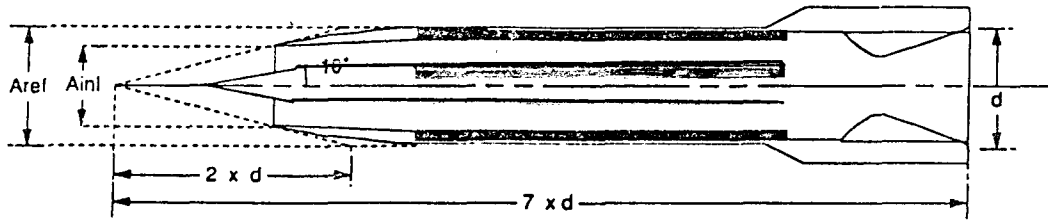


그림4 RAMJET 운동에너지탄의 형상

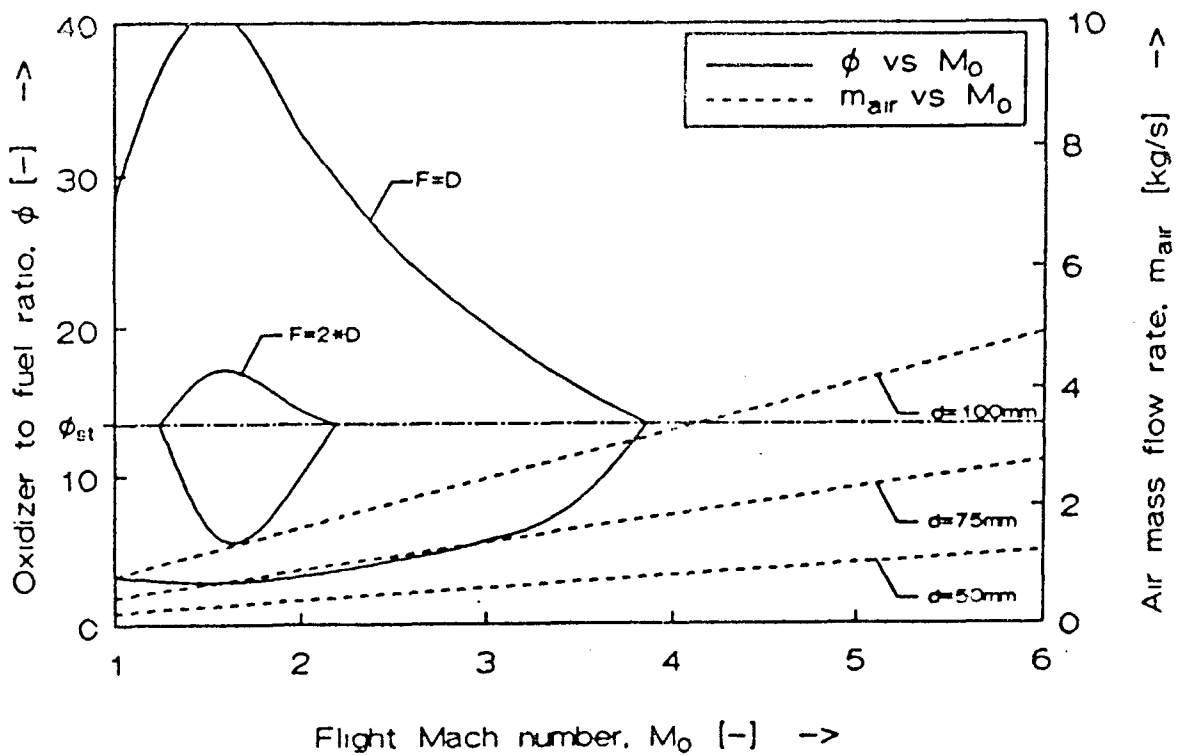


그림5 $A_{inl}/A_{ref} = 0.25$, $\eta = 0.8$ 에서 HTPB 연료를 사용한 RAMJET 운동에너지탄의 성능

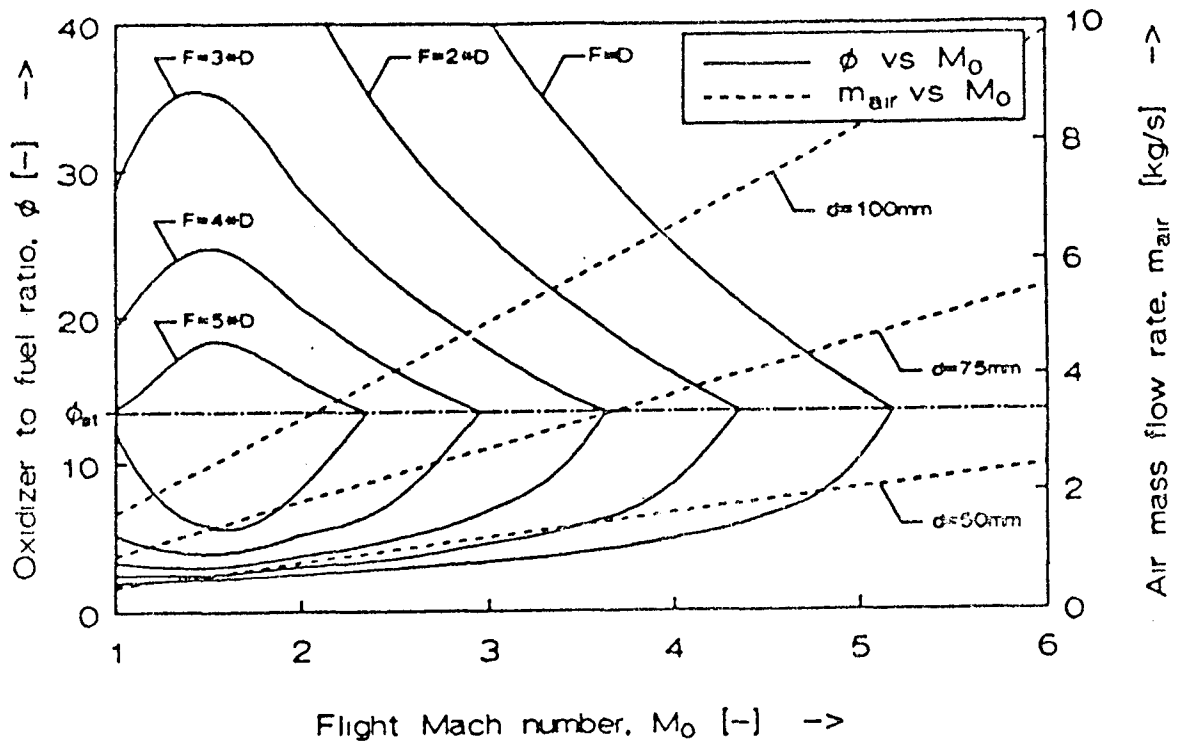


그림6 $A_{inl}/A_{ref} = 0.5$, $\eta = 0.8$ 에서 HTPB 연료를 사용한 RAMJET 운동에너지탄의 성능

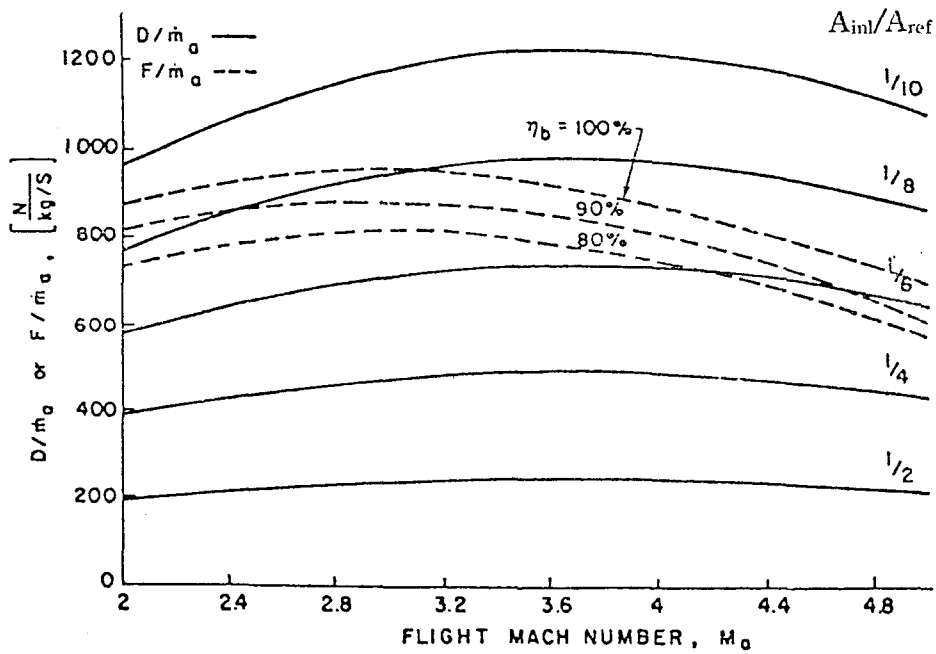


그림7 여러가지 A_{inl}/A_{ref} 및 연소효율에 대하여 탄속에 따른 추력 및 항력 변화

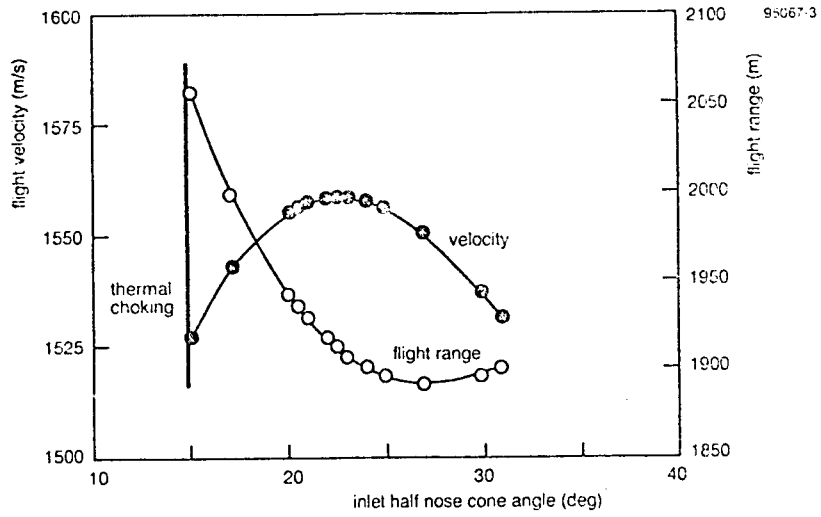


그림8 비행속도 및 비행거리에 대한 관통자의 Half cone angle 의 효과

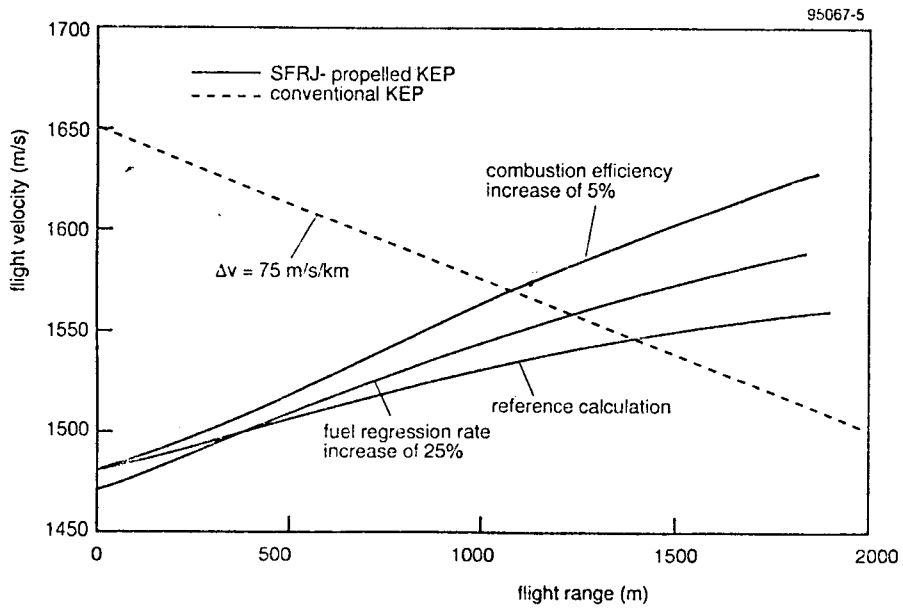


그림9 재래식 운동에너지탄과 SFRJ 운동에너지탄의 예측된 속도변화의 비교

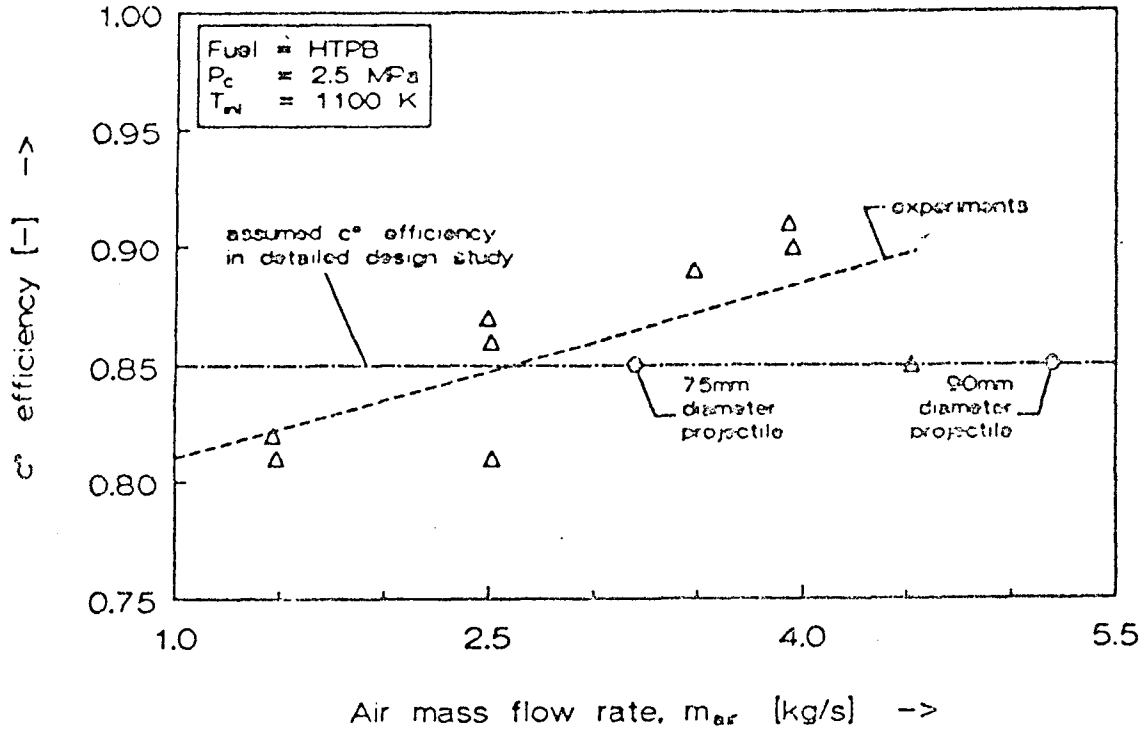


그림10 RAMJET 운동에너지탄의 공기질량 유속에 따른 연소효율의 변화

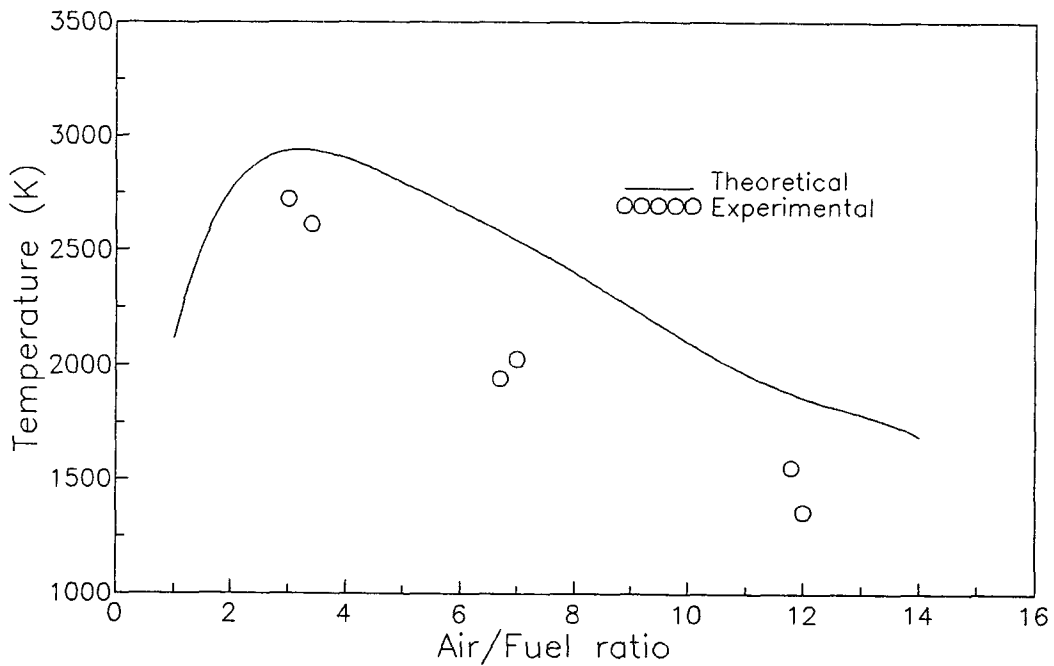


그림11 공연비에 따른 연소온도의 변화