

포 발사 고체연료 램제트 탄의 설계 및 성능해석에 관한 연구

이상길* · 김창기** · 이상승*

A Study on the Design and Performance Analysis of a Gun-Launched Projectile with Solid Fuel Ramjet(SFRJ)

Sangkil Lee* · Changkee Kim** · Sangseung Lee*

ABSTRACT

In this study, the design method of a 155 mm Solid Fuel Ramjet projectile is proposed and a flight performance analysis program through mathematical modelling is developed. Through flight performance analysis, ramjet performance during flight, which is comprised of thrust, specific impulse, pressure recovery ratio, location of shock waves, and magnitude of drag, was predicted. The results show that compared to Rocket Assisted Projectile(RAP), the range was increased by 90 %. Furthermore, how variations in nozzle exit area ratio and the intake area cause variations in range was observed. This research on modeling and simulation methodology will provide useful data for future development of solid fuel ramjet projectiles.

초 록

본 연구에서는 155 mm 고체연료 램제트 추진 탄의 설계방법을 제시하였고 수학적 모델링을 통한 비행성능 해석 프로그램을 개발하였다. 비행성능 해석을 통하여 추력, 비추력, 압력 회복률, 충격파의 위치, 항력의 크기 등 비행 중 램제트 성능을 예측하였다. 비행탄도 해석결과 RAP에 비하여 90 % 정도의 사거리 증대효과를 나타내었다. 또한 노즐 출구 면적비와 흡입구 면적의 변화에 따른 사거리 변화의 추이를 살펴보았다. 제시된 모델링과 시뮬레이션 방법은 램제트 탄의 개발에 필요한 설계 자료로 매우 유용할 것이다.

Key Words: Solid Fuel Ramjet(고체연료램제트), Gun-Launched Projectile(포 발사 탄), Thrust(추력), Specific Impulse(비추력), Pressure Recovery(압력회복), Flight Performance(비행성능)

1. 서 론

† 2008년 4월 1일 접수 ~ 2008년 6월 13일 심사완료

* 정회원, 육군사관학교 무기기계공학과

** 정회원, 국방과학연구소 4기술연구본부 3부
연락처, E-mail: sklee@kma.ac.kr

기존의 발사시스템을 유지하면서 포탄의 사거리 증대, 운동에너지탄의 종말속도 증대 등 성능

개선을 하고자 하거나 발사시스템의 새로운 설계와 더불어 초장사정 탄을 개발하고자 한다면, 발사 후 보조 추진 장치에 의한 이차 추진 혹은 탄저부 항력감소장치와 같은 보조 장치를 필수적으로 채택하게 된다. 이차 추진을 위한 보조추진 장치로 먼저 실용화 된 것은 로켓추진 장치이며 155 mm RAP(Rocket Assisted Projectile)에 적용되고 있고, 본 논문에서 다루고자하는 고체연료 램제트(Solid Fuel Ramjet, SFRJ)탄은 현재 여러 나라에서 연구 중에 있다.[1~6]

램제트 추진방식은 일반적으로 두 가지 형태 즉 고체연료 램제트(SFRJ)와 액체연료 램제트(LFRJ)로 구분된다. 전자는 어떠한 움직임이 구성품도 포함하지 않아 구조적으로 간단하고, 로켓 추진에 비하여 월등히 높은 비추력을 갖기 때문에 탄의 사거리 및 평균속도를 증대시키는 좋은 수단으로 인식되고 있다. 또한 램제트의 작동이 기본적으로 마하 2이상의 초기속도를 요구하므로 포 발사 탄에 이를 응용하는 것은 램제트 미사일에서와 같이 부스터를 필요로 하지 않기 때문에 많은 장점을 갖는다. 그러나 간단한 구조에도 불구하고 고체연료 램제트의 작동은 서로 강하게 연계되는 복잡한 물리적 현상으로 인하여 요구되는 성능을 얻기 위해서는 모든 관련된 현상들과 이들의 상호작용을 고려한 성능예측 및 성능 최적화가 요구된다.

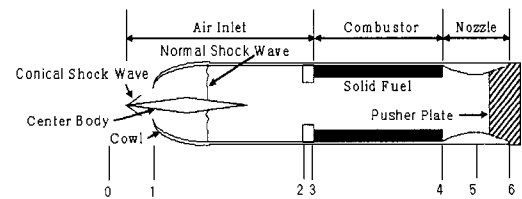
현재는 주로 20 ~ 40 mm의 중구경 운동에너지탄의 종말속도 증대를 위한 연구가 여러 나라에서 수행중이며 일부 국가에서는 전차의 운동에너지탄이나 장사정 155 mm탄에 적용할 목적으로 연구가 이루어지고 있다.

본 연구에서는 155 mm 램제트 추진탄을 요구 성능에 맞게 설계하기 위한 방법을 개발하였고, 램제트 추진탄의 비행성능 시뮬레이션을 수행하기 위한 성능해석 프로그램을 작성하였으며 시뮬레이션을 통한 성능 예측치를 제시하였다.

2. 본 론

2.1 램제트 탄의 구성요소 및 개념

램제트 운동에너지탄의 개략도는 Fig. 1과 같이 초음속 및 아음속 디퓨저로 이루어진 공기흡입구, 고체연료 그레인을 포함하는 연소실, 배기노즐 그리고 추진 장악의 압력을 탄에 전달하는 밀음판으로 구성된다. 초음속으로 흐르는 공기는 흡입구의 초음속 디퓨저를 통하여 장치내로 들어오면서 충격파에 의하여 압축되고, 아음속으로 감소된 후 아음속 디퓨저를 지나면서 추가로 감속되어 보통 $M=0.1 \sim 0.2$ 정도의 속도로 연소실로 유입된다. 이러한 압축과정을 통하여 정압이 증가하고, 온도가 고체연료를 열분해 시켜 공기와 반응할 수 있을 만큼 증가하게 된다. 연소가스의 열에너지는 추력노즐을 통하여 운동에너지로 전환되어 추력을 발생하며, 이 추력의 크기에서 램항력(Ram drag)이라고 부르는 흡입공기의 운동량을 빼면 정미추력을 얻게 된다. 그림의 하단에 표시한 숫자는 내부유동의 계산 시 사용되는 기하학적 위치를 나타낸 것이다. 포 발사 탄에 대해서는 가용 용적의 제한으로 날개 안정탄 보다는 회전 안정탄이 적합하며 보통 탄 직경 대 전장의 비(L/D)가 7까지는 효과적인 방법으로 알려져 있다.[3]



- 0 : Flow field immediately upstream of the inlet shock system
- 1 : Inlet lip cross-section or capture station
- 2 : End point of the inlet compression process
- 3 : Upstream end of combustor section
- 4 : Downstream end of combustor section
- 5 : Throat of exhaust nozzle
- 6 : Nozzle exit

Fig. 1 Schematic Diagram of SFRJ Projectile

2.2 155 mm 램제트 추진탄의 설계

2.2.1 요구 성능의 설정

추진 장치를 설계하기 위해서는 필요한 추진력의 크기를 먼저 설정하여야 한다. 본 연구에서는 155 mm 화포에서 발사할 수 있는 구경 155 mm, 전장 약 762 mm(4.92 cal)으로 포구속도 약 940 m/s ($M=2.75$)에서 비행 중 등속운동을 할 수 있도록 항력과 같은 크기의 추력을 갖게 설계하고자 한다. 탄의 외형은 오자이브 형상 및 정십대 길이를 제외하고는 155 mm RAP(KM549A1)과 동일하다고 가정하였다. 램제트 탄과 같은 공기 흡입(Air Breathing)식 탄의 항력계수는 다음 식에 의해 개략적으로 구할 수 있다.[2]

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

여기서 C_{D_0} 는 총 항력계수이고 C_{DN} 와 C_{DSF} 는 각각 오자이브가 탄 정점까지 이어진 경우의 압력 항력(Pressure Drag)과 마찰항력(Friction Drag)이다. C_{DN} 와 C_{DSF} 는 McDrag Code[7]를 이용하여 구할 수 있으며 이렇게 하여 구하여진 총 항력계수는 $A_{IN} = 16.6 \text{ cm}^2$ 일 때, $C_{D_0} = 0.11$ 이고 이에 해당하는 항력의 크기는 $F_D = 1123 \text{ N}$ 이다. 항력과 추력의 크기가 같다면

$$F_D = \eta_{tot} I_{sp} \dot{m}_f = \eta_{tot} I_{sp} (\rho A)_f T_{reg} \quad (2)$$

가 된다. 여기서 η_{tot} 는 추력효율로 엔진 총 효율 손실 및 연소효율의 함수이다. 설계 비행조건에서 열화학(Thermo-Chemical) 코드인 CEA Code[8]를 이용하여 공기연료비, Z 에 따라 비추력의 크기를 계산할 수 있으며, 본 연구에서 사용된 HTPB 연료에 대해서 $20 \leq Z \leq 24$ 에서 비추력을 구하면 다음과 같다.

$$I_{sp} = 132Z + 13482 \text{ [Ns/kg]} \quad (3)$$

소요 공기량은 $Z=24$ 라 가정하면 Eq. 3에 따라

$I_{sp} = 16.650 \text{ Ns/kg}$ 이므로 추력효율 η_{tot} 를 0.8로 하면, Eq. 2로부터 $\dot{m}_f = 84 \text{ g/s}$ 이므로 공기연료비의 정의에 따라 $\dot{m}_a = 2016 \text{ g/s}$ 이다.

2.2.2 공기 흡입구의 설계

공기 흡입구의 종류에는 Pitot-tube 형과 Center body 형이 있는데 램제트 탄의 설계특성에 비추어 보아 본 연구에서는 Center body 형 흡입구를 채택하였다.

설계점 조건(On-design condition)에서 작동하는 Center body(혹은 Forebody)형 흡입구의 전형적인 형상은 Fig. 2와 같다. 공기는 원추형 Center body에 의해 형성되는 원추형 충격파를 지나 Cowl lip에 이르는 외부압축(External Compression)과정을 지나 흡입구내부로 들어가며 흡입구 내부에서는 디퓨저의 후압(Back Pressure), 즉 연소실 압력의 크기에 의해 위치가 결정되는 수직 충격파를 지나 아음속으로 감소되어 아음속 디퓨저를 지나게 된다.

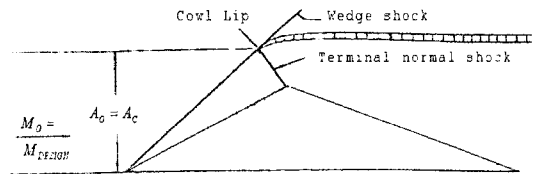


Fig. 2 The Shape of Intake Operated On-design Condition

공기흡입구의 설계는 문헌[9]에서 제시한 절차를 참고하였으며, 공기흡입구 설계를 위하여 다음과 같은 가정을 하였다.

- ① 압력회복의 계산 시 충격파를 통한 손실만 고려하며, 경계층 손실은 무시한다.
- ② Cowl lip 외부의 유동은 부착된다.
- ③ 모든 충격파는 Cowl lip에 집중되며 Full flow 조건($A_o = A_c$)을 만든다.

Center body를 갖는 공기흡입구의 설계 절차는 다음과 같다.

- ① 고도가 주어지면 자유류의 온도, 압력 및 밀도는 표준대기표로부터 계산한다.
- ② 비행 Mach수 및 요구 질량유량이 주어지면, 이상기체의 1차원 유동을 가정하여 흡입구 반경을 다음 식으로 계산한다.

$$R_c = \sqrt{\frac{\dot{m}_{air}}{\rho_\infty \pi M_\infty \sqrt{\gamma RT_\infty}}} \quad (4)$$

- ③ 최적의 원뿔각도 및 최적의 압력회복을 결정한다.
- ④ 충격파가 흡입구에 부착될 수 있는 최대 Cowl 외부 각도를 결정한다. Cowl의 꼭지점 각도 η_v 는 제조상 문제점을 고려하여 가정한다.
- ⑤ $\theta - \beta - M$ 선도로부터 초기 충격파 각도 β_1 의 값을 구한다. 원뿔 끝단으로부터 Cowl lip 위치까지의 거리는 다음 식으로 계산한다.

$$L_N = \frac{R_c}{\tan(\beta_1)} \quad (5)$$

본 연구에서는 단일 원뿔을 채택하여 하나의 경사충격파와 하나의 수직 충격파가 형성되도록 하였으며 위의 절차에 따라 다음과 같이 흡입구의 형상을 결정하였다. 위에서 계산된 소요 공기량과 Eq. 4를 이용하면 공기흡입구 직경은 $d_i = 46 \text{ mm}$ 이다. 경사충격파는 Cowl lip 에 부착되고 수직 충격파가 목(Throat)에서 형성되는 임계조건(Critical Condition)을 가정하였다.

$M_\infty = 2.75$ 에서 최적의 압력회복과 원뿔각도는 각각 $\frac{p_3}{p_0} = 0.52$, $\theta_s = 30^\circ$ 이며, 충격파가 부착되어 있기 위한 최대 Cowl 외부 각은 34° 이다.[9] Cowl에서의 유동은 기본적으로 2차원 유동이므로 Cone에 대한 자료를 사용하였다. $M_\infty = 2.75$, $\theta_s = 30^\circ$ 에서 충격파 각도를 구하면, $\beta_1 = 41^\circ$ 이므로 Center Body 끝에서부터 Cowl lip까지의 거리는 Eq. 5로부터 26.5 mm 로 계산하였다.

탄 제작의 편의를 위하여 아음속 디퓨저의 형상은 Center Body의 형상만으로 조절하고 Cowl의 내부 형상은 원통형으로 설계하였다.

2.2.3 연소실 및 추력노즐의 설계

Figure 1에서와 같이 연료는 원통형 연소실의 벽면에 부착되며 내부로 공기유동이 이루어질 수 있도록 중공형의 그레인으로 제작된다. 고체 연료는 HTPB가 사용되었으며 밀도는 $\rho_p = 917 \text{ kg/m}^3$ 이다. 로켓 모터에서 추진제의 연소율이 주로 압력에 좌우되는 것과는 달리 고체연료 램제트 모터 내에서 연료의 연소율은 흡입되는 공기의 온도와 질량유량에 의하여 결정된다. 지상연소시험을 통하여 구해진 연소 속도 식은 다음과 같다.[10]

$$\dot{r} = 0.1838(\dot{m}_{air} T_{air})^{0.32} \text{ mm/s} \quad (6)$$

$M_\infty = 2.75$ 에서 램 압축에 의해 가열되어 연소실로 들어오는 공기의 온도는 약 724 K 이므로 앞에서 구한 질량유량을 이용하고 Eq. 6을 이용하면 연소율은 약 1.89 mm/s 로 계산된다. 연소실내의 연소안정성을 고려하여 연료 그레인의 내부 직경을 75 mm 로 하면, Eq. 2로부터 필요한 추력을 내기 위한 그레인의 길이는 약 300 mm 이다.

추력노즐은 축소 확대노즐로 문헌 [11]의 절차에 따라 설계하였다. 노즐 목 직경은 흡입구에 형성되는 수직 충격파의 위치를 결정하는 중요한 변수로서 뒤에 기술될 흡입구와 연소실의 상호작용을 고려하여 50 mm 로 결정하였다.

설계된 155 mm 램제트 추진 탄의 형상은 Fig. 3과 같다.

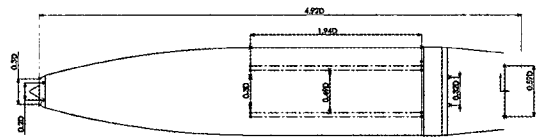


Fig. 3 The Designed 155mm Ramjet Projectile

2.3 비행성능 해석을 위한 수학적 모델

램제트 탄의 비행성능은 추진 장치의 성능이 탄도와 연계되어 나타나므로 수학적 모델의 기본은 추진 장치의 추력을 고려한 탄도방정식과 추진 장치의 성능을 예측할 수 있는 모델로 구성된다.

운동에 영향을 미치는 요소로서 중력(W), 추력(F) 및 항력(D) 만을 고려한 탄도방정식은 다음과 같다.

$$\frac{dV}{dt} = (F - D - W \sin \theta) / W \quad (7)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \quad (8)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta \quad (9)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V} \quad (10)$$

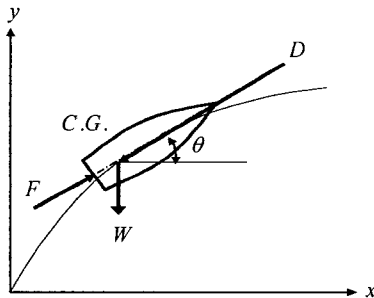


Fig. 4 External Forces Acting on the Projectile

다음에 제시될 수학적 모델에 의해 Fig. 1에 보여준 램제트 엔진을 따른 모든 위치에서의 상태가 구해지면 Eq. 7에서의 추력은 다음 식으로 구해진다.

$$F = P_6 A_6 + \dot{m}_6 V_6 - P_0 A_6 - \dot{m}_0 V_0 \quad (11)$$

추력계수는 다음과 같이 정의된다.

$$C_f = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 A_r} \quad (12)$$

여기서, A_r 은 직경 155 mm 램제트 탄의 단면적이다.

연속방정식과 완전기체 상태방정식 및 Eq. 11로부터 추력계수는 다음과 같이 구하여진다.

$$C_f = \frac{2A_6/A_r}{\gamma_a M_0^2} \left[\frac{P_{t6}/P_0}{P_{t6}/P_6} (1 + \gamma_f M_6^2 - 1) \right] - \frac{2A_0}{A_r} \quad (13)$$

여기서 P_{t6}/P_0 는 공기흡입구로부터 노즐까지의 총 압력손실로 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{P_{t6}}{P_0} = \Pi(\pi_i) \frac{P_{t0}}{P_0} = \frac{P_{t6}}{P_{t4}} \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \frac{P_{t0}}{P_0} \quad (14)$$

여기서 $\frac{P_{t6}}{P_{t4}} = \pi_n$: 노즐손실

$\frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \pi_h$: 연소실손실

$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \pi_e$: 연소실로의 팽창손실

$\frac{P_{t2}}{P_{t0}} = \pi_D$: 흡입구 손실

흡입구를 통한 정체압력의 손실(π_D)는 다시 경사충격과 손실(π_c), 경계층손실(π_D'), 수직 충격과 손실(π_{NS}) 및 아음속 디퓨저 손실(π_D'')로 구성되며 다음과 같이 표시된다.

$$\pi_D = \frac{P_{t2}}{P_0} = \pi_c \pi_D' \pi_{NS} \pi_D'' \quad (15)$$

여기서 π_c 와 π_{NS} 는 충격과 관계식에 의하여 계산되며 π_D' 과 π_D'' 은 각각 0.93으로 가정하였다.

탄의 기본 설계 시 공기 흡입구가 임계조건에서 작동하는 것을 가정하였지만 충격파의 위치는 주어진 비행조건에서 연소실 압력에 의해 결정되므로 초기 점화 시 연소실 압력의 급격한 증가로 공기흡입구가 아임계 조건(Subcritical Condition)에 도달하면 램제트 엔진이 시동이 되지 않는 조건(Unstart Condition)이 될 수 있기 때문에

흡입구의 압축효율의 감소를 감수하더라도 초임계 조건에서 작동될 수 있도록 여유(Supercritical margin)를 주어야 한다. 디퓨저 내에서 수직 충격파의 위치는 배압 즉 연소실의 압력에 의해 결정되고 연소실의 압력의 크기는 공기흡입구, 연료의 연소 및 노즐 유동이 복잡하게 연계되어 일어나므로 간단한 방법으로 엔진과 공기흡입구의 상호작용을 예측할 수 없다. 따라서 이의 해석을 위해서는 공기흡입구에서부터 추력노즐 까지를 포함하는 유동에 대한 수학적 모델과 해석방법이 필요하다. 이 해석을 통하여 공기 흡입구가 초임계 조건의 여유를 갖고 작동할 수 있는 기하학적 설계 변수, 특히 노즐 목 직경을 결정할 수 있으며, 추력을 구하기 위하여 Eq. 14에서 요구되는 각 부분에서의 압력손실을 계산할 수 있다. 수학적 모델은 각 부분으로 나누어 모델링하였으며 다음과 같이 요약할 수 있다.

① 공기흡입구의 압력손실

• 경사충격파와 손실

경사충격파에 수직인 마하수 M_n 은 다음과 같이 구하여진다.

$$M_n = \left[1 + \left\{ \left(1 + C_p \frac{\gamma_a}{2} M_0^2 \right) - 1 \right\} \frac{\gamma_a + 1}{2\gamma_a} \right]^{1/2} \quad (16)$$

여기서 원뿔에 대한 C_p 는 다음과 같이 근사화 되고, α 는 원뿔의 반각이며 충격파 후면과 원뿔 표면사이의 압력차는 무시하였다.

$$C_p = \left(0.083 + \frac{0.096}{M_0^2} \right) \left(\frac{\alpha}{10} \right)^{1.69} \quad (17)$$

수직 충격파의 관계식으로부터 총 압력비는 다음 식으로 계산된다.

$$\pi_c = \frac{P_{1c}}{P_0} \quad (18)$$

$$= \left[1 + \frac{2\gamma_a}{\gamma_a + 1} (M_n^2 - 1) \right]^{-1/(\gamma_a - 1)} \left[\frac{(\gamma_a + 1)M_n^2}{(\gamma_a - 1)M_n^2 + 2} \right]^{\gamma_a/(\gamma_a - 1)}$$

• 경사충격파와 후면의 마하수

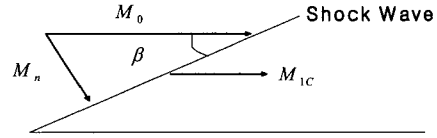


Fig. 5 The Shape of Conical Shock Wave

참고문헌 [9]로부터

$$\theta = \tan^{-1} \left[2 \cot \beta \frac{(M_n^2 - 1)}{M_0^2 (\gamma_a + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (19)$$

이고

$$M_{1c} = \left[\frac{1}{\sin^2(\beta - \theta)} \frac{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_n^2}{\gamma_a M_n^2 - \frac{\gamma_a - 1}{2}} \right]^{1/2} \quad (20)$$

이다. Fig. 6의 기하학적 관계로부터 면적비는 다음과 같다.

$$\frac{A_{1c}}{A_0} = \frac{\overline{AB}}{AC} = \left(1 - \frac{\tan \theta}{\tan \beta} \right) \cos \theta \quad (21)$$

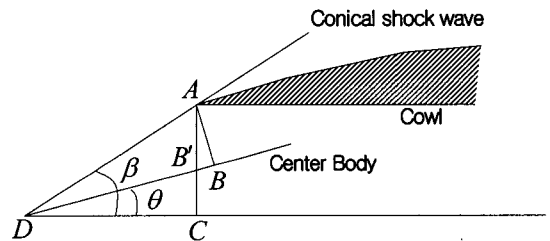


Fig. 6 The Shape of Intake to Calculate The Area Ratio of Annular Flow

• 경계층 손실

등 엔트로피 유동의 관계식과 수직 충격파가 흡입구내의 어떤 위치에 발생하는 조건의 수직 충격파 관계식을 이용하면 다음과 같은 식이 얻어진다.

$$\frac{A_{11}}{A_{1c}} = \frac{M_{1c}}{M_{11}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_{11}^2}{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_{1c}^2} \right\}^{(\gamma_a + 1)/2(\gamma_a - 1)} \quad (22)$$

여기서 A_{11} 과 M_{11} 은 수직 충격파 직전의 면적 및 마하수이다. Eq. 22에서 M_{1c} , γ_a , A_{1c} 및 A_{11} 을 알면 M_{11} 을 구할 수 있는데, 공기흡입구가 시동되지 않는 조건을 방지하기 위하여 반드시 $M_{11} > 1$ 이어야 한다. 수직 충격파 앞의 총 압력은 경계층 손실을 고려하여 다음과 같이 계산된다.

$$P_{t11} = P_{t1c} \pi'_D \quad (23)$$

• 수직 충격파 손실

충격파 뒤의 마하수 및 총 압력은 다음 식으로 계산된다.

$$M_{12} = \left\{ \frac{M_{11}^2 + \frac{2}{\gamma_a - 1}}{\frac{2\gamma_a}{\gamma_a - 1} M_{11}^2 - 1} \right\}^{1/2} \quad (24)$$

$$P_{t12} = P_{t11} \left\{ \frac{\frac{\gamma_a + 1}{2} M_{11}^2}{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_{11}^2} \right\}^{\gamma_a/(\gamma_a - 1)} \left\{ \frac{2\gamma_a}{\gamma_a + 1} M_{11}^2 - \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a + 1} \right\}^{1/(\gamma_a - 1)} \quad (25)$$

수직 충격파를 지난 후 아음속 디퓨저의 압력 손실은 손실계수 π''_D 을 고려하여 다음과 같이 계산된다.

$$P_{t2} = P_{t12} \pi''_D \quad (26)$$

흡입구 출구(위치2)에서의 마하수는 다음 식으로 계산된다.

$$\frac{A_2}{A_{12}} = \frac{M_{12}}{M_2} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_{12}^2}{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_2^2} \right\}^{(\gamma_a + 1)/2(\gamma_a - 1)} \quad (27)$$

② 연소실 출구조건 계산

연소실 출구의 총 질량유동은 다음과 같다.

$$\dot{m}_t = \dot{m}_f(Z+1) = \rho_f r \pi D_3 L_3(Z+1) \quad (28)$$

여기서 ρ_f : 연료의 밀도(kg/m^3)

D_3 : 연료 그레이의 내경(m)

L_3 : 연료 그레이의 길이(m)

이고 D_3 는 연소가 진행되면서 다음과 같이 변화한다.

$$D_3 = D_{30} + \int_0^t r dt \quad (29)$$

연소실 입구의 정체온도는 자유흐름의 정체온도와 같다고 가정하면 출구의 정체온도는 연소효율의 함수로 다음과 같이 구해진다.

$$T_{t4} = \eta_T(T_{t4,th} - T_{t0}) + T_{t0} \quad (30)$$

연소효율 η_T 는 연소실험을 통하여 운전조건인 함수로 구해지며, 이론적 정체온도는 열화학 코드인 CEA 코드로 구할 수 있다. 연소실 출구 정체압력은 1차원 등 엔트로피 유동으로 가정하여 다음과 같이 구한다.

$$P_{t4} = \frac{\dot{m}_t \sqrt{g R_f T_{t4}}}{A_5 \sqrt{\gamma_f} \left(\frac{2}{\gamma_f + 1} \right)^{(\gamma_f + 1)/2(\gamma_f - 1)}} \quad (31)$$

③ 노즐 출구조건 계산

1차원 등 엔트로피 압축성 유동의 관계식에 의하면

$$\frac{A_5}{A_6} = M_6 \left\{ \frac{(\gamma_f + 1)}{2} \right\}^{(\gamma_f + 1)/2(\gamma_f - 1)} \left\{ \frac{(\gamma_f - 1)}{2} M_6^2 \right\} \quad (32)$$

이므로 노즐출구의 마하수 M_6 는 연소가스의 비열비 γ_f 를 안다면 면적비 A_5/A_6 로부터 계산할 수 있다. 출구의 정압은 노즐을 통한 손실을 고려하여 다음과 같이 구하여 진다.

$$P_6 = \pi_n P_{t4} \left(1 + \frac{(\gamma_f - 1)}{2} M_6^2 \right)^{-\gamma_f / (\gamma_f - 1)} \quad (33)$$

④ 수직충격파의 위치 결정

연소실 입구에서의 총 압력은 두 가지 방법으로 구할 수 있다.

먼저 흡입구내에서 수직 충격파의 위치를 가정하고 흡입구 조건으로부터 구하는 것이다. 위치 2로부터 연소실로 팽창과정 중 정압과 정체온도의 변화는 무시할 수 있다고 가정하고 연속 방정식 및 이상기체의 상태방정식을 이용하면 연소실 입구의 정체압력은 다음과 같다.

$$P_{t3} = P_{t2} \frac{P_{t3}/P_3}{P_{t2}/P_2} = \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_3^2}{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_2^2} \right\}^{\gamma_a / (\gamma_a - 1)} \quad (34)$$

Eq. 34에 의하여 흡입구 조건으로부터 구해진 P_{t3} 를 P_{t3I} 로 표기하기로 한다.

또 다른 하나의 방법은 연소실 출구의 조건으로부터 구하는 것이다. 연소실에 대하여 연속 및 운동량 방정식을 적용하고, 상태방정식을 이용하면 연소실 입구에서의 정체압력은 연소실 출구의 조건으로 다음과 같이 구할 수 있다.

$$P_{t3} = P_{t4} \left\{ \frac{1 + \gamma_a M_4^2}{1 + \gamma_f M_3^2} \right\} \frac{\left\{ 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_3^2 \right\}^{\gamma_a / (\gamma_a - 1)}}{\left\{ 1 + \frac{\gamma_f - 1}{2} M_4^2 \right\}^{\gamma_f / (\gamma_f - 1)}} \quad (35)$$

노즐조건으로부터 Eq. 35을 이용하여 구한 P_{t3} 를 P_{t3N} 로 표기하기로 한다.

수직 충격파의 위치를 정확히 모르기 때문에 P_{t3I} 와 P_{t3N} 은 같지 않다. 만약 충격파의 위치가

정확하다면 양쪽에서 계산된 P_{t3} 가 같아지는 조건 즉 $P_{t3N} = P_{t3I}$ 이 될 것이므로 즉 반복계산을 통하여 이 조건이 만족되는 위치를 결정할 수 있다.

2.4 비행성능 해석프로그램의 작성

위 탄도방정식 Eq. 7, 8, 9, 10은 비선형 상미분 방정식으로서 4th order Runge-kutta method를 이용하여 수치해법으로 계산한다.[12]

위의 각 모델을 통합하여 램제트 탄 비행성능 시뮬레이션 프로그램(RAMTR)을 작성하였다.

2.5 램제트 탄의 비행성능 시뮬레이션

2.2에서 설명한 절차에 따라 155 mm 램제트 추진탄을 설계하였으며 수학적 모델을 통해서 분석한 비행성능 시뮬레이션 결과는 다음과 같다.

2.5.1 비행성능 해석결과

설계한 램제트 추진탄의 비행성능은 추력과 비추력, 압력 회복율을 산출하여 해석하였다.

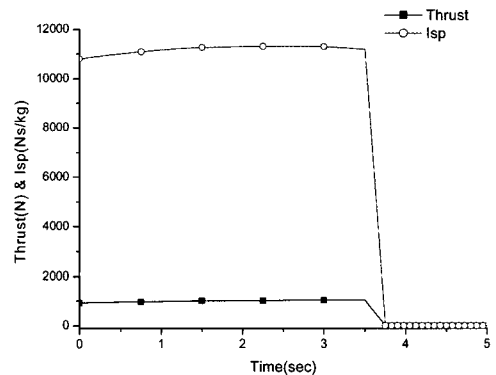


Fig. 7 Thrust & Isp Variation as Combustion Time

Figure 7는 램제트 작동시간(대략 3.7초 ~ 3.9초) 동안 추력과 비추력의 변화를 나타낸 것이다. 램제트 추진탄이 포에서 발사되고 난 후 램제트 추진탄에 가해지는 추력은 921 ~ 1021 N이며, 비추력으로 나타내면 10794 ~ 11315 N · s/kg 이다.

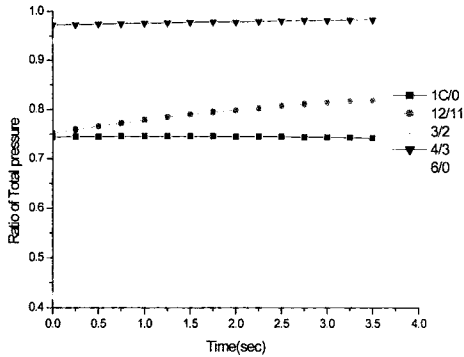


Fig. 8 Ratio of Total Pressure

Figure 8은 램제트 탄의 위치별 전압력(total pressure)를 나타낸 것이다. 범례에 나타낸 기호 중 첫 번째 숫자는 Fig. 1에 표기된 번호와 같으며 1C는 흡입구 cowl lip에 부착된 경사충격파 하류를, 11과 12는 각각 center body에 발생하는 수직 충격파 상류와 하류를 나타낸다. Fig. 8에 나타낸 바와 같이 램제트 작동 중 수직 충격파 전후의 전 압력비(12/11)와 흡입구에서 노즐까지의 전 압력비(6/0)는 시간에 따라 증가되고 있는데 이는 비행조건, 즉 흡입구의 공기 흡입 조건이 다르기 때문에 수직 충격파의 위치가 노즐 쪽으로 움직이고 있음을 보여주고 있다.

2.5.2 여러 가지 조건에서의 탄도 비교

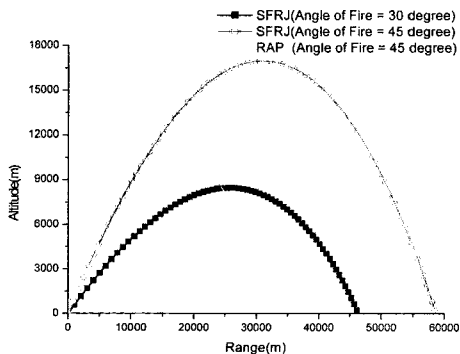


Fig. 9 Range Comparison of Ramjet Projectile and RAP(angle of fire = 45°)

설계한 램제트 추진탄의 기본 비행성능은 사거리와 밀접한 관계가 있으며 이는 비행탄도 해석을 통해서 예측할 수 있다. Fig. 9는 발사각의 변화에 따른 155mm 램제트 탄의 비행탄도를 나타낸 것이다. 대략적인 최대 사거리는 사각 45°에서 58.7 km로써 RAP탄의 최대사거리인 30.7 km보다 약 90%의 사거리 증대효과를 나타내고 있다.

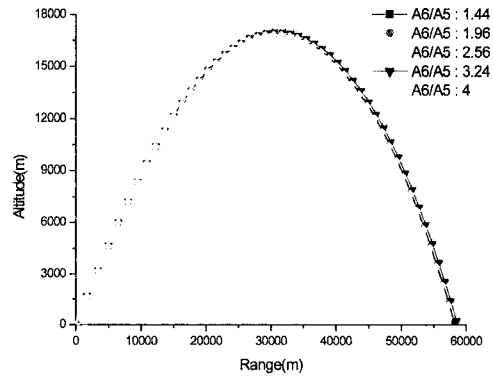


Fig. 10 Trajectory Variation as Change of A_6/A_5

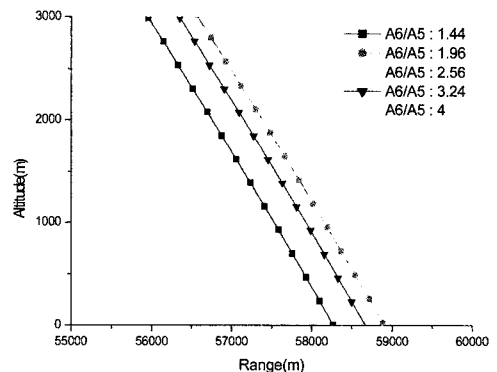


Fig. 11 Trajectory Variation as Change of A_6/A_5 (zoomed near final destination)

Figure 10은 램제트 탄의 노즐 목 면적(A_5)과 노즐출구 면적(A_6) 변화에 따른 비행성능을 분석한 결과이다. 노즐 목 면적은 고정된 상태에서

노즐출구면적을 변경시키며 분석한 결과로서 세부적인 결과 값은 종말부근을 확대한 Fig. 11를 통해 확인할 수 있으며, 분석결과 $A_6/A_5 = 1.9 \sim 2.6$ 사이에서 최대사거리 성능을 나타냄을 알 수 있다.

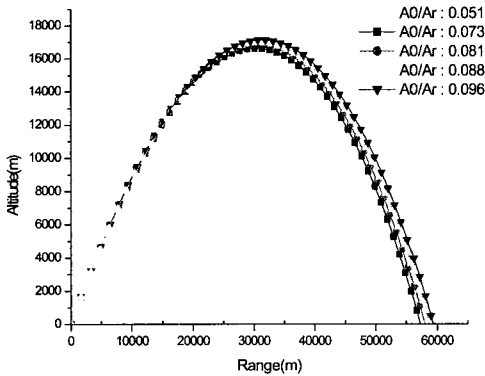


Fig. 12 Trajectory Variation as Change of Intake Area(A_0/A_r)

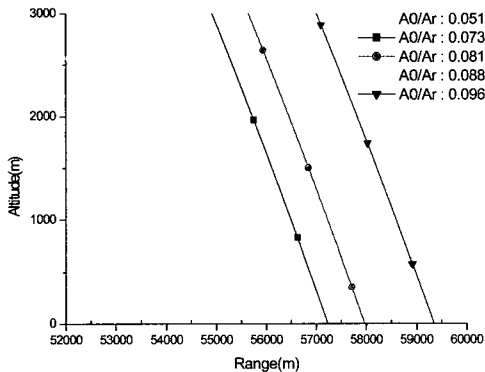


Fig. 13 Trajectory Variation as Change of Intake Area(zoomed near final destination)

마지막으로 흡입구 면적(A_0) 변화에 따른 비행 성능을 분석해 보았다. Fig. 12과 Fig. 13에서 나타난 결과에 따르면 흡입구 면적과 노즐목 면적 비가 $A_0/A_5 = 0.051 \sim 0.096$ 에서 램제트 탄이 작동하며 이 범위에서 흡입구 면적이 증가함에

따라 램제트 탄의 사거리는 증가함을 알 수 있다. 이는 Krishnan이 연구한 155 mm 포 발사 램제트 탄의 탄도성능에 관한 연구결과와 같은 경향을 보이고 있다. Krishnan의 연구결과에서 A_0/A_5 값이 0.109 ~ 0.112으로 증가함에 따라 비행시간 및 사거리가 증가하였다.[5]

3. 결 론

본 논문에서는 155 mm 고체연료 램제트 추진탄의 비행성능에 관하여 연구하였다. 램제트 탄의 요구 성능에 맞는 설계방법과 수학적 모델을 제시하였고, 이를 토대로 비행성능 해석 프로그램(RAMTR)을 개발하였다. 또한 설계된 램제트 탄의 비행성능을 예측하기 위한 비행성능 해석과 탄도 시뮬레이션을 실시하였다.

비행성능 해석을 통하여 추력-시간곡선, 압력 회복률, 충격파의 위치, 항력의 크기 등 비행 중 흡입구 성능을 예측하였다. 본 연구에서 설계한 램제트 탄은 동일한 발사각(45°)으로 발사한 RAP탄에 비해 90% 정도의 사거리 증대효과 나타내었다. 노즐 목 면적(A_5)과 노즐출구 면적(A_6) 변화에 따른 비행성능 분석결과, $A_6/A_5 = 1.9 \sim 2.6$ 에서 최대 성능을 가지는 것으로 분석되었다. 또한, 흡입구 면적에 따른 램제트 탄의 비행 성능은 A_0/A_r 가 0.054에서 0.096으로 흡입구 면적이 증가함에 따라 사거리가 증가함을 알 수 있었다.

그러나 시뮬레이션 결과는 실제 탄의 발사 시험 후이나 확실한 비교 및 검증이 가능할 것이다. 또한 항력계수 계산시의 오차를 줄이기 위한 특성곡선법 등을 이용한 CowI 항력계수 등의 계산방식 개선은 앞으로도 계속 연구되어야 할 과제이다.

참 고 문 헌

1. Amichai, O., Performance of Solid Fuel

- Ramjet Guided Projectile for USN 5/54 Gun System, NPS 67-82-002CR, 1982
2. Veraar, R.G., "Ramjet Applications of the Solid Fuel Combustion Chamber", Proceedings of Symposium on High Speed Air-breathing Propulsion, Delft, July, 1991
 3. Wimmersstrom, P., Nilsson, Y., and Gunnars, N.-E., Initial Study of a 40mm SFRJ Projectile, 14th International Symposium on Ballistics, Quebec, Canada, 26-29 September, 1993
 4. 성홍계, 윤현걸, 램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술분석 1. 램제트엔진(액체램제트, 덕티드로켓), 한국추진공학회지 제10권 1호, 2006, pp.72-86
 5. S. Krishnan, P. Heorge and S. Sathyan, "Design and Control of Solid-Fuel Ramjet for Pseudovacuum Trajectories", J. of Propulsion and Power, Vol. 16, No. 5, 2000, pp.815-822
 6. Oosthuizen, R., Buisson, J.J. and Botha, G.F., Solid Fuel Ramjet(SFRJ) Propulsion for Artillery Projectile Applicatons-Concept Development Overview, 19th International Symposium on Ballistics, Interlaken, Switzerland, 7-11 May, 2001
 7. McCoy, R. L., McDrag - A Computer Program for Estimating the Drag Coefficients of Projectiles, ARBRL-TR-02293, Ballistic Research Laboratory, 1981
 8. Gordon, S. and McBride, B.J., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications, NASA-RP-1311, 1994
 9. V. Yang and G. Cappuccino, Supersonic Inlet Design for Missiles, The Pennsylvania State University, University Park, PA, 1990
 10. 김창기, 황준식, 고체연료 램제트 추진장치의 성능 평가, 국방과학연구소 기술보고서, TEDC-421-021082, 2002
 11. 조원만, 이방엽, 구송희, 고체연료 추진기관 노즐의 설계방법에 관한 연구, 국방과학연구소 기술보고서, MSDC-416-960479, 1996
 12. 강준구, 이상길 "회전안정탄의 6자유도 운동 해석에 관한 연구", 육사논문집 제2집, 1997, pp.475-496