

유도탄의 초기 구속력이 발사안정에 미치는 영향

심우전*, 임범수*, 이우진*

The Effect on Launching Stability Due to the Initial Missile Detent Force

Woo-Jeon Shim*, Beom-Soo Lim*, Woo-Jin Lee*

ABSTRACT

This paper presents results on dynamic analysis of the missile initial motion arising from the missile detent force. Using ADAMS (Automatic Dynamic Analysis of Mechanical System) software, a non-linear 46-DOF (Degree of Freedom) model is developed for the launcher system including missile and launch tube contact problem. From the dynamic analysis, it is found that initial angular velocity of the missile increases when the missile detent force increases and also when rocket exhaust plume is taken into account. To achieve the missile launching stability, it needs to reduce the missile initial detent force and exhaust plume area of the launcher. Results of the dynamic analysis on the system natural frequency agree well with those obtained from experimental modal tests. The overall results suggest that the proposed method is a useful tool for prediction of initial missile stability as well as design of the missile launcher system.

Key Words : launcher(발사대), launching stability(발사안정), missile detent(유도탄 구속), missile tip-off(유도탄 중력침하), dynamic analysis(동적해석), launch tube(발사관)

1. 서론

유도탄을 발사하는 방법은 수직으로 발사하는 수직발사와, 목표물을 지향하면서 발사하는 경사발사로 분류할 수 있다. 수직발사는 유도탄이 발사대에서 이탈한 후 유도탄의 추력방향조종에 의해 목표물을 향하여 초기에 방향을 변환하는 시스템이고, 경사발사는 유도탄이 발사대에서 이탈할 때 목표물 방향을 향하여 발사하는 시스템이다. 발사 초기 유도탄은 속도가 느리기 때문에 발

사대에서 이탈하는 동안 발사 충격으로 인하여 발사대 진동이 유도탄의 운동에 영향을 줄 수 있고, 특히 경사발사는 중력에 의하여 유도탄의 방향이 변할 수 있으므로 발사 충격을 비롯한 초기 비행 궤도에 영향을 주는 요소들을 최소화할 필요가 있다. 일반적으로 지령(command)유도 방식의 유도무기 시스템에서는 유도탄이 발사되어 초기에 추적 가능한 범위 안에 들어가야 하므로 유도탄의 비행 초기 운동 규명은 유도무기 체계 개발 단계에 있어서 중요한 부분이다. 특히 무유도로켓

* 국방과학연구소

트 시스템은 로켓트의 초기 비행 궤도가 탄도 분산 및 탄착정확도에 큰 영향을 주므로 발사초기 운동 규명이 더욱 중요하다. 유도탄의 초기 발사안정은 유도탄의 비행 각속도 운동으로 나타낼 수 있다. 발사 조건에 따른 각속도 분포는 유도무기체계의 성능에 따라 요구정도가 다르나 일반적으로 체계의 신뢰도를 높이기 위하여 최소화를 요구하고 있다.

발사 초기 유도탄의 비행 궤도에 영향을 미칠 수 있는 요소로는 발사대 진동(launcher deflection), 중력침하(missile tip-off), 추력 및 날개 각도 편차(thrust and fin misalignment), 공력(aerodynamics) 등을 들 수 있다.⁽¹⁾ 발사대 진동은 추진제 점화시 추력의 급상승으로 인한 충격, 유도탄 구속 장치의 파단, 화염충격 등의 요인으로 발생되며 이로 인해 유도탄은 발사대를 떠나는 순간 특정 값의 초기 각속도로 운동하게 된다. 중력침하(tip-off)는 유도탄이 앞으로 진행함에 따라 전·후방 지지점이 각각 분리되는 시간 차이 때문에 유도탄 무게로 인해 모멘트가 발생되어 유도탄이 회전운동을 일으키게 된다. 중력침하 방식은 직선운동과 회전운동의 조합으로 발사대와의 간섭 우려는 적어지나, 발사대 진동으로 인한 영향이 커지는 경향이 있으므로 이들 영향에 대한 동역학적 관계 규명은 매우 중요하다. 추력 편차 및 날개 각도편차는 유도탄에 회전모멘트를 발생시켜 유도탄의 궤적을 변형시키는 요소로 초기 무유도 구간의 비행 안정에 영향을 줄 수 있다.

유도탄 발사시 운동에 관한 연구동향을 살펴보면, John. E. Cochran 등⁽²⁾은 무유도 로켓트의 발사오차를 수치적으로 해석하였고, Kenneth W. Wakinson 등⁽³⁾은 공대공 유도탄의 초기 안정성 해석을 주로 공기역학적 측면에서 수행하였으며, John. J. Vinioties 등⁽⁴⁾은 수직 발사되는 지대공 유도탄의 후류에 의한 주변 영향을 해석하였다. 한편, 국내에서는 무유도 로켓트의 발사오차 해석 및 탄착분산 최소화를 위하여 DADS-3D를 이용하여 발사대의 동특성을 구하였고,⁽⁵⁾ 발사관에서 발사되는 유도탄의 거동을 해석하기 위하여 유한요소 모델로 발사대의 동해석을 구한 바 있다.⁽⁶⁾

본 연구에서는 발사초기 유도탄의 구속력과 화염으로 인한 발사대 진동이 유도탄의 초기 각속도에 미치는 영향을 제시하고자 한다. 유도탄의 초기 운동을 해석하기 위하여 추진제 점화시부터 유도탄이 발사관을 이탈하기까지 유도탄 및 발사대를 3차원으로 모델링하였다. 사용한 소프트웨어는 ADAMS (Automatic Dynamic Analy-

sis of Mechanical System)⁽⁷⁾를 이용하였고, 총 46-DOF의 강체로 모델화하여 유도탄의 운동 단계별로 작용하는 반력을 변화시키면서 시간적분을 수행하였다. 강체 모델 사이의 연결 부위는 스프링, 댐퍼로 가정하였다. 스프링의 강성계수는 유한요소법을 이용하여 구한 다음, 모우드 해석 결과와 실제 발사차량에 대한 모우드 시험 결과를 비교하여 모델의 타당성을 검증하였다.

2. 강체요소모델 및 고유치 해석

차량에서 발사되는 유도탄 발사대는 차량, 발사대, 여러개의 장입유도탄(missile round)으로 구성된다. 장입 유도탄은 유도탄(missile), 원통형 발사관(launch tube), 탄지지대(sabot), 레일(rail) 등으로 구성되어 있는데, 레일은 유도탄의 후방지지점을 안내할 수 있도록 되어 있고, 탄지지대는 유도탄의 전방을 지지하면서 유도탄과 함께 진행하다가 발사관 이탈후 분리된다(Fig. 1 참조). 유도탄 구속볼트는 발사전에는 발사관에 유도탄을 고정시키는 역할을 하며, 발사시 유도탄이 점화되어 일정한 추력에 도달하면 파단되고, 유도탄은 레일 및 탄지지대에 안내되어 발사관 내에서 진행한다.

유도탄이 발사된 후 발사관 내에서 진행되는 동안 발사대 운동 및 유도탄과의 간섭 영향을 해석하기 위해 전체 시스템을 차량, 발사대, 유도탄의 발사관내 운동 등 3부분으로 나누어, 총 21개의 강체가 조인트나 스프링, 댐퍼 등으로 연결되어 있다고 가정하였다. 각 강체의 원점 및 좌표계를 정의하기 위하여 지상에 고정된 전체 기준좌표계(global reference coordinate system)에 대한 위치 벡터 R 및 오일러 각(Euler angles)을 사용하였다.

강체 모델링에서 차량은 1개의 차체에 대한 6자유도 운동과 12개(좌우 각6개)의 로드휠에 대한 각 1자유도 운동을 포함하여 총 18자유도로 모델링하고, 발사대는 7개 강체의 총 22자유도로 구성하였다. 유도탄은 1개의 강체

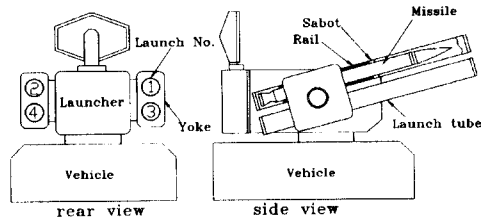


Fig. 1 Configuration of the launcher system

로 6자유도 운동을 고려하였는데, 본 연구에서와 같은 소형 유도탄의 경우는 유도탄의 1차 굽힘 모드가 80 Hz 이상에 존재하고, 발사 방식이 유도탄의 굽힘을 크게 유발하지 않으므로 유도탄의 굽힘 모멘트 효과를 무시하였다.

Fig. 2는 차체와 로드휠의 연결에 대한 모델을 나타낸 것으로 각 로드휠은 로드암(road arm), 선형 토션바(torsion bar) 및 댐퍼로 연결되는데 토션바의 회전모멘트(T)는 정적 평형상태에서 로드암의 각변위(ϕ_0)와 회전강성계수(K_t)에 의해 다음 식으로 표시된다.

$$T = K_t(\phi - \phi_0) \quad (1)$$

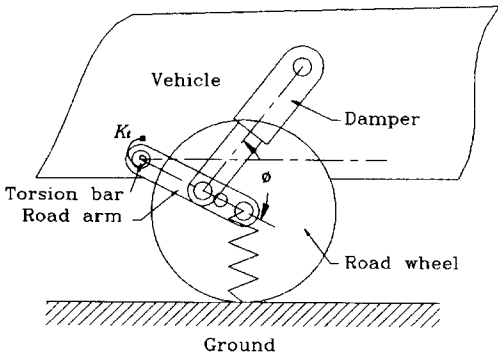


Fig. 2 Model of vehicle suspension

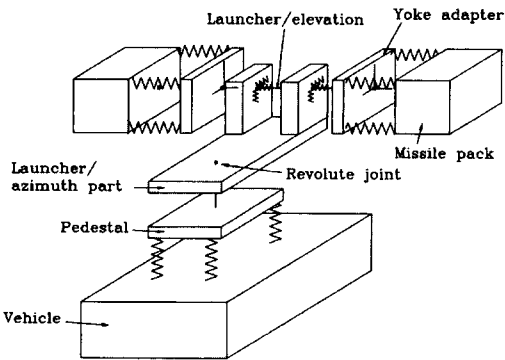


Fig. 3 Rigid body model of the launcher

발사대 모델은 Fig. 3에서와 같이 차량(vehicle)과 베어링대(pedestal)는 4개의 선형스프링으로 연결하여 차량 상판의 유연성(flexibility)을 고려할 수 있도록 하였고, 베어링대와 방위각 구동질량 사이에는 레벌루트 조인트(revolute joint)와 회전스프링으로 연결해서 베어링 및 방위각 브레이크의 회전강성을 고려하였다. 방위각 구

동질량과 고각 구동질량의 연결부위에는 양쪽에 3축의 선형스프링을 연결하여 회전발사대(launcher)의 굽힘 강성을 모델화하였으며 2개의 회전스프링을 연결하여 각각 불균형 모멘트(unbalance moment)를 완화시키는 토션바와 고각 구동기어의 강성 및 회전 유격을 고려하였다. 고각구동질량 양쪽에는 유도탄 다발(missile pack)을 장착할 수 있는 요크어댑터가 조립되어 있는데 이 두 강체의 연결은 3축의 회전스프링을 사용하여 고각 구동축의 굽힘 강성을 모델화하였다. 요크어댑터에는 각각 유도탄 다발이 장착되어 발사유도탄의 고각 및 방위각을 결정하여 주는데 이들 두강체의 연결은 4개의 선형스프링을 사용하여 요크어댑터의 굽힘 강성을 고려할 수 있도록 하였다.

발사관내 유도탄 운동을 모델링하기 위하여 유도탄의 운동 단계를 (a) 구속 단계, (b) 레일 안내 단계, (c) 종력침하 단계, (d) 자유비행 단계 등 4단계로 구분하였고 (Fig. 4참조), 각 단계별 접촉 및 고정 부위의 반력을 변

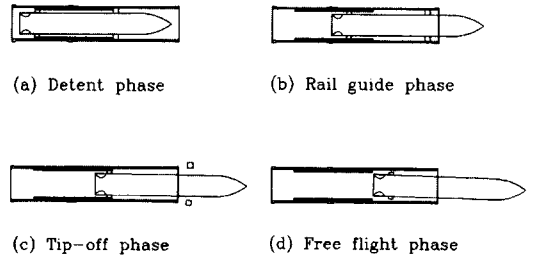


Fig. 4 Sequences of launching phase

화시켜 각 지지조건을 표현하였다. 각 부분에 작용하는 반력, 즉 유도탄 구속볼트 파단력(F_a), 전방/탄지지대 접촉부의 반력(F_{sj}) 및 유도탄 후방/레일 접촉부의 반력(F_{rj})은 다음과 같이 나타낼 수 있다. 여기서 F_{ij} 는 유도탄에 가해지는 외력을 나타내고, 하첨자중에서 앞의 i 는 유도탄의 길이방향 위치 (r : 유도탄후방 지지부, s : 유도탄 전방지지 부위)를 나타내고 j 는 원주방향(시계방향) 순서를 나타낸다 (Fig. 5참조).

$$\begin{aligned} F_a &= K_a \cdot \delta_a & : 0 \leq \text{추력} \leq \text{주어진 파단력} \\ F_a &= 0 & : \text{추력} > \text{주어진 파단력} \\ F_{sj} &= K_{sj} \cdot \delta_{sj} & : \text{유도탄 이동거리} \leq \text{전방 안내길이} \\ F_{sj} &= 0 & : \text{유도탄 이동거리} > \text{전방 안내길이} \\ F_{rj} &= K_{rj} \cdot \delta_{rj} & : \text{이동거리} \leq \text{레일길이} \text{ 이고 } \delta_{rj} \leq 0 \\ F_{rj} &= 0 & : \text{이동거리} > \text{레일길이} \text{ 또는 } \delta_{rj} > 0 \end{aligned}$$

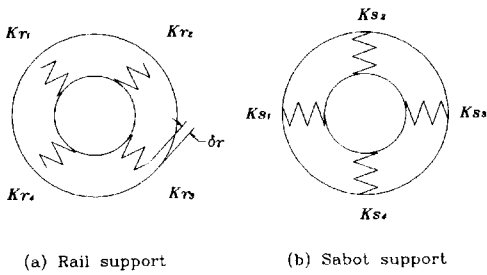


Fig. 5 Model of the missile support in the launch tube

여기서 δ_a 는 유도탄 구속볼트의 늘어난 길이, K_a 는 구속볼트의 강성 계수, δ_{rj} 는 레일반경과 유도탄 접촉부 후방 반경(발사관중심)의 차이, K_{rj} 는 유도탄/레일 접촉 강성 계수, δ_{sj} 는 유도탄 전방 지지부위 스프링 변위, K_{sj} 는 유도탄/탄지지대 접촉 강성 계수이다.

시스템이 용접이나 나사체결 등으로 연결된 복합구조물을 강체로 연결된 모델로 표현하는 것은 용이한 일이 아니다. 본 논문에서는 강체들 사이의 강성(stiffness)을 모델화하기 위하여 각각의 유한요소 모델을 구성하여 정적 강성계수를 구한 다음, 전체 시스템을 강체로 연결된 동역학 해석 모델로 바꾼 후 고유치 해석을 통한 고유진동수와 모우드 형상을 구하고 실제 시스템의 모우드 시험을 수행하여 두 결과가 일치하도록 값들을 부분적으로 조정하였다.

모델화된 시스템을 수식으로 나타내면

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = Q(t) \tag{2}$$

과 같이 표시된다.

여기서 외력 $Q(t)$ 는 유도탄 추진체의 추력과 배기가스가 발사대에 부딪쳐 발생하는 후폭풍력으로 추력은 실제 추력측정 시험에서 얻은 값을 직접 입력하여 사용하였으며, 후폭풍력은 후류의 압력을 측정하여 작용 단면적과의 관계에 의해 계산하여 사용하였다.

식 (2)로부터 비감쇠 자유진동의 식으로 나타내면

$$M\ddot{q} + Kq = 0 \tag{3}$$

와 같다. 고유치 해석을 위해 $q = \bar{q} \cos \omega t$ 라 가정하면

$$[-\omega^2 M + K]\bar{q} = 0 \tag{4}$$

과 같이 표시되는데 여기서 ω 는 고유진동수이고 \bar{q} 는 각 고유진동수에서의 변위 벡터를 나타낸다.

Table 1은 시스템의 고유진동수를 시험치와 모우드 해

석 결과를 비교한 것으로 발사대 운동의 고유진동수가 서로 잘 일치하고 있음을 확인함으로써 모델의 타당성을 검증하였다.

Table 1 Comparison of natural frequencies between analysis and modal test

순번	고유진동수(Hz)		비고
	시험결과	해석결과	
Mode 1	0.5	0.23	차량 피치운동
Mode 2	1.1	1.17	차량 롤(roll)운동
Mode 3	1.25	1.48	차량 상하(bounce)운동
Mode 4	10.875	10.27	발사대 피치운동
Mode 5	12.774	11.67	발사대 요운동

3. 해석결과

운동 방정식의 해를 구하기 위하여 먼저 정적 평형상태 해석이 수행되어야 한다. 본 연구에서는 Modified Newton Raphson iteration 방법을 이용하여 각 강체의 정적 해를 직접 구하였다. 정적 평형위치로부터 발사시 발사대 및 유도탄 거동을 해석하기 위하여 식 (1)을 Gear stiff integration algorithm을 이용하여 유도탄이 발사대를 완전히 떠나는 0.2초까지 시간적분을 수행하였다. 발사대체계는 고각 및 방위각, 장전발수등의 변화로 여러 가지 발사조건이 나올 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 4발의 유도탄을 탑재하고, 발사번호(launch No.) ①, ②, ③, ④가 발사순서로 가정할 때, 각각의 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하여 유도탄 및 발사대의 초기 각도 성분 변화를 관찰하였다. 유도탄의 구속력이 작용하면 유도탄 진행방향으로 보아 발사대 운동은 ①번 발사시 좌측 아래방향으로, ④번 발사시 그 반대인 우측 위방향으로 움직이기 시작한다.

3.1 구속력에 따른 유도탄의 속도

Fig. 6은 발사 초기 유도탄을 구속시키는 구속력 변화에 따른 유도탄의 속도를 보인 것이다. 유도탄이 발사대에서 움직이기 시작할 때 유도탄의 속도증가는 구속력이 작을 때 서서히 증가하나, 구속력이 클 때 구속볼트가 파단될 때까지 시간이 지연되다가 유도탄 속도가 급격히 선형적으로 증가하고 있다. 유도탄의 속도증가는 유도탄 추력에 의한 물리적인 현상을 잘 나타내고 있다. 유도탄이 움직이기 시작하는 시간은 구속력이 유도탄 하중의 6배

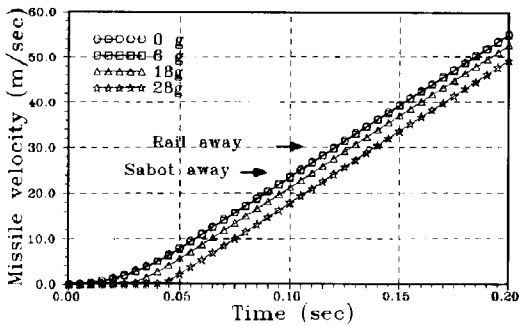
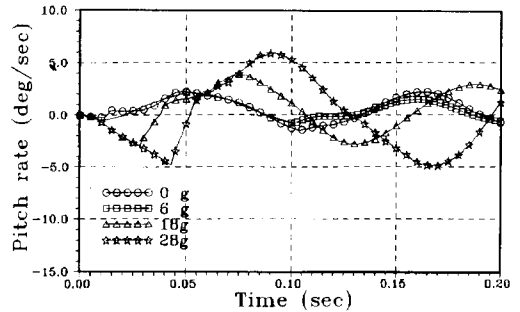


Fig. 6 Missile velocity as a function of detent force

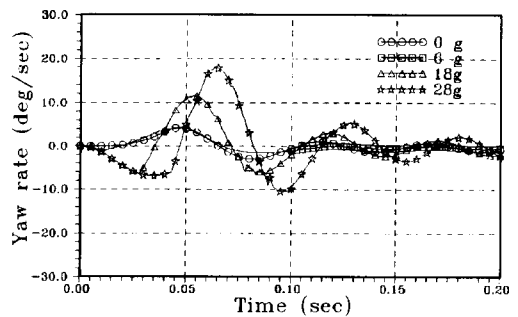
(이하 편의상 6 g로 표기한다) 까지는 지연이 거의 없으나, 18 g일 경우 28 msec, 28 g일 경우 43 msec가 지연되고 있다. 43 msec 이후부터는 속도가 선형적으로 증가하기 시작하고 있다. 이 때 유도탄 가속도는 313 m/sec^2 (32 g)을 나타냈다. 속도가 선형적으로 증가한 후의 시간 지연은 18 g일 경우 8 msec, 28 g일 경우 19 msec임을 보여 주고 있다. 탄지대대가 분리할 때부터 유도탄이 중력에 의해 각도 변화를 일으키기 시작하며, 탄지대대 분리 시간은 구속력이 6 g까지 104 msec이며, 18 g일 경우 112 msec, 28 g일 경우 123 msec이고, 이 때의 유도탄 속도는 모두 25 m/sec 수준을 보이고 있다. 유도탄이 자유 비행 상태가 되기 시작하는 레일 이탈 시간은 구속력이 28 g일 때 139 msec이고, 이 때 유도탄 속도는 모두 30 m/sec 수준을 보이고 있다. 구속력이 클수록 발사대 이탈시간이 지연되고 있으나 유도탄이 발사대를 이탈하는 순간의 속도는 유사함을 알 수 있다.

3.2 구속력에 따른 발사대 운동

Fig. 7은 유도탄 구속력 변화에 따른 발사대의 각속도를 보인 것이다. 구속력이 작을 경우(6 g 이하)에는 피치(pitch) 방향이나 요(yaw) 방향 모두 발사대의 움직임이 작으나, 구속력이 클수록 발사대의 운동이 현저히 크게 일어남을 보여 주고 있다. 구속력에 의해 일어나는 발사대 운동은 발사대의 고각중심 및 방위각 중심과 유도탄 추력 작용점과의 거리에 의해서 회전모멘트가 발생하기 때문이다. Fig. 7은 발사번호 ①번에서 발사된 것으로 발사위치가 상단, 우측이므로 발사대가 아래방향과 좌측방향으로 움직이다가 구속볼트가 과단되면 바로 방향이 바뀌며, Fig. 6에서 초기 시간지연과 일치함을 알 수 있다. 구속력이 28 g일 경우에 피치운동은 최대 5.9 도/sec, 요운동은 최대 18.0 도/sec 까지 증가한다. 발사대 피치



(a) Pitch rate of the launcher



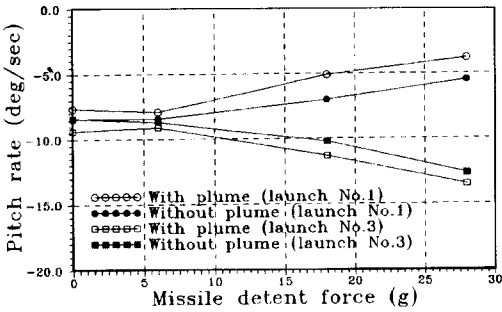
(b) Yaw rate of the launcher

Fig. 7 Launcher motion for various missile detent forces at launch No. 1

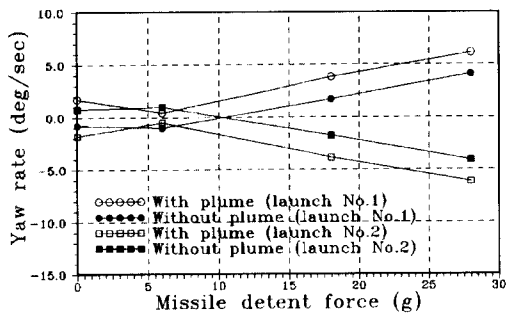
방향 운동 주기는 9.1 Hz이고 요방향 운동 주기는 13.9 Hz이며, Table 1에서 나타낸 시스템 고유진동수와 유사함을 알 수 있다.

3.3 발사대에 받는 화염충격의 영향

Fig. 8은 유도탄 구속력 변화에 따라 발사대가 받는 화염충격을 고려했을 때와 고려하지 않았을 때 발사관을 이탈하는 유도탄 각속도의 피치방향과 요방향을 각각 비교한 것이다. 유도탄의 각속도는 구속력에 따라 다소 차이는 있지만 대체적으로 구속력이 커질수록 각속도 차이가 커지고 화염에 의한 영향도 커짐을 보여주고 있다. 피치 각속도는 Fig. 8(a)에서 보인 것과 같이 발사위치가 고각중심의 상단(①번 발사), 하단(③번 발사)일 때를 비교하면 구속력이 28 g인 경우 변화량이 총 7.2 도/sec에서 9.7 도/sec로 34.7%가 증가하고 있다. 요각속도는 Fig. 8(b)와 같이 발사위치가 좌측(①번 발사), 우측(②번 발사)일 때를 비교하면 구속력이 28 g인 경우 변화량이 총 8.2 도/sec에서 12.3 도/sec로 49.7%가 증가하고, 이



(a) Pitch rate of the missile (launch No. ① & ③)



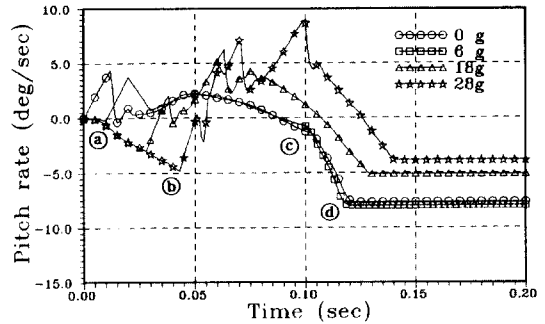
(b) Yaw rate of the missile (launch No. ① & ②)

Fig. 8 Missile angular velocity as a function of detent force and exhaust plume effect

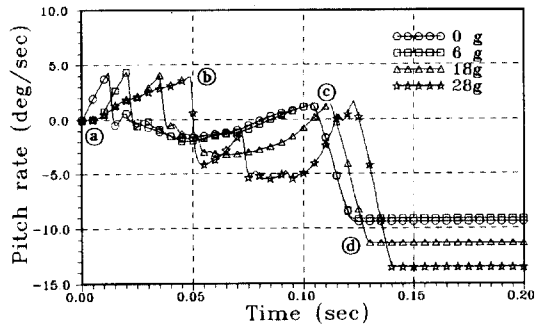
는 발사대 시스템의 요방향 회전모멘트가 크기 때문인 것으로 판단된다. 따라서 발사대 설계시 화염충격을 최소화하기 위한 구조적 설계가 필요하고, 시뮬레이션할 때 화염충격 영향을 고려한 상태에서 이루어져야 할 것으로 판단된다.

3.4 구속력에 따른 유도탄 운동

유도탄이 발사관에서 움직이는 단계를 구분하면, ① 발사순간, ② 구속볼트가 파단되는 순간, ③ 탄지지대가 발사관 끝에서 분리되는 순간, ④ 유도탄이 레일에서 분리되는 순간 등 4단계로 분류할 수 있다. 유도탄이 발사되어 구속볼트가 파단되기 전까지(①~②)는 발사대와 유도탄의 운동은 일치하게 된다. 탄지지대가 분리하기 전까지(②~③) 발사대는 구속볼트 파단하중에 의한 잔여 진동과 추진계의 화염충격력에 의해 발사대 움직임이 일어나고 유도탄은 탄지지대와 유도탄 날개 힌지에 의해 지지되면서 이동하기 때문에 대체로 발사대의 운동과 일치한다. 탄지지대가 분리되고 난 다음부터 유도탄 날개 힌지가 레



(a) Launch No. ①



(b) Launch No. ③

Fig. 9 Pitch rate of the missile

일에서 분리되기 전까지(③~④)는 유도탄의 회전운동 중심이 유도탄 날개 힌지가 되기 때문에 이 구간에서 중력 침하에 의한 유도탄 각속도가 급격하게 변화하므로 발사대와 매우 다른 운동이 일어난다. 유도탄 날개 힌지가 레일에서 분리되고 나면(④이후) 유도탄은 발사관 내에서 자유비행을 하게 되고, 이 구간에서 유도탄과 발사관의 충돌 및 유도탄 편차(추력편차, 날개편차 등)가 없는 한 유도탄의 각속도는 일정하다(Fig. 9참조).

Fig. 9는 유도탄의 피치방향 각속도를 보인 것이다. 구속력이 0g일 경우에 유도탄이 움직이기 시작하는 지점에서 위로 튀는 현상과 탄지지대가 분리하기 전까지 발사관 내에서 부분적으로 튀는 현상은 발사관과 유도탄 사이 틈새만큼 움직임을 나타낸 것이다. 발사대 이탈순간의 유도탄 각속도는 전체적으로 ①번 발사관에서 발사할 경우에 ③번 발사관에서 발사할 경우보다 비교적 작은 값을 보이고 있다. 유도탄 구속력이 6g까지는 영향이 거의 없고, 18g부터는 영향이 크게 일어남을 알 수 있다. 6g일 때와 28g일 때를 비교하면 유도탄의 각속도가 ①번 발사시

-7.9 도/sec에서 -3.8 도/sec, ③번 발사시 -9.1 도/sec에서 -13.5 도/sec로 약 4.1 도/sec의 차이를 보이고 있다. 유도탄의 각속도는 구속력이 클수록 ①번 발사관에서 발사할 때 각속도가 -7.63 도/sec에서 -3.8 도/sec로 작아지는 경향을 보이거나, ③번 발사관에서 발사할 때에는 각속도가 -9.3 도/sec에서 -13.5 도/sec로 커지는 현상을 보이고 있다. 이와 같은 현상은 유도탄이 발사대에서 이탈하는 순간 발사대 운동방향이 중력방향과 같을 경우 (①번 발사) 구속력이 클수록 유도탄의 각속도량은 오히려 작아지고, 발사대 운동방향이 중력방향과 반대일 경우 (③번 발사) 구속력이 클수록 유도탄의 각속도량은 탄지 지대가 분리되는 지점에서 반대 방향으로 급격히 크게 나타났다. 이것은 중력에 의한 물리적인 현상을 잘 보여준 것이다. 따라서 발사위치에 따라 유도탄의 피치 각속도는 큰 차이가 일어남을 알 수 있다.

Fig. 10은 유도탄의 요방향 각속도를 보인 것이다. 발사대 이탈순간 유도탄 각속도는 전체적으로 ①번 발사나

③번 발사할 때 유사한 운동을 보이고 있다. 유도탄 운동은 구속력이 28 g일 경우, ①번 발사관에서 발사할 경우가 ③번 발사관에서 발사할 경우보다 큰 값을 보인 것은 피치운동 영향이 포함 된 것으로 판단된다. 발사대 이탈순간의 각속도는 ①번, ③번 발사시 -0.7~4.1 도/sec 수준을 보이고 있으나, 반대 방향인 우측(②번, ④번)에서 발사할 경우에는 부호가 바뀌게 되므로, 구속력에 따른 영향은 피치운동과 같이 크게 나타남을 알 수 있다.

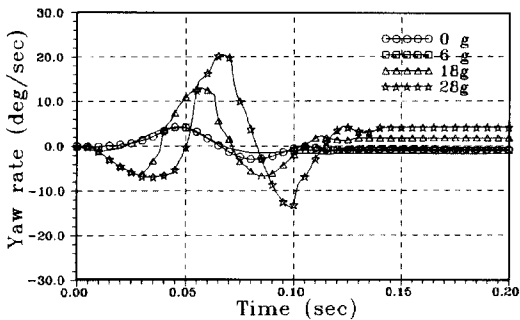
결과적으로 유도탄 구속력이 각속도에 미치는 영향을 보면 구속력이 없을 때와 28 g를 비교하여 총 변화량은 피치방향 각속도가 1.7 도/sec에서 9.7 도/sec로 증가하고, 요방향 각속도가 1.5 도/sec에서 8.2 도/sec로 증가하여 약 5~6배까지 커지는 것으로 나타나(Fig. 8 참조) 발사 초기 유도탄 각속도는 화염충격보다 유도탄 구속력에 의한 영향이 더욱 큼을 알 수 있다. 따라서 발사초기 유도탄의 안정성을 향상시키기 위하여 발사대 진동을 유발시키는 요소로 화염충격과 유도탄 초기 구속력이 최소화 되도록 형상 및 구조적 설계가 필요하다.

4. 결론

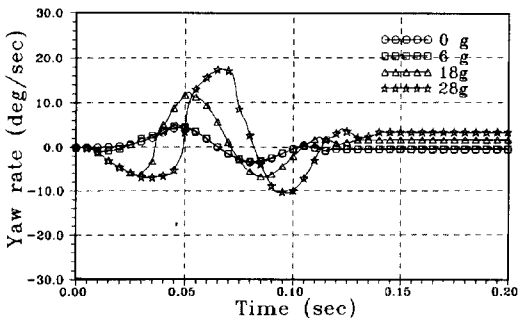
경사발사 방식의 유도무기 시스템에서 발사초기 유도탄의 구속력이 발사대 및 유도탄 거동에 미치는 영향을 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 분석하였으며, 해석 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 유도탄의 구속력이 클 수록 발사대 이탈시간은 지연되나 이탈순간 유도탄의 속도는 차이가 없다.
- (2) 유도탄의 구속력이 작을 경우(6 g 이하) 발사대의 움직임이 작으나 구속력이 클 수록 발사대 운동이 현저하게 커지고, 유도탄의 초기 각속도 변화도 크게 변한다.
- (3) 발사초기 유도탄의 안정성을 향상시키기 위하여 발사대에 받는 화염충격과 구속력이 최소화가 되도록 형상 및 구조적 설계가 필요하다.
- (4) 시스템 고유진동수는 모델화된 시스템의 해석결과와 모우드시험 결과가 잘 일치함을 확인하였으며, 본 해석 모델로부터 실제 일어날 수 있는 여러 발사조건 별로 시뮬레이션이 가능하고, 각 경우에 대해 발사초기 각도 분산을 예측할 수 있게 되었다.

본 연구에서 강제로 모델화한 구성품 중 유연성이 큰 일부 부품에 대해 유한요소 모델을 적용하여 본 모델과 결합하면 더 좋은 결과를 얻을 수 있을 것으로 예상된다.



(a) Launch No. ①



(b) Launch No. ③

Fig. 10 Yaw rate of the missile

참 고 문 헌

1. S. S. CHIN, *Missile Configuration Design*, pp. 184-186, McGRAW-HILL Book Company, Inc., 1961.
2. J. E. Cochran, Jr., Richard T. Gunnels and Robert K. McCutchen, Jr. "Rocket Launcher as Passive Controllers", *Technical Report RL-CR-82-2*, Auburn University, Dec. 1981.
3. K. W. Watkinson, N. S. Smith and D. E. Huphreys , "Simulation of the Launch Transient Dynamics of a Can-Controlled Missile Launched from an Underwing Pod", *AIAA 86-2080*, 1986.
4. John J. Viniotis , "Flowfield Effects of Launch on a Vertically-Launched Missile", *AD-A214468*, June, 1989.
5. 이종원의, "다련장 로켓 발사대의 동력학적 모델 개발 및 동특성해석에 관한 연구", 한국과학기술원, 육군사관학교, 1984, 5.
6. 우관제, 박형순, 박윤식, 김준호, "간헐접촉을 갖는 레일/발사관형 미사일 발사대의 동해석", 유도무기 학술대회논문집, 국방과학연구소, pp. 558-565, 1993.
7. ADAMS (Automatic Dynamic Analysis of Mechanical System), 1994.