

충격력을 받는 발사대의 동역학적 해석

Dynamic Analysis of a Launcher under Impulsive Forces

이 병 훈*, 유 완 석**, 김 준 호***
B. H. Lee, W. S. Yoo, J. H. Kim

ABSTRACT

The dynamic behaviors of a launcher under impulsive forces are analyzed. All the components of the system, ie ; chassis, turret, cage and suspension parts, are modeled as rigid. The dynamic analysis code, which is developed with the formulae describing the system equations of motion in terms of relative quantities, is used to carry out the analysis. The results show the dynamic responses of chassis and cage when the driving constraints are imposed on turret and cage.

주요기술용어 : Dynamic Analysis(동역학적 해석), Relative Coordinates(상대좌표),
Velocity Transformation Technique(속도변환기법), Launcher System(발사대)

1. 서 론

발사대는 차시(chassis), 터릿(turret), 케이지(cage) 그리고 현가장치(suspension parts)로 구성되어 있으며 발사통제장치의 명령신호에 따라 표적방향으로 터릿과 케이지를 구동시키는 시스템이다. 발사대의 설계에는 기본구조에 관련되는 형상 및 구조설계, 구동장치와 발사대의 기구학적 설계, 발사대의 동역학적 해석과 발사대의 자세변화에 따른 자동위치제어 등의 여러 분야가 복잡하게 연관되어 있다. 또한 이들 각 분야의 연구를 체계적이고 효율적으로 수행하기 위하여 컴퓨터의 도움을 받아 설계의 초기단계

에서부터 상호관련성을 충분히 고려하여야 최적의 발사대를 설계할 수 있다.

본 연구에서는 발사대 설계를 위한 전용 CAE (computer aided engineering) 시스템개발의 기초단계로서 발사대의 동역학적 모델링과 터릿 및 케이지에 일정한 구동이 주어지고 충격력이 작용할 경우의 발사대 거동을 해석하고자 한다.

발사대와 같은 다물체계(multibody system)에 대한 동역학적 해석에 있어서, 운동방정식을 유도할 때 좌표계의 설정에는 직교좌표계(Cartesian coordinate system)^{1,2)}와 상대 좌표계(relative coordinate system)³⁻⁵⁾의 2가지 경우로 구분된다. 직교좌표를 사용하는 경우 시스템 운동

* 정회원, 부산대학교 기계공학과 및 기계기술연구소

** 정회원, 부산대학교 생산기계공학과 및 기계기술연구소

*** 국방과학연구소

방정식이 간단히 유도되며 체계적으로 구성될 수 있어서 범용프로그램 작성을 가능하게 하는 잇점이 있으나, 발사대와 같이 시스템을 구성하는 물체의 수가 많아지면 운동방정식과 조인트에 따르는 구속조건식의 수가 많아지므로 시뮬레이션 과정에서 계산량이 많아져 비효율적이다. 반면에 상대좌표를 사용하는 경우 운동방정식의 유도가 직교좌표의 경우보다 복잡하고 구속조건을 포함시키는데 어려움이 있으나, 최소의 미분방정식 및 대수방정식을 얻게 되므로 효율적인 수치적분을 할 수 있다.

속도변환기법(velocity transformation technique)^{3,5,6)}은 기계시스템에 있는 여러 종류의 기구학적 조인트에 대한 상대속도로부터 절대속도를 찾아내자는 방법이다. 이 방법을 잘 응용하면 직교좌표의 장점인 일반성과 상대좌표의 장점인 효율성을 모두 얻을 수 있게 된다. 따라서 본 연구에서의 동역학적 해석은 속도변환기법으로써 시스템의 운동방정식을 상대좌표로 유도하고 개발한 컴퓨터 프로그램⁵⁾을 사용하여 수행하였다.

2. 발사대의 모델링

발사대는 강체로 가정한 샷시, 터릿, 케이지 및 현가장치로 구성되어 있고 터릿 및 현가장치는 샷시에, 케이지는 터릿에 각각 회전조인트(revolute joint)로 연결되어 있으며 그 개략도는 Fig.1과 같다. 시스템의 관성좌표계 원점의 위치를 양쪽 스포로킷휠 중심에 선정하고 차량의 길이방향을 X축, 수직방향을 Z축으로 하였다. 또한 각 부품의 국부좌표계(local coordinate system)원점은 그 물체의 질량중심에 선정하였다.

샷시와 케이지는 각각 사각블록으로 가정하고 초기상태에서 국부좌표계를 관성좌표계에 나란하도록 설정하였다. 터릿은 사각판의 중앙에 원판형상의 홈이 있는 것으로 모델링하였으며, 국부좌표계는 관성좌표계의 X축 주위로 90°회전한 좌표계로 선정하였다. 현가장치는 Fig.2와 같이 좌우 각각 7개씩 배치되어 있으며, 샷시와의 사이에 비틀림 봉(torsion bar)과 감쇠기가 부착

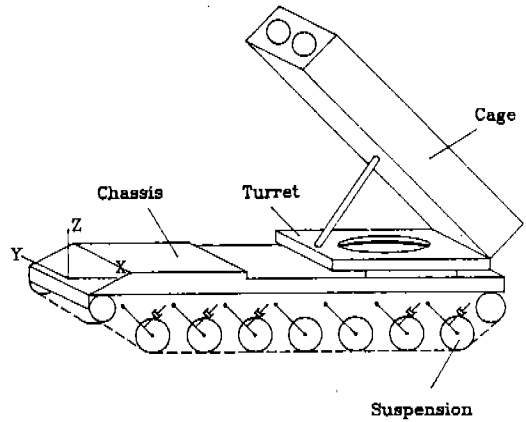


Fig.1 Schematic diagram of a launcher system

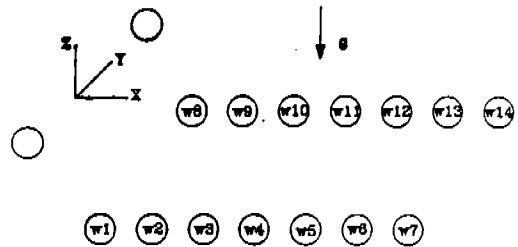


Fig.2 Location of suspension parts

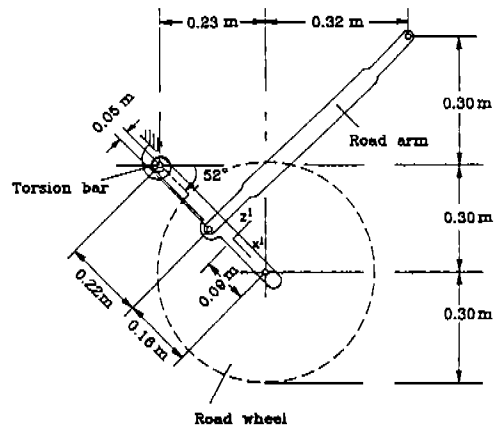


Fig.3 Configuration of a suspension part

된 로드암과 로드휠로 구성되어 있다(Fig.3).

여기서, 비틀림 봉을 비틀림 스프링으로 모델링하고 감쇠기는 좌우 각각 앞쪽 3개와 뒷쪽 2개의 로드암에만 장착되어 있다고 보았으며, 스프링 및 감쇠기의 특성은 각각 Fig.4 및 Fig.5와 같이 가정하였다.

이와 같이 모델링한 각 물체의 물성치 및 초기상태에서 국부좌표계 원점의 절대좌표는 Table 1과 같으며, 그 기준물체와 연결된 조인트 정의점의 국부좌표는 Table 2와 같다. 그리고 각 조인트의 회전축 방향은 국부좌표계의 y축 방향으로 설정되었다.

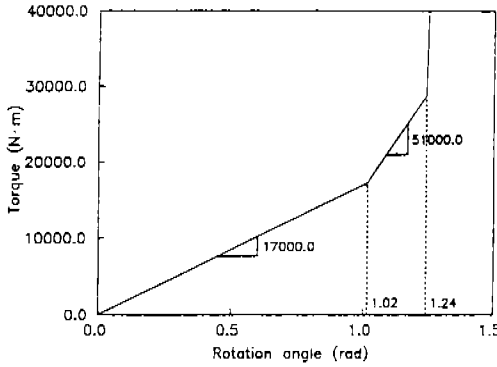


Fig.4 Characteristics of torsional springs

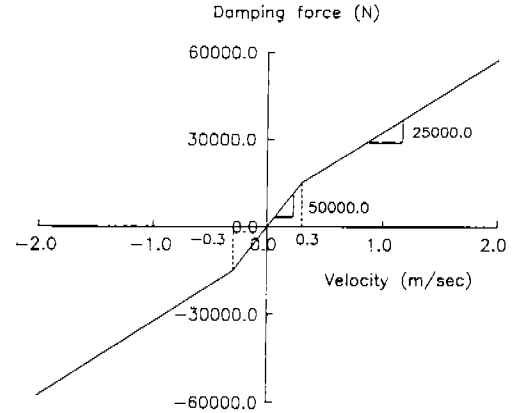


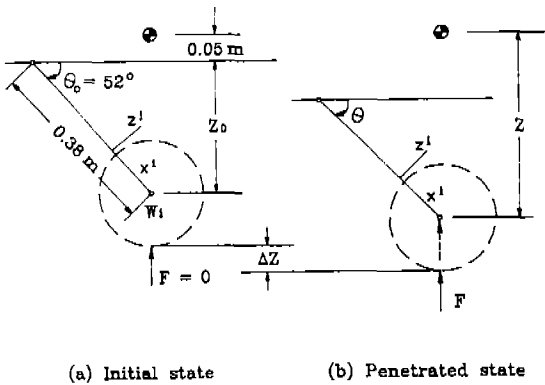
Fig.5 Characteristics of dampers

Table 1 Initial global coordinates of the origin of local coordinate systems and material properties of each body

Bodies	Mass(kg)	Global coordinates(m)			Moment of inertia(kg · m ²)		
		X	Y	Z	I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}
chassis	17300	2.54	0.01	0.21	12500.0	73800.0	82400.0
suspension W1	100	0.67	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W2	100	1.45	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W3	100	2.29	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W4	100	3.10	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W5	100	3.91	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W6	100	4.76	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W7	100	5.55	-1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W8	100	0.67	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W9	100	1.45	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W10	100	2.29	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W11	100	3.10	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W12	100	3.91	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W13	100	4.76	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
suspension W14	100	5.55	1.35	-0.28	1.0	4.0	3.0
turret	780	5.26	0.0	0.81	700.0	2047.0	1347.0
cage	8000	4.43	0.0	1.53	6468.0	16027.0	21162.0

Table 2 Local coordinates of joint definition points

Joint no.	Body	Coordinates(m)			Reference body	Coordinates(m)		
		x	y	z		x	y	z
1	W1	-0.29	0.0	0.0	chassis	-2.05	-1.35	-0.26
2	W2	-0.29	0.0	0.0	chassis	-1.27	-1.35	-0.26
3	W3	-0.29	0.0	0.0	chassis	-0.43	-1.35	-0.26
4	W4	-0.29	0.0	0.0	chassis	0.38	-1.35	-0.26
5	W5	-0.29	0.0	0.0	chassis	1.19	-1.35	-0.26
6	W6	-0.29	0.0	0.0	chassis	2.04	-1.35	-0.26
7	W7	-0.29	0.0	0.0	chassis	2.83	-1.35	-0.26
8	W8	-0.29	0.0	0.0	chassis	-2.05	1.34	-0.26
9	W9	-0.29	0.0	0.0	chassis	-1.27	1.34	-0.26
10	W10	-0.29	0.0	0.0	chassis	-0.43	1.34	-0.26
11	W11	-0.29	0.0	0.0	chassis	0.38	1.34	-0.26
12	W12	-0.29	0.0	0.0	chassis	1.19	1.34	-0.26
13	W13	-0.29	0.0	0.0	chassis	2.04	1.34	-0.26
14	W14	-0.29	0.0	0.0	chassis	2.83	1.34	-0.26
15	turret	0.0	0.0	0.0	chassis	2.72	-0.01	0.60
16	cage	2.20	0.0	-1.20	turret	1.38	-0.49	0.0



(a) Initial state (b) Penetrated state

● : Origin of global coordinate system

Fig.6 Ground force on the road wheel

Fig.6은 현가장치의 비틀림 스프링이 변형되지 않은 초기상태($\theta_0 = 52^\circ$)에서 로드휠이 지면에 침하함에 따라 지면으로부터 힘을 받는 모습으로, 그 힘의 크기는 Fig.7과 같은 하중-침하 특성곡선으로 가정하였다.

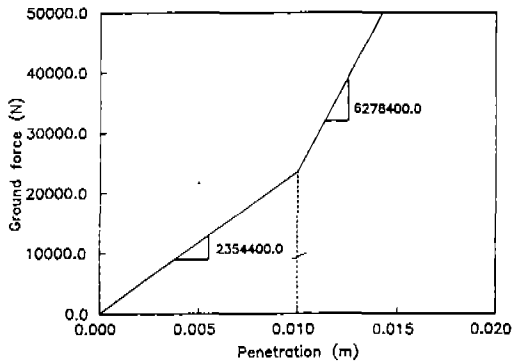


Fig.7 Ground force versus penetration

3. 해석방법 및 구동조건

3.1 해석방법

구속조건을 가지는 다물체계의 Lagrange 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}} \right) \dot{r} - \left(\frac{\partial T}{\partial q} \right) r + \phi_i^T \lambda = Q \quad (1)$$

여기서, T 는 시스템전체의 운동에너지, q 는 일반좌표(generalized coordinates) 벡터이며 Q 는 일반력벡터이다. 또한 ϕ_i 는 구속조건식($\phi=0$)의 Jacobian 행렬이며 λ 는 이에 따른 Lagrange 승수이다. 식(1)과 구속조건의 가속도식을 동시에 풀어서 시스템의 가속도벡터 \ddot{q} 을 구하고, 이것을 적분하여 일반속도 \dot{q} 와 일반좌표 q 를 구한다. 적분시 구속조건을 만족시키기 위하여 Baumgarte⁷⁾의 구속조건 안정화기법등이 사용된다.

본 연구에서는 Jerkovsky⁶⁾의 속도변환기법을 이용하여 상대좌표로 시스템의 운동방정식을 유도 개발한 동역학 해석 프로그램⁵⁾으로써 발사대의 정적평형 및 각부 구동시 동적거동을 해석하였다.

3.2 구동조건

발사대가 지면으로부터 받는 마찰력을 고려하는 대신 사시 질량중심의 X 축 방향 운동 및 로드휠 $W1$ 의 $W7$ 의 Y 축 방향 운동을 구속하고 트랙 장력의 영향은 없다고 가정하였으며, 터릿과 케이지는 다음과 같은 구동조건을 주어 28초 동안 시뮬레이션하였다.

$$2.0 \leq t < 5.0 \text{ sec,}$$

$$q^{max} = \frac{\pi}{10} \left[(t-2.0) - \frac{3}{2\pi} \sin \frac{2\pi}{3} (t-2.0) \right] \quad (2)$$

$$7.0 \leq t < 11.0,$$

$$q^{turnel} = \frac{\pi}{8} \left[(t-7.0) - \frac{2}{\pi} \sin \frac{\pi}{2} (t-7.0) \right] \quad (3)$$

$$17.0 \leq t < 21.0,$$

$$q^{turnel} = \frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{8} \left[(t-17.0) \right]$$

$$- \frac{2}{\pi} \sin \frac{\pi}{2} (t-17.0) \quad (4)$$

$$23.0 \leq t < 26.0,$$

$$q^{max} = \frac{3\pi}{10} - \frac{\pi}{10} \left[(t-23.0) - \frac{3}{2\pi} \sin \frac{2\pi}{3} (t-23.0) \right] \quad (5)$$

즉, 케이지를 터릿위에서 3초동안에 54° 들어 올린 다음(식(2)) 터릿을 사시에 대하여 반시계 방향으로 4초동안 90° 회전시키며(식(3)), 로켓트 발사후 터릿과 케이지를 원위치로 환원(식(4), (5))시키는 구동조건을 주었다. 또한, 케이지에는 초기상태에서 13초후 0.5초동안 로켓트 발사에 따라서 식(6)과 같이 시간의 함수로 주어지는 충격력이 케이지의 $+x$ 축(국부좌표계) 방향으로 작용한다고 보았다.

$$13.0 \leq t < 13.5 \text{ sec,}$$

$$F = 50,000 \sin[\pi(t-13.0)/0.5] \text{ (Newton)} \quad (6)$$

4. 해석결과 및 고찰

위의 입력자료와 구동조건으로 시뮬레이션하여 발사대의 동적거동을 분석하였다. Fig.8은 시간에 따른 사시중심의 수직방향(관성좌표계의 Z 축 방향) 위치변화를 보여준다. 초기상태에서 약 1.0초 경과후 발사대가 정적 평형위치를 찾아가며, 케이지 및 터릿을 구동시킬 때와 충격력이 케이지에 가해질 때의 사시의 동적거동 모습을 볼 수 있다. Fig.9(a) 및 Fig.9(b)는 각각 발사대의 좌우측 7개 로드암의 사시에 대한 상대적인 회전각을 보여준다. 초기상태에서 약 0.5초 경과하면서 앞쪽 로드암의 회전각이 뒷쪽 로드암에 비하여 더 크게 되면서 평형상태로 되는데, 이것은 초기상태의 발사대 무게중심이

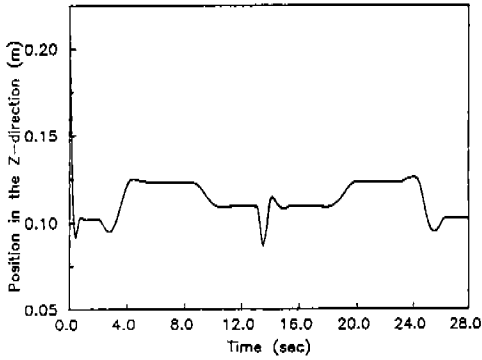
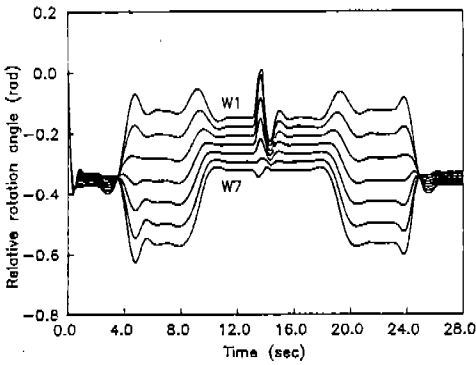
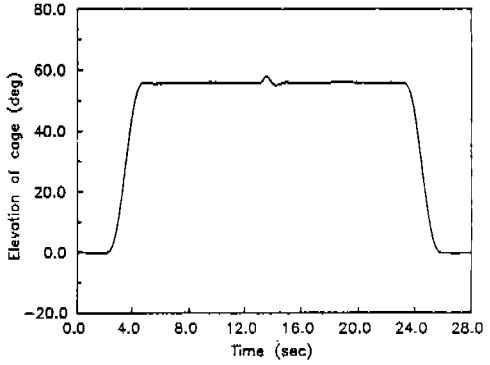


Fig. 8 Vertical position of mass center of the chassis

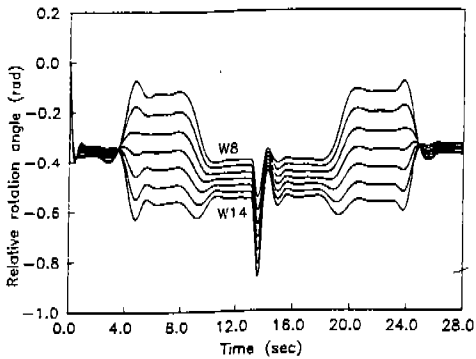
로드휠의 배치에 비하여 뒷쪽에 있다가 평행위치로 가면서 약간 앞으로 움직이기 때문이라 사료된다. 또한 케이지를 들어 올리면(샤시에 대하여 54°) 뒷쪽 로드암의 회전각이 더 크게 나타남으로써 발사대의 무게중심이 뒤로 옮겨졌음을 알 수 있다. 케이지를 들어 올린 상태에서 터릿을 반시계 방향으로 90° 회전시키면 좌측 로드암의 회전각은 작아지나(Fig.9(a)) 우측에서는 커지는 것(Fig.9(b))으로 보아 발사대는 우측으로 놀리게 되고, 또한 케이지에 작용하는 충격력에 의하여 샤시가 약간의 롤링(rolling)을 함을 알 수 있다. 그후 터릿 및 케이지를 원 위치로 환원하면 발사대는 처음의 평행위치로 돌



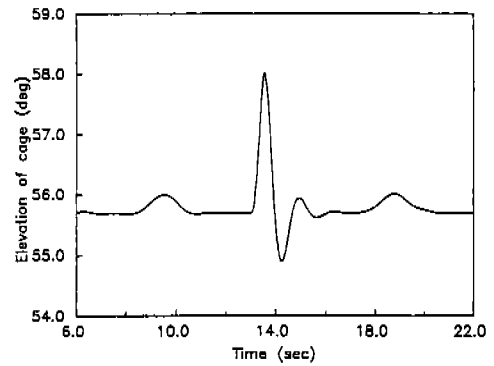
(a) left road arms



(a) for the entire simulation time



(b) right road arms



(b) for the time around firing

Fig.9 Relative rotation angles road arms

Fig.10 Elevation of cage

아간다. 케이지의 수평면(관성좌표계의 XY 평면)에 대한 고각(elevation)이 전체 시뮬레이션 시간에 따라 변화하는 모습이 Fig.10(a)에 도시되어 있다. Fig.10(b)는 충격력이 작용하는 시각 주변에서의 고각을 나타내는 것으로서 케이지가 샷시에 대하여 올려진 후 평형위치에서의 고각이 55.7° 정도로 나타났다. 이것은 발사대의 질량중심이 뒷쪽으로 쏠려 있음으로 인하여 샷시의 앞쪽이 수평면에서 약 1.7° 정도 들려 있음을 뜻한다. 터릿이 선회한 후 충격력이 케이지에 작용하게 되면 샷시의 롤링에 의하여 케이지의 고각은 크게 변화함을 알 수 있다. 위의 결과는 시스템의 운동방정식을 직교좌표로 유도, 개발한 범용 프로그램인 DADS[®]로 해석한 결과와 잘 일치함을 확인하였다.

본 예제에서 선정할 발사대 시스템은 모두 17개의 물체로 이루어져 있으며 5개의 구동 구속 조건을 가진다. 모델링에 사용하는 좌표에 따른 미분대수방정식의 수를 계산해 보면, 직교좌표를 이용하는 경우 모두 119개의 운동방정식과 80개의 기구학적 구속조건, 오일러 매개변수에 관한 17개의 수학적 구속조건, 구동 구속조건 등 모두 102개의 구속조건식이 얻어지나 본 연구에서의 상대좌표를 이용한 모델링에서는 모두 23개의 운동방정식과 6개의 구속조건식으로 시스템의 운동을 표현할 수 있다. 일반적으로 미분대수방정식이 많으면 수치오차가 커질 수 있으며, 적분과정에서 구속조건을 만족시키는데 시간을 많이 요하게 된다. 따라서 물체수가 많은 복잡한 시스템에 대한 해석에서 본 방법이 효과적으로 적용될 수 있으리라 사료된다.

5. 결 론

다물체계의 운동방정식을 속도변환기법을 이용하여 유도하고 개발한 컴퓨터 프로그램을 이용하여, 터릿과 케이지를 원하는 각도로 조정된 뒤 로켓을 발사하는 경우에 대한 발사대의 정적평형 및 동적거동을 해석한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 발사대의 각 부품을 강체로 가정한 동역

학적 모델을 확립하였으며, 본 연구에서의 해석 결과가 범용 프로그램인 DADS로 해석한 결과와 일치함을 확인하였다.

(2) 평형상태에서 발사대의 무게중심은 로드휠의 배치에서 약간 앞쪽에 있으며 케이지를 들어 올리면 뒤로 옮겨짐을 확인하였다. 그리고 터릿을 선회한 후 케이지에 충격력이 가해지면 샷시의 롤링에 의하여 케이지의 고각이 크게 변화함을 알 수 있었다.

(3) 충격력이 가해진 상태로부터 다시 평형상태로 돌아오는데 걸리는 시간을 확인할 수 있었으며, 현가장치 및 기타 설계조건 변경에 따른 동적거동을 쉽게 확인할 수 있으리라 사료되므로 본 연구결과는 발사대 설계를 위한 CAE 시스템 구축에 기여하리라 본다.

참 고 문 헌

1. Orlandea, N., Chace, M.A. and Calahan, D.A., "A Sparsity-Oriented Approach to the Dynamic Analysis and Design of Mechanical Systems-Part I & II," Trans. of ASME, Journal of Engineering for Industry, pp.773~784, 1977.
2. Nikravesh, P.E. and Chung, I.S., "Application of Euler Parameters to the Dynamic Analysis of Three Dimensional Constrained Mechanical Systems," Journal of Mechanical Design, Vol.104, pp.785~791, 1982.
3. Kim, S.S. and Vanderploeg, M.J., "A General and Efficient Method for Dynamic Analysis of Mechanical Systems using Velocity Transformations," Trans. of ASME, Journal of Mechanisms, Transmissions, and Automation in Design, Vol.108, pp.176~182, 1986.
4. Haug, E.J. and McCullough, M., "A Variational-Vector Calculus Approach to Machine Dynamics," Trans. of ASME, Journal of Mechanisms, Transmissions, and Automation in Design, Vol.18, No.1, pp.25~30, 1986.
5. 이병훈, "속도변환법을 이용한 탄성 다물체

- 계의 동역학적 해석,” 박사학위 논문, 한국 과학기술원, 1992.
6. Jerkovsky, W., “The Structure of Multibody Dynamics Equations,” *Journal of Guidance and Control*, Vol.1, No.3, pp.173~182, 1978.
 7. Baumgarte, J., “Stabilization of Constraints and Integrals of Motion in Dynamical Systems,” *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, pp.1~16, 1972.
 8. DADS(Dynamic Analysis and Design System), Computer Aided Design Software Incorporated, Oakdale, Iowa, U.S.A.