

연속충격을 고려한 발사대 반응특성 해석

임오강[†] · 유완석* · 최은호** · 류재봉** · 이창훈** · 김상근***

Analysis for Response of Launcher System with Continuous Impact Load

Lim, O-Kaung, Yoo, Wan-Suk, Choi, Eun-Ho, Ryu, Jae-Bong
Lee Chang-Hoon and Kim, Sang-Geun

Key Words: Design of experiment(실험계획법), Main effect(주효과), Interaction effect(교호작용), Launcher(발사대)

Abstract

A three dimensional multibody modeling of a launcher system was developed and dynamic characteristics of the system was carried out. All the components were modeled as rigid bodies, All the components of system, ie; chassis, turret, cage and suspension parts, are modeled as rigid. The force interaction between the ground and tire was modeled as a point contact model. The factors were selected as cause and effect diagram of the MINITAB. To see effect of the stiffness, damping, mass at the launcher system, several cases of suspension parameters were compared and optimal values were selected. The stiffness and the damping coefficient were selected as design variables to minimize the required time for the next fire. The dynamic simulation was carried out using the ADAMS, and the MINITAB was employed for data analysis.

1. 서 론

발사대의 설계에는 형상 및 구조설계, 구동장치와 발사대의 기구학적 설계, 현수장치의 방식, 발사대의 동역학적해석과 발사대의 자세변화에 따른 자동위치제어 등의 여러 분야가 복잡하게 연관되어 있다(1,2).

최근 다물체 동역학의 발달로 많은 연구가 진행되고 있다. 궤도차량을 이용한 발사대 전용 프

로그램을 개발 되고(3,4), 동일한 운전환경에서 다 른차량과 궤도차량간의 성능을 비교하였고(5), 탄 두를 발사할 때 발사대에 영향을 주는 중력침하 (Tip-off) 및 발사대진동연구 및 궤도차량의 토양 에 따른 지면과의 마찰연구가 진행되어져 왔다(6).

본 연구에서는 발사대와 같은 다물체계 (multibody system) 동역학적 모델링과 터렛 및 케 이지 에 일정한 구동이 주어지고 충격력이 작용할 경우의 발사대 거동을 해석하고, 연속 발사 시 동특성을 파악하고 개선하였다. 상용프로그램인 ADAMS를 통해 모델링하고 해석하였다. 또한 MINITAB을 이용하고, 실험계획법을 사용하여 발 사대 모델의 성능에 영향을 미치는 인자를 통계 학에 기초한 주효과, 교호작용 분석을 통하여 선 정하고, 이를 이용하여 모델의 성능이 개선되는 인자들의 요건을 제시한다.

[†] 책임저자, 정회원, 부산대학교 기계공학부 교수

E-mail : oklim@pusan.ac.kr

TEL : (051)510-2360 FAX : (051)582-9164

* 저자, 부산대학교 기계공학부 교수

** 저자, 부산대학교 기계공학부 대학원

*** 저자, 부산대학교 기계공학부

2. 발사대모델의 설계

2.1 모델의 구성

발사대는 Fig. 1과 같이 강체로 가정한 1개의 샤시, 터렛, 케이지와 14개의 바퀴로 구성되어 있다. 샤시와 발사대의 1개의 회전조인트, 발사대와 케이지의 1개의 회전조인트와 샤시와 14개의 바퀴에 14개의 회전조인트로 연결되어 있다. 현수장치의 14개의 바퀴들은 스프링, 토션바, 감쇠기, 링크 한 개씩으로 샤시와 각각 연결되어 있다.

현수장치는 샤시와의 사이에 토션바와 감쇠기가 부착된 로드암과 로드휠로 Fig. 3과 같이 구성되어 있다. 스프링상수는 150N·m/deg, 감쇠계수는 30 N·sec/mm로 가정하였다. 현수장치와 지면의 마찰 계수(μ)는 정지마찰계수의 경우 0.94로, 운동마찰계수의 경우 0.74로 가정하였다.

케이지에서서는 Fig. 2와 같이 발사 시 충격하중이 가해지도록 하였으며, 0° 수직사격에서 70° 고각사격까지 10°씩 발사각을 변화하며 시뮬레이션 하였다.

2.2 목표설정

발사대 모델에서 중요한 점은 어떤 관점에서 발사대 모델을 성능을 평가 할 것인가이다. 자주포에서 발사속도가 분당 최대 6발임을 알 수 있었으며, 이외에도 발사대모델에서 생각해볼 수 있는 것이 발사 후 발사대의 상태가 성능에 관계된 중요한 특성이라 할 수 있다. 발사대 모델이 무기탑재차량임을 감안할 때 발사효율과 정확성은 필히 요구되는 부분이다. 발사효율은 발사속도를 제어함으로써 관리할 수 있으며, 정확성은 발사 후의 위치를 제어함으로써 관리할 수 있다. 발사 후에 위치가 변하게 되면 겨냥해놓은 표적이 이동한 것처럼 보이게 되며, 연사 중에는 포의 상태를 조율하기가 쉽지 않기 때문에 정확도는 상대적으로 떨어지게 된다.

발사효율을 분당 10회로 가져가는 것이 목표이고, 이를 위해 충격 후 안정화에 요구되는 시간이 5초 이내에 들어갈 수 있도록 인자를 파악하고 관리할 수 있도록 한다.

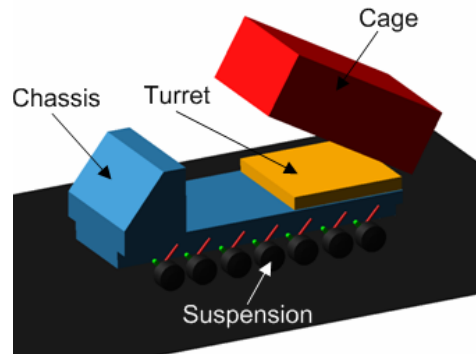


Fig. 1 Multi-wheeled vehicle

Table 1 Properties of vehicle components

Part	Mass [kg]	Moments of inertia [kg · m ²]		
		I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}
Chassis	17,800	73,800	12,500	82,400
Turret	780	1,346.6	700.2	2,046.7
Cage	8,000	16,026.7	6,468.3	21,161.7
Road Wheel	103	4.1	1.3	2.8

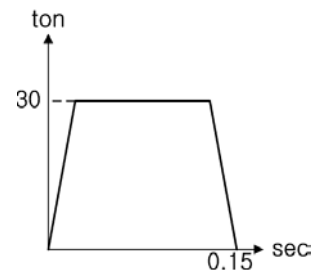


Fig. 2 Firing force for launching

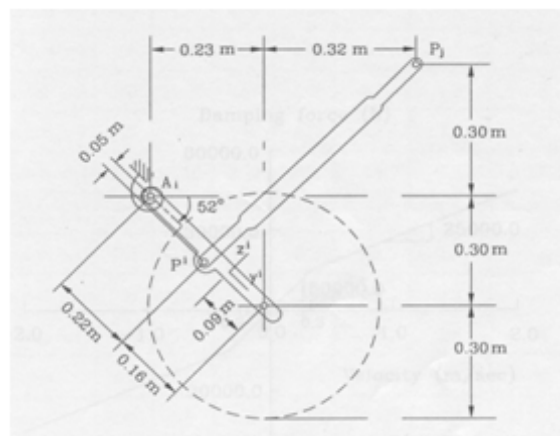


Fig. 3 Suspension with torsion-bar type

3. 실험계획법을 이용한 인자의 선정

3.1 잠정인자의 선정

발사효율과 충격시 안정화 시간감소를 위해 특성요인도를 통해 잠정인자를 선발하였다. 두 개의 세분화 된 특성에 대해, 성능에 영향을 미치는 큰 요소를 환경, 재료, 방법, 설계, 형상 등으로 나누고 그와 관계된 잠정인자를 추론해보면 Fig. 4의 특성요인도와 같다. 언급된 잠정 인자 중에서 ADAMS 모델에서 모두 제어가 가능하지만, 포의 충격하중, 재료는 자주포의 제원으로부터 얻을 수 있는 정보이므로 잠정인자가 아니며, 구조와 형상은 제어하기 힘들뿐만 아니라 기준이 모호하고 재료의 종속인자이기 때문에 인자로 간주하기 어렵다. 따라서 제어 가능한 인자를 간추려보면, 발사대 모델의 현수장치에서 스프링(K)과 댐퍼의 특성(C)과 모델을 구성하는 요소의 질량(M) 그리고, 발사각으로 한정된다. 여기에서 발사각은 작전 수행 중에 언제든지 변할 수 있는 요소임으로 K, C, M 세 가지 인자만이 제어 가능한 인자로 볼 수 있다.

3.2 치명인자의 선정

충격하중에서 발사각에 따라 결과는 상이하게 나타난다. 발사효율 측면에서 최악조건의 발사각을 채택하여 결과가 목표치에 도달할 수 있으면 다른 발사각에서도 목표치에 도달할 수 있을 것이다. 이런 점에서 0°~70° 까지 10°간격, 45°에서 발사대모델의 정적특성을 살펴보았다.

결과는 Table 2 와 같이 나타나며, 발사각이 저각일수록 결과가 나쁘게 나오는 것을 볼 수 있다. 따라서 발사각이 0°일 때의 결과를 목표치 안에 들어갈 수 있도록 치명인자를 조절하고 그 추이를 살펴보기로 한다.

3.3 실험계획법

K, C, M에 관하여 전체 각 항목의 수준을 3수준으로 정하고 실험계획법을 실행하였다. K와 C의 하한은 최저지상고의 최소값에서 2배씩 증가하게 설계하였고, M은 자주포가 알루미늄합금 재질로 이루어질 경우와, 고장력강 재질로 이루어질 경우를 고려하여 3수준으로 설계하였다. 설계된 실험법을 바탕으로 ADAMS를 이용하여 정적특성을 해석한 결과 값을 입력하여 주효과 분석

및 교호작용을 검사하였다. 주효과 분석에서 C항목에 대해 관심을 가질만한 결과를 얻을 수 있었다. 이 때문에 C항목을 5수준으로 변경하여 DOE를 새롭게 적용하고 선행 과정을 반복하였다.

4. 발사대 시스템 분석

4.1 주효과 분석

진동시간의 경우에 C값에 가장 민감하게 반응하는 것을 볼 수 있다. C값이 60일 때 가장 좋은 결과를 나타내며, C값과 M, K는 서로 역방향의 상관관계를 가짐을 알 수 있다.

각 변화의 경우 K값에 가장 민감하게 반응하며, K값이 가장 클수록 좋은 결과를 나타내고 있다. 수직변위의 결과도 이와 비슷하며, 수평변위의 이동은 M값에 가장 민감하게 반응하는 것을 볼 수 있다. M값이 클수록 발사대 모델의 밀림이 작아진다는 결과를 보여준다. 여기에서 중요한 점은 각 인자들이 목표에 미치는 영향이다. 발사효율의 향상을 목표로 하는 시점에서 위의 결과에 영향을 미칠 수 있는 다른 조건이 배제되어

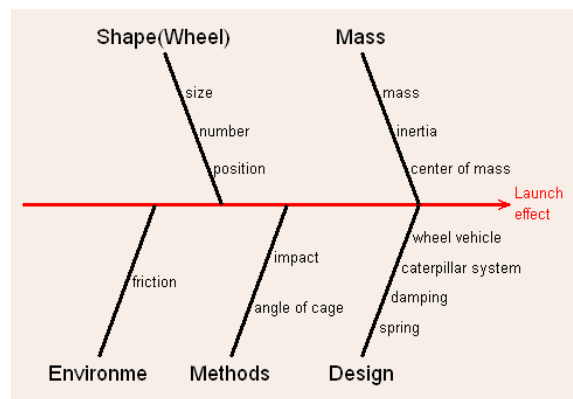


Fig. 4 Cause & Effect Diagram

Table 2 Results of launcher by firing angle

Deg	Horizontal disp. [mm]	Vertical disp. [mm]	Angle [deg]	Vibratin time [s]
0	923.70	62.66	0.78	6.55
10	897.82	65.87	0.96	7.00
20	819.95	67.57	1.12	6.75
30	719.18	67.74	1.22	6.90
40	555.07	65.95	1.32	6.60
45	485.65	64.54	1.34	6.10
50	419.68	62.82	1.35	6.00
70	153.07	47.82	1.24	6.25

있다는 점이다. 특히 수평변위의 이동에이동서 바뀌어 지면과의 마찰이 전혀 고려되지 않았다는 점이 데이터의 결과를 신뢰할 수 없게 만든다. 이 시점에서 필요한 데이터의 신뢰성을 검증할 필요가 있고, 마찰을 고려하지 않은 수평변위의 이동량은 결과 데이터에서 제외할 필요가 있다.

4.2 교호작용분석

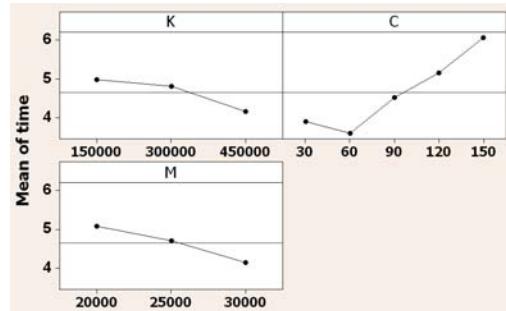
주효과분석의 데이터가 얼마나 신뢰할 수 있는지를 살펴보기 위해 교호작용분석을 하였다. 이를 통해 각 인자 간에 관계를 파악하고, 인자 간 상호작용이 일어나고 있는 정도를 알아볼 수 있다. 진동시간의 교호작용에 대해 살펴보면, K값과 C값 사이에서 교호작용이 가장 활발히 일어나는 것을 볼 수 있다. 평행할수록 교호작용이 떨어진다. 수직변위의 이동에 대해서는 K값과 M값 사이에서 교호작용이 일어나고 있음을 확인할 수 있다.

데이터의 유효성 검증에서 P-value가 0.05이하로 나타나면, 그 인자에 대해 유효한 데이터라는 것을 입증할 수 있다. 진동시간 데이터를 풀링한 후 데이터가 정규분포에 근사하는 것을 확인하였다. P-value의 경우, 유효하지 않은 교호작용을 풀링한 후에 p-value가 개선되는 것을 볼 수 있다. 따라서 진동시간 데이터는 K, C, M인자에 대해 유효한 데이터를 가지는 것으로 판명되었으며, 이 3개의 인자가 치명인자임을 말해주고 있다. 그리고, K값과 C값 사이에서 교호작용을 입증하고 있다. 진동 폭에 대해 풀링을 실행해 본 결과, K와 C를 치명인자로 볼 수 있으며, K와 M 사이에 교호작용이 비교적 크게 일어나고 있음을 알 수 있다.

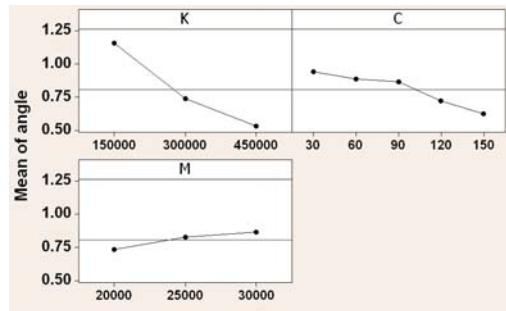
5. 결과 및 고찰

발사대모델의 동적특성에 영향을 미치는 관리 가능한 인자는 K, C, M 세 가지 인자이며, K와 M은 클수록 동적특성에 안정적이고, C는 60 N·s/mm에서 가장 좋은 결과를 보여준다. 본 결과를 토대로 인자변경 후에 목표치에 도달할 수 있는지를 살펴보았다. 입력조건은 주효과분석의 결과에 비추어, 스프링 상수는 450 N·m/deg, 감쇠계수는 60.0 N·s/mm, 그리고 사시의 질량은 30 ton으로 설정하였다. 충격하중은 기존의 조건과 동일

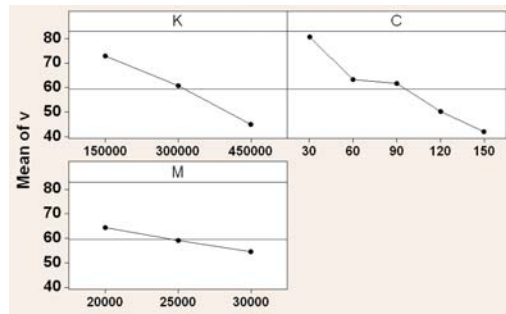
하다. ADAMS를 실행하여 발사대의 진동시간에 대한 추이를 살펴보면 Fig. 9와 같다. 위의 결과에서 진동시간이 3.15 s임을 확인할 수 있다. 여기서 연속사격을 고려하여 실험을 하였다. 실험 조건은 선행 실험과 동일하며, 충격하중의 경우, Fig. 10과 같이 나타내었다.



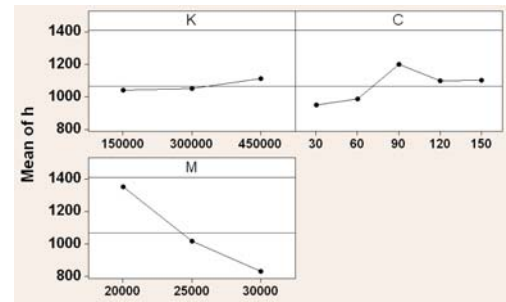
(a) Vibration time



(b) Angle change of launcher



(c) Vertical displacement

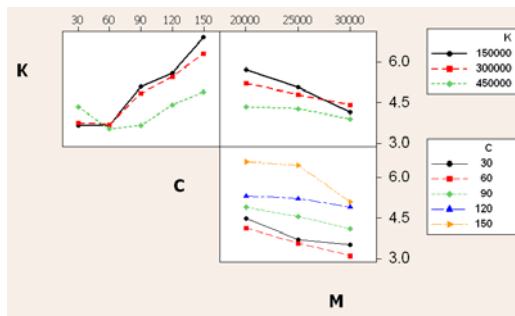


(d) Horizontal displacement

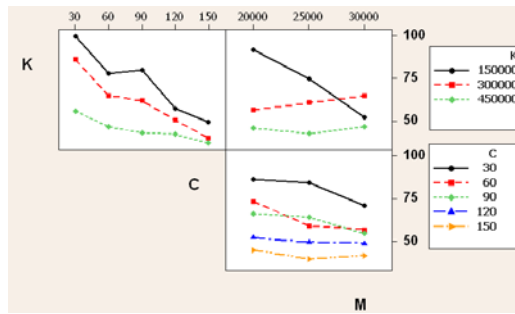
Fig. 7 Analysis of main effect

Fig. 11, 12는 연속 발사 실험의 결과로, 같은 형태의 데이터가 반복됨을 확인할 수 있다. 시간 간격은 3.15s이며, 이전 충격이 이후의 충격에 전혀 영향을 미치지 않는 것을 확인할 수 있다. 이로써, 발사대모델은 목표한 5 s이내로 들어갔으며, 연속사격에도 문제가 없음을 알 수 있다. 발사효율 면에서 초기모델보다 향상된 것을 확인할 수 있다. Fig. 13은 개선효과를 나타내고 있다.

진동시간은 7초에서 3.2초로 40% 감소되는 효과를 얻을 수 있었으며, 발사효율은 분당 6회에서 분당 15회로 2.5배의 효율 향상효과를 얻을 수 있었다.



(a) Vibration time



(b) Vertical displacement

Fig. 8 analysis of interaction

Table 3 Comparison the pooling of vibration time

(a) before pooling

Source	DF	Seq SS	Adj SS	Adj MS	F	P
K	2	5.7013	5.7013	2.8507	10.31	0.001
C	4	35.212	35.212	8.803	31.83	0
M	2	6.8973	6.8973	3.4487	12.47	0.001
K×C	8	8.012	8.012	1.0015	3.62	0.014
K×M	4	1.8013	1.8013	0.4503	1.63	0.216
C×M	8	1.8027	1.8027	0.2253	0.81	0.601
Error	16	4.4253	4.4253	0.2766		
Total	44	63.852				

(b) after pooling

Source	DF	Seq SS	Adj SS	Adj MS	F	P
K	2	5.7013	5.7013	2.8507	9.94	0.001
C	4	35.212	35.212	8.803	30.7	0
M	2	6.8973	6.8973	3.4487	12.03	0
K×C	8	8.012	8.012	1.0015	3.49	0.006
Error	28	8.0293	8.0293	0.2868		
Total	44	63.852				

Table 4 Comparison the pooling of vibration width

(a) before pooling

Source	DF	Seq SS	Adj SS	Adj MS	F	P
K	2	5878	5878	2939	19.97	0
C	4	7706.8	7706.8	1926.7	13.09	0
M	2	758.5	758.5	379.3	2.58	0.107
K×C	8	1277.6	1277.6	159.7	1.09	0.421
K×M	4	3338.5	3338.5	834.6	5.67	0.005
C×M	8	444.3	444.3	55.5	0.38	0.917
Error	16	2354.9	2354.9	147.2		
Total	44	21758.8				

(b) after pooling

Source	DF	Seq SS	Adj SS	Adj MS	F	P
K	2	5878	5878	2939	23.07	0
C	4	7706.8	7706.8	1926.7	15.12	0
M	2	758.5	758.5	379.3	2.98	0.065
K×M	4	3338.5	3338.5	834.6	6.55	0.001
Error	32	4076.9	4076.9	127.4		
Total	44	21758.8				

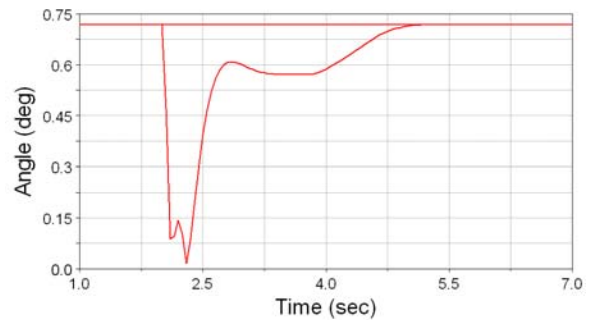


Fig. 9 Change of the vibration

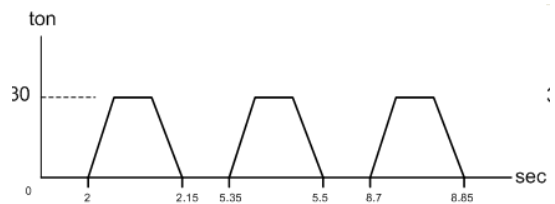


Fig. 10 Continuous impact load condition

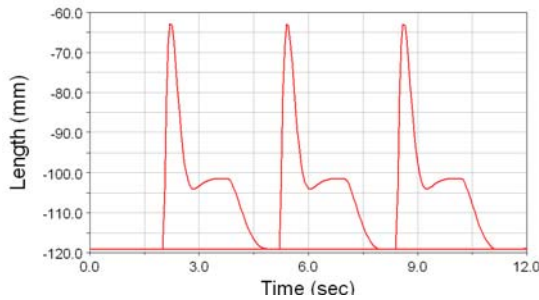


Fig. 11 Change of the vibration after continuous firing

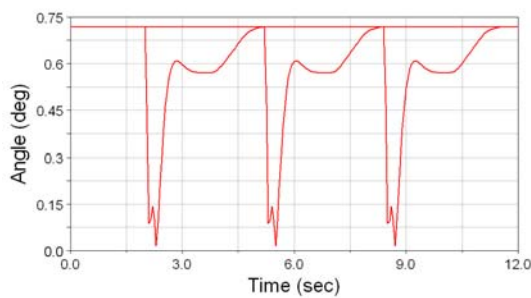


Fig. 12 Change of the vibration in launcher system.

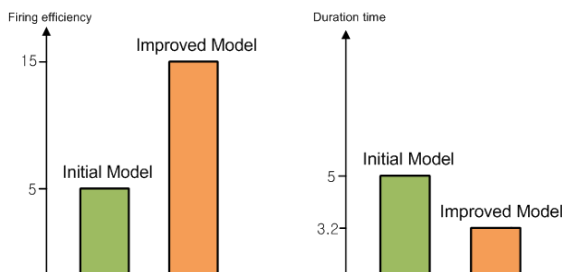


Fig. 13 Effect of improvement launcher system

6. 결론

발사대 모델에 있어서, 제한된 제원으로 K, C, M이 정적특성에 가장 큰 영향을 미치는 인자임을 시뮬레이션을 통해 알 수 있었다. 여기서, 발사대모델의 동적특성은 지면과 수직한 방향의 진동과 발사대의 각도의 변화 및 시간으로 발사대 모델의 성능을 가늠할 수 있는 수단으로 사용하였다.

발사대 시스템의 동적 특성에 영향을 미치는 인자들은 K, C, M으로 각 인자들이 모델에 미치는 영향은 상호작용도 있고, 독립적인 영향도 있었지만, 비교적 독립적인 형태를 띄는 것으로 들

어났다. K와 M은 클수록 정적특성에 향상을 가져왔고, C는 일정한 값에서 정적특성 향상을 이끌어낼 수 있었다. 안정화 시간에 영향을 미치는 작용은 독립적인 형태와 더불어, K, C의 상호작용을 확인할 수 있었으며, 진동의 폭에는 K와 M 인자의 상호작용을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통하여 발사대 시스템의 주요인자 설계조건 변경에 따른 동적거동을 쉽게 확인할 수 있으리라 사료된다.

후 기

본 연구는 한국과학기술재단 지정 최적설계신기술 연구센터의 지원으로 수행되었습니다. 재단의 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Wong, J. and Haung, W., 2006, "A Fundamental Evaluation from the Traction Perspective", *Journal of Terramechanics*, Vol. 43, pp.27~42
- (2) Siegart, R., Lamon, P., Estier, T., Lauria, M and Piguet, R., 2002, "Innovative Design for Wheeled Locomotion in Rough Terrain", *Robotics and Autonomous Systems*, Vol. 40, pp.151~162
- (3) Lee, B. H., Yoo, W. S. and Kim, J. H., 1993, "Dynamic Analysis of a Launcher under Impulsive Forces", *SAE*, Vol. 15(2), pp.84~91
- (4) Huh, K., Jhang, K., Oh, J., Kim, J. and Jong, J. 1999, "Development of a Simulation Tool for the Cornering Performance Analysis of 6WD/6Ws Vehicles", *KSME International Journal*, Vol. 13, pp.211~220
- (5) Kitano, M. and Jyozaki, H., 1976, "A Theoretical Analysis of Steerability of Tracked Vehicles", *Journal of Terramechanics*, Vol. 13(4), pp.241~258
- (6) Cogure, K., Ohira, Y. and Yamaguchi, H., 1982, "A Simplified Method for the Estimation of Soil Thrust Exerted by a Tracked Vehicle", *Journal of Terramechanics*, Vol. 19(3), pp.165~181