

2-단계 기포(氣砲)의 성능 최적화에 관한 연구

이진호* · 배기준* · 전권수* · 변영환* · 이재우* (건국대) · 허철준** (서울대)

Performance Optimization of the Two-Stage Gas Gun Based on Experimental Result

Jin-Ho Lee* · Ki-Joon Bae* · Kwon-Su Jeon* · Yung-Hwan Byun* · Jae-Woo Lee* and Choul-jun Huh**

ABSTRACT

The present study aims to optimize the performance of the Two-Stage Gas Gun by using the experimentally obtained data. RSM(Response Surface Method) was adopted in the optimization process to find the operating parameter than can maximize the projectile speed with the minimum number of tests. To decide the test points which results can consist of the response surface, 3^k full factorial method was used, and the design variables were chosen with piston mass and 2^{nd} driver fill pressure. The response surface was composed by nine test results and consequently the optimization was done with GENOCOP III, inherently GA code, in order to seek the optimal test point. The optimal test condition from the response surface was verified by the experiment. Results showed that the optimization process with response surface can successfully predict the test results fairly well. This study shows the possibility of performance optimization for the experimental facilities using numerical optimization algorithm.

1. 서론

항공 탄도학 분야에 있어서 여러 다양한 형태의 발사장치들이 제시된 바 있으나, 고속 분야에서 최고의 성능을 인정받은 것은 constant-base-pressure gun의 개념에서 나온 2-단계 기포(Two-Stage Light Gas Gun)이다. 2-단계 기포(Gas Gun)의 초고속 발사장치는 1948년

New Maxico School의 Mines Gun을 시초로 하여 1957년 Crozier와 Hume에 의해 정립되어진 이후, 최근에 이르기까지 그 성능 및 물리적 현상들에 대한 연구가 다양한 형태로 진행되어 오고 있다.[1] 2단계 기포의 대표적인 연구로는 피동부 전체에 대한 탄체의 거동에 대한 측정(Lukasiewicz, 1961)[1], 성능 최적화를 위한 성능인자들에 대한 연구, 그리고 탄체 후면의 압

* 건국대학교 대학원 항공우주공학과 (Konkuk University, Graduate School Dept. of Aerospace Eng.)

** 서울대학교 대학원 항공우주공학과 (Seoul University, Graduate School Dept. of Aerospace Eng.)

력에 대한 수치해석 등을 들 수 있다. 여기서 성능 최적화를 위한 성능 인자들에 대한 연구로는 1996년 Bogdanoff[2]에 의해 이루어졌다. 그는 성능 최적화 방법으로 CFD Code를 사용하였으며 여러 성능 인자의 변화량에 따른 작동상태(Operating Conditions)의 경향성에 대해서만 조사하였고 일부의 결과를 가지고 실험을 통하여 검증하였다. 본 연구는 초고속 발사장치의 성능 최적화에 관한 연구로서, 성능에 관련된 다양한 인자들을 고려하면서 최소의 실험을 수행하고 이에 수치최적화 기법을 적용하여 최적의 작동인자와 실험조건을 찾는 것을 목적으로 한다. 이를 위해 성능인자 가운데 특히 최적화의 목적함수가 되는 Projectile의 속도에 영향을 미치며 제어 가능한 작동인자들을 설계 변수(Design Variables)로 선정하였다. 선정된 설계변수에 대해서는 현실적인 요인을 고려한 제약조건들을 부과 하였다. 실험점의 선정을 위한 방법으로는 설계 공간 전역에 걸쳐 3 Level의 실험을 실시하는 3rd Full Factorial Method[3]를 이용하였으며 실험에서 획득된 데이터로부터 설계변수의 변화에 대한 탄체 속도의 변화를 예측할 수 있도록 반응면 기법(Response Surface Method, RSM)을 사용하여 설계공간을 근사화 하였다. 이렇게 구성된 반응면들은 전역 최적화 기법인 Genetic Algorithm을 사용한 Code인 GENOCOP III[4]와 연결하여 본 실험장치의 성능을 최적화하는 조건을 도출하는데 사용되었다. 마지막으로 최적화 코드로부터 도출된 최적의 성능인자에 대해 검증 실험을 수행하여 이를 비교-분석하였다. 본 연구를 통하여 실험분야의 성능 최적화에 있어서 수치최적화 기법의 적용 가능성 및 타당성을 확인할 수 있었다.

2 2-단계 기포의 성능 최적화 실험

2.1 2-단계 기포 실험 장비 및 부속물

본 실험에서 사용한 건국대학교 2-단계 기포 실험 장비는 1차 구동부와 2차 구동부를 갖는 구동부와 탄체의 운동이 이루어지는 피동부로

이루어져 있으며, Fig. 1과 같다. 자세한 제원은 Fig. 2에 나타내었다. 여기서 1차 구동부 격막으로는 비교적 파열 강도가 크고 파편이 적은 폴리에스테르 필름이 두께(50~300 μ m) 별로 조합되어 사용되었다. 2차 구동부 격막으로는 탄체 속도의 이득을 보기 위해 종전의 Polyester Film[5]에서 Stainless Steel(SUS304 : 1.0mm)로 바꿔 실험하였다.

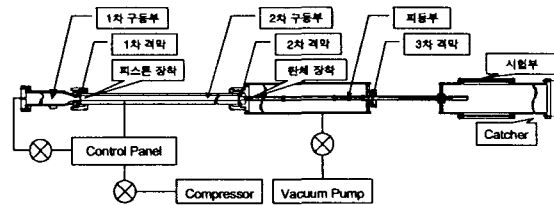



Fig. 1 Components of the Konkuk University Two-Stage Gas Gun

	1st Driver	L : 0.56m	I.D. : 93mm
	1st Contraction	L : 0.14m	T.A. : 10.7°
	2nd Driver	L : 4m	I.D. : 40mm
	2nd Contraction	L : 0.053m	T.A. : 10.2°
	Driven	L : 2m	I.D. : 21mm
	Dump Tank	L : 2m	I.D. : 250mm

L : length, I.D. : inner diameter, T.A. : taper angle

Fig. 2 Dimensions of the Konkuk University Two-Stage Gas Gun

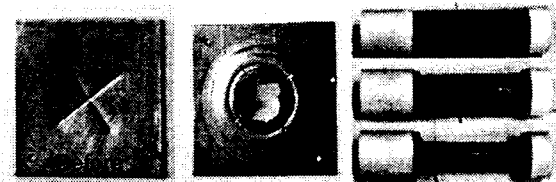


Fig. 3 Pictures of diaphragm before rupture, diaphragm after rupture and piston

금속 격막은 원활한 파열을 위해 일정 깊이의 홈을 MTS(Material Test System)를 이용하여 내었다. 피스톤은 3개 부품(머리, 몸체, 꼬리)의 조합으로 이루어진다. 머리는 관 마찰 감소 및 기밀을 유지하며, 2차 천이부에서의 부드러운 착수를 위해 가공성이 좋고 열에 강한 테프론

(Teflon)으로 제작하였다. 본 실험에 사용한 탄체는 마찰을 줄이기 위하여 벽면과의 접촉부분을 줄여 제작(29.6g)하였다. 탄체의 재질은 두랄루민(Duralumin)을 사용하였고 아세탈로 제작된 이탈피와 일체형이 되도록 하였다.

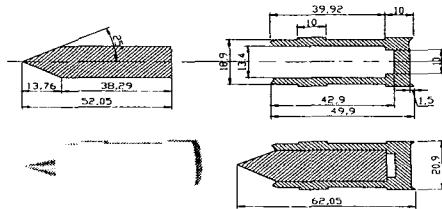


Fig.4 Projectile used in this experimental

2.2 실험방법 및 설계변수 선정

본 연구에서는 피동부내의 탄체 속도 변화만을 측정하여 성능 최적화 실험을 수행하였다. 이를 위해 피동부 관에 솔레노이드 형태의 코일을 일정 간격을 두고 설치하였고 탄체와 이탈피를 결합 시 내부에 네오뎴(2000가우스)자석을 넣어 코일을 통과할 때 충분한 유도기전력이 발생도록 하여 피동부를 따라 움직이는 탄체의 궤적을 디지털 오실로스코프(Lecroy 9354A, 4ch.)를 사용하여 측정하였으며(Fig. 5), 이로부터 탄체의 구간별 속도를 구하였다.

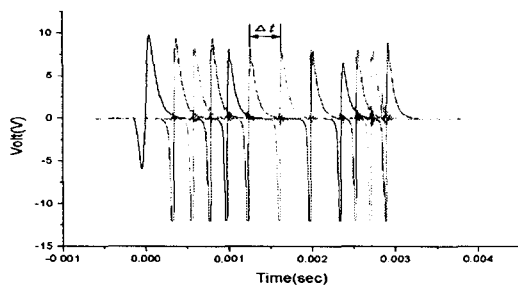


Fig. 5 The time trajectory of moving projectile

초고속 발사 장치의 발사 속도는 발사장치의 안정성과 발사 비용 및 운용을 고려할 때 많은 성능 인자들의 조합을 최적 조건으로 하여 속도를 최대화할 필요가 있다. 따라서, 실험을 통

한 초고속 발사장치의 성능 최적화는 각 성능 인자들에 대한 Parametric 연구와 그 결과로부터 속도 성능을 최대화하는 최적의 인자 조합을 찾는 데 있다. 일반적으로 초고속 발사장치의 속도 성능에 영향을 미치는 요소는 크게 형상 인자와 작동인자로 구분할 수 있다. 형상 인자는 발사장치의 크기에 따라 주어지는 것이고 작동 인자는 정해진 발사장치의 작동 조건으로 변화될 수 있는 것들이다. Table 1은 초고속 발사장치의 속도 성능에 영향을 주는 형상 인자와 작동 인자를 요약한 것이다.

Table 1. The parameters of the 2-stage gasgun

Comp.	1st Driver	2nd Driver	Chamber	Driven
	Parameters			
Operating Parameters	Fill Pressure	Propellant Gas Piston Mass Fill Pressure	Diaphragm Rupture Pressure	Projectile Mass
	Shape Parameters	Length of the 1st Driver	Length of the 2nd Driver	Contr. Section Angle

초고속 발사장치의 성능 최적화 실험을 위하여 성능 인자를 선택하는데 있어 형상 인자는 변화에 따른 성능 실험을 할 수 있는 것이 아니라 수치 계산을 통한 연구나 설계, 개발 단계에서 고려되는 것들로서 본 실험에서는 제외되었다. 본 실험에서는 추진가스의 종류를 공기(Air)로 고정시켰으며, 실험 중 작동이 용이하고 정확한 피스톤의 질량과 2차 구동부의 초기 가압 정도를 성능 인자로 택하였다. Table 2는 초고속 발사장치의 성능 최적화 실험을 위하여 선정된 성능 인자와 변화값을 나타낸다.

Table 2 The parameters used in this study

Components	2nd Driver		Chamber
Parameters	Piston Mass(g)	Pump tube Fill Pressure (bar)	Steel Diaphragm Thickness (×1.0mm)
Variation	318, 714, 964	1, 2, 3	1.0

여기서 2차 구동부 압력은 1차 구동부 압력을

고려하여 실험중 작동이 정확하고 용이하도록 설계영역을 설정하였다. 피스톤 질량은 2차 구동부의 길이와 충격에 의한 변형 및 파손등을 고려하여 충분한 강도를 갖는 범위 내에서 설정하였다.

3. 최적화 기법 적용 및 해석

3.1 성능 최적화를 위한 최적화 기법 선정

시스템의 수치적 최적화과정에서는 목적함수의 지속적인 반복계산이 요구된다. 하지만, 본 연구에서와 같이 설계변수의 변화에 대한 목적함수 값을 실제 실험을 실시하여 얻어야 하는 경우에는 한번의 실험에 소요되는 시간과 비용을 크게 필요로 한다. 더욱이 최적화를 위해 사용하는 기법이 구배기반의 최적화 기법(Gradient Based Method)이라면 최적화 과정에 소요되는 비용과 시간은 더욱 커지게 되며 이러한 경향은 고려해야 될 성능인자의 수가 많아질수록 더욱 문제가 된다. 그러므로 본 연구에서는 설계변수의 변화에 대해서 예측되는 실험 결과를 분산분석(ANOVA)과 회귀분석(Regression Analysis)을 이용하여 하나의 다항식 함수(Polynomial Function)로 표현한 반응면으로 근사화(Approximation)하였다. 구성된 반응면의 신뢰도(Confidence)를 평가하기 위해 Adjusted R square(이하 R^2_{adj})라는 지수가 도입되었다. R^2_{adj} 의 범위는 그 정의에서 알 수 있듯이 0에서 1사이에 위치하게 되는데 그 값이 1에 가까울수록 반응면이 설계공간을 잘 대표한다고 할 수 있다.[6]

본 연구에서는 최적화 기법으로써 전역적 최적화 알고리즘(Global Optimization Algorithm)으로 알려져 있는 유전자 알고리즘(Genetic Algorithm, GA)을 사용하였다. 유전자 알고리즘은 구배기반 최적화 기법과는 달리 목적함수의 기울기 정보를 필요로 하지 않고 단지 목적함수 값만을 최적화의 과정에서 필요로 한다. 기울기 정보를 필요로 하지 않기 때문에 기울기를 따로 계산 할 필요가 없다는 장점이 있으나 임의탐색

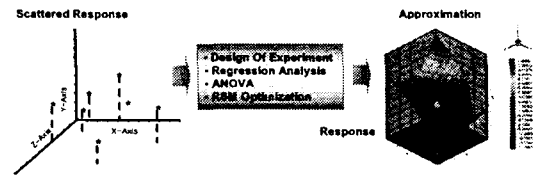


Fig. 6 Response surface construction procedure[7]

(Random Search)에 기반하였기 때문에 최적화 속도는 구배기반 최적화 기법에 비해 상대적으로 느린 단점이 있다. 그러나 설계공간 내에 존재하는 국부적 최적점(Local Optimum)에 빠지는 일이 적어 전역적 최적점(Global Optimum)을 얻을 수 있다. 그러므로 반응면기법과 같이 목적함수를 임의의 간단한 수학적 함수로써 표현할 수 있을 때에는 목적함수의 계산 시 소요되는 시간이 적게 요구되어 효율적이다. 사용된 최적화 코드로는 Z. Michalewicz가 개발한 GENOCOP III[4] (Genetic Algorithm for Numerical Optimization for Constrained Problems)를 선택하였다. GENOCOP III는 일반적인 유전자알고리즘이 제약조건이 없는 비제약최적화 문제(Unconstraint Optimization problem)만을 다룰 수 있는데 반하여 공학 적용분야에서 더욱 일반적인 문제인 제약최적화 문제(Constraint Optimization Problem)를 다룰 수 있는 장점이 있다. 그러므로 이러한 특징을 가진 GENOCOP III를 최적화를 위한 코드로 선택하였다.

3.2 수치 최적화 해석결과 및 고찰

본 연구에서는 성능 속도에 영향을 주는 설계 변수로서 피스톤의 질량(x_1)과 2차 구동부압(x_2)을 선정하였다. System 최적화를 위한 최적화 Formulation은 다음과 같다.

Objective Function

$$\text{Maximize projectile velocity} = f(x_1, x_2)$$

Design Constraints

Domain constraint : $-1 \leq x_i \leq 1$

여기서 Projectile velocity는 선정된 실험점으로부터 설계변수에 대해 2차 반응면(Quadratic Response Surface)으로 각각 근사 되었다. 반응면을 구성하는 것은 실험영역에서 미리 계획된 소수의 실험으로 그 실험영역을 가능한 한 잘 표현할 수 있는 근사함수를 얻는 것이다. 물론 일반적으로 수행된 실험회수가 많을수록 더 정밀한 반응면을 얻을 수 있겠지만 설계변수의 숫자가 늘어날수록 수행해야 되는 실험의 회수도 기하급수적으로 증가하게 된다. 그러므로 본 연구에서는 실험설계이론(DOE)에 기초하여 가능한 한 최소의 실험으로 정밀한 반응면을 구성할 수 있도록 하였다. 실험점의 선정은 설계공간에 걸쳐 무차원화 된 설계변수의 수준(Level)을 -1, 0, 1의 3수준(3 Level)으로 하는 3^k Full Factorial Method[3]를 이용하였다. 3^k Full Factorial Method를 사용하면 실험에 필요한 설계점의 수가 3의 k 승(여기서 k 는 설계변수의 개수)개가 되므로 설계변수가 많은 문제보다는 본 연구와 같이 소수의 설계변수를 가지고 있는 문제에 적합한 방법이다. 2개의 설계변수를 가지고 있는 본 연구에서 선정된 실험점의 총 수는 9개($3^2=9$)이며 선정된 실험점과 실험점에서의 반응(Response)은 다음의 Table 3과 같다.

그림 9는 목적함수인 Projectile Velocity의 반응면을 도시한 것이다. 각 반응면에서 얻어진 R^2_{adj} 값은 Velocity 반응면에서 $R^2_{adj} = 0.8088$ 으로 1에 가까운 값이며 구성된 반응면에서의 최대 오차는 약 5%정도로 상당히 높은 정밀도를 가지고 있다고 볼 수 있다. 구성된 반응면들을 GA Code인 GENOCOP III와 연결하여 최적화를 실행하였다

Table 3 Experimental results and parameters

X_1 (Piston mass)	X_2 (1st driver pressure)	Y_1 (Vel., m/s)
964.00000 (+1)	1.00000 (-1)	698.00000
714.00000 (0.22)	1.00000 (-1)	698.00000
318.00000 (-1)	1.00000 (-1)	612.00000
964.00000 (+1)	2.00000 (0)	600.00000
714.00000 (0.22)	2.00000 (0)	769.00000
318.00000 (-1)	2.00000 (0)	698.00000
964.00000 (+1)	3.00000 (+1)	612.00000
714.00000 (0.22)	3.00000 (+1)	789.00000
318.00000 (-1)	3.00000 (+1)	811.00000

그 결과, 총 705세대(Generation)만에 최적점(Optimum Point)을 도출할 수 있었다.[8] Table 4는 GA를 통하여 도출한 최적 조건 결과이다. GA로부터 도출된 최적 조건 및 결과를 실험을 통하여 검증하였다. 실험결과 탄체 속도는 GA로부터 얻은 값보다 다소 작은 835m/s가 나왔다.

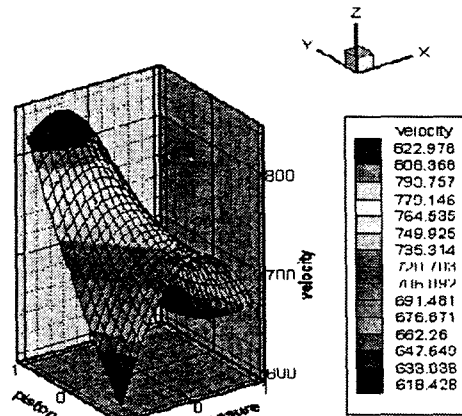


Fig. 7 Velocity RSM

Table 4 The optimum operating condition from GA(Genetic Algorithm)

참고 문헌

1) CodedVariables

x_1	x_2	Vel. (m/s)	Pres. (bar)
-0.559445381	1	837.73	81.44

2) Natural Variables

X_1 (g)	X_2 (bar)	Vel. (m/s)	Pres. (bar)
460.2991419	3	837.73	81.44

이 결과로부터 본 건국대학교 2단계 기포 실험장치는 2차 구동부 압력은 높고, 피스톤 질량은 460g에서 최적조건임을 확인 할 수 있었으며, 이전실험에 비해 24m/s의 탄체속도 이득을 볼 수 있었다.

4. 결 론

건국대학교 2-단계 기포의 성능최적화를 위하여 소수의 실험을 통해 얻은 데이터를 바탕으로 수치최적화 기법을 적용하여 최적의 성능인자 조건을 도출하였다. 그리고 수치최적화를 통해 얻은 최적조건을 가지고 검증실험을 수행하여 비교-검토했던 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

최적화 기법을 통해 얻은 수치최적 결과는 검증실험 결과와 비교적 잘 일치하였다. 이를 통하여 본 실험장치는 2차 구동부 압력은 높고, 피스톤 질량은 460g에서 조건에서 탄체의 최대 속도를 얻을 수 있음을 확인할 수 있었다.

이상의 결과를 통해서 2-단계 기포의 성능 최적화를 위한 수치 최적화 기법의 적용 가능성 및 타당성을 확인할 수 있었으며, 이를 통하여 다른 실험장치의 성능 최적화에도 소수의 실험을 통한 수치최적화 기법의 적용 가능성을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초연구 지원(2000년 특정연구, 과제번호 2000-2-30500-003-5)으로 수행되었음.

- 1) Lukasiewicz, J., "Experimental Methods of Hypersonics", Marcel Dekker, INC., New York, 1973, pp. 45-50,207-236.
- 2) D. W. Bogdanoff, R. J. Miller, "Optimization Study of the Ames 1.5" Two-Stage Light Gas Gun", 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 15-18, 1996/Reno, NV.
- 3) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., *Response Surface Methodology*, John Wiley & Sons Inc., 1995.
- 4) Micalewiz, Z., *Genetic Algorithm + Data Structures = Evolution Programs*, Springer-Verlag, 1996.
- 5) 최병철, 허철준, 탁정수, 배기준, 변영환, 이재우, "2단계 기포의 성능 특성에 관한 연구" 한국추진공학회 학술강연회논문초록집, 2000.
- 6) Giunta, A., *Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experiments Theory and Response Surface Modeling*, Ph.D Thesis, Virginia Tech, 1996.
- 7) Jeon, K.S., *Collaborative Optimization and the Response Surface Modeling for the Multidisciplinary Design Optimization*, Master's thesis, Konkuk University, Seoul, Korea, Dec. 2000.
- 8) 이진호, 허철준, 배기준, 변영환, 이재우, "초고속 탄체 발사장치 성능 최적화에 관한 연구Ⅱ" 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 2002년 11월.