

한국형 2.75 인치 로켓 추진기관 개발

강기하^a · 이용범^b · 염용일^c · 방기복^d · 양영준^{a,*}

Development of the Korean 2.75 inch Rocket Propulsion System

Kiha Kang^a · Yongbum Lee^b · Yongyeol Yeom^c · Gibok Bang^d · Youngjun Yang^{a,*}

^aYeosu Plant R&D Team, Hanwha Corporation, Korea

^bAir-Launched Missile systems Department, Hanwha Corporation, Korea

^cGuided Weapon Department, Hanwha Corporation, Korea

^dAmmunition Systems Department, Hanwha Corporation, Korea

*Corresponding author. E-mail: yj900@hanwha.com

ABSTRACT

In this paper, the development of unique model of the 2.75 inch rocket propulsion system is described. Recently developed korean 2.75 inch rocket propulsion system shows the improvement of a flame stability resulted from a change in the configuration of propellant grain, and of an incidental ignition protection function using the EMI(electromagnetic interference) filter on ignition system. Moreover it is shown that a directional flight stability is improved by increasing the number of fins and changing the nozzle configuration. Static firing test and thermal shock test were conducted for the validation before flight, and flight test of 210 rounds of rockets was conducted to verify the trajectory uniformity. In addition, intellectual property issues can be overcome with the unique korean 2.75 inch rocket motor as well as the performance improvement.

초 록

본 논문은 한국형 2.75 인치 로켓 추진기관의 독자 모델 개발에 관하여 기술하였다. 개발된 한국형 2.75 인치 로켓 추진기관은 추진제 그레인의 형상변경을 통하여 화염안정성을 증대시켰으며, 점화장치에 EMI 필터를 장착하여 우발점화 방지기능을 추가하였다. 그리고 노즐 형상 변경 및 날개 수 증가를 통하여 비행안정성의 향상을 가질 수 있었다. 지상연소시험 및 온도충격시험을 통해 추진제의 성능을 검증하였으며, 약 210 발의 비행시험을 통해 기 배치된 추진기관과 비행성능이 동일함을 입증하였다. 성능개량과 더불어 한국형 독자모델 개발로 인한 지적재산권 문제 극복에 기여할 수 있는 근간을 마련했다는데 그 의의가 있다.

Key Words: Star-shaped Solid Propellant(스타형 고체 추진제), Nozzle Assembly(노즐 조립체), Ignition System(점화장치), 2.75 inch Rocket Propulsion System(2.75 인치 로켓추진기관)

Received 8 December 2013 / Revised 8 May 2014 / Accepted 14 May 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 추계학술대회(2013. 12. 4-5, 경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

Hydra-70 체계의 2.75 인치 MK66 추진기관은

미국 해군에 의해 설계되어 공대공 및 공대지용으로 개발된 항공기용 무유도 근거리 무기로 국내외에서 전력화되어 사용되고 있다[1]. 2.75 인치 로켓은 가격이 저렴할 뿐만 아니라, 고폭탄두를 비롯한 다양한 탄두를 결합하여 적을 공격하거나 적의 공격을 차단하고자 할 때 순간적으로 집중포격을 가할 수 있어 지상화력 지원, 해안선 방어, 그리고 지역표적 제압 등에 탁월한 전력을 발휘하게 된다[2].

(주)한화는 1998년부터 MK66과 동일성능을 갖는 K223 추진기관을 생산하여 군 전력화에 기여하고 있으며, 2.75 인치 성능개량 및 2.75 인치 로켓을 적용한 다연장체계 자체 개발 등 2.75 인치 로켓과 관련된 꾸준한 연구와 노력을 기울이고 있다. 이러한 노력의 결과로서 한국형 2.75 인치 추진기관 독자모델을 개발하게 되었으며, 다음과 같이 성능적인 면과 안전적인 면에서 품질이 향상되었음을 확인하였다.

첫째, 추진제 그레이의 형상변경을 통해 고온 환경조건에서 연소불안정성에 따른 화염불안정성이 감소하였음을 지상연소시험(Static firing test) 및 실제 비행시험(Flight test)에서 확인하였다. 화염불안정성이 발생할 경우 추력선 비정렬, 비행진동 및 tip-off 현상 등의 문제로 인하여 명중률이 떨어지거나 비행안정성이 현저히 떨어져 신뢰할 수 없는 성능을 갖게 된다[3]. 이와 같은 현상은 더블베이스 추진제 특성과 더불어 2.75 인치 MK66 추진기관에 적용되는 8-스타형 더블베이스 추진제가 구조적으로 대칭을 이루기 때문에(Fig. 1 참조) 연소 후 발생하는 고온의 가스가 공명 현상(Resonance effect)을 일으켜 연소불



Fig. 1 Configuration of the 8-star(left) shaped and 7-star(right) shaped propellant grain.

안정성을 가속화시킬 수 있기 때문이다[4-5]. 기존의 추진기관은 더블베이스 추진제 특성상 추력맥동이 발생함에 따라 연소불안정성이 나타나기 때문에 그레이 내경에 안정봉(Stabilizing rod)을 삽입하여 연소불안정성을 완화시키고 있다[6]. 둘째, 점화 안전장치를 적용하여 외부의 전기적 위험요인에 대응할 수 있도록 하였으며, 우발점화의 가능성을 낮추는데 기여하였다. 기존의 2.75 인치 추진기관에 적용되고 있는 점화기에는 과전류 혹은 고온의 열전달을 차단하기 위한 절연단자가 점화장치 내 삽입되어 있지만, 불필요한 전자파 신호 및 간섭을 차단하는 기능은 가지고 있지 않아 우발점화의 가능성이 존재하게 된다.

본 논문에서는 국내외 전력화 중인 기존 추진기관에 비해 화염안정성 및 우발점화 방지기능 확보, 그리고 비행안정성이 향상된 한국형 2.75 인치 로켓 추진기관(Fig. 2 참조) 개발에 대한 내용을 기술하였다. 한국형 2.75 인치 로켓 추진기관의 성능 검증을 위해 지상연소시험 및 비행시험을 수행하였으며 그 결과를 제시하였다.

2. 구성품별 설계 및 시험평가

2.1 추진제 개발

고온 환경조건에서 발생하는 연소불안정성을 개선함과 동시에 해외수출시 제한요소인 지적재산권을 극복하기 위해 7-스타형 추진제 그레이(Fig. 1 참조)를 개발하였다. 추진제 그레이 형상 설계를 위한 시뮬레이션은 Matlab 소프트웨어를 이용한 자체 내탄도 해석 코드를 사용하여 수행하였다. 내탄도 해석을 위한 기초 데이터로, 추진제의 열역학적 특성 값은 화학종 해석 코드(REAL)를 이용하여 확보하였으며 추진제 그레이



Fig. 2 Korean 2.75 inch rocket propulsion system.

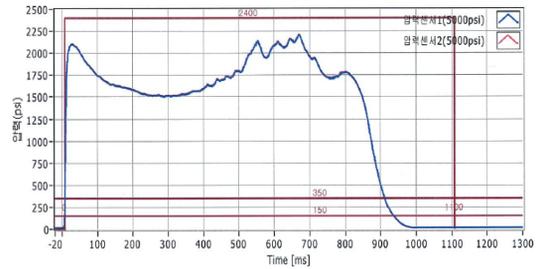


Fig. 3 Static firing test of 2.75 inch rocket propulsion system for performance evaluation.

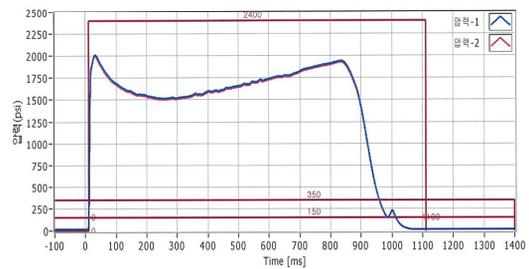
의 연소표면적 분석은 CATIA 소프트웨어를 이용하여 계산하였다. 화학종 해석 코드(REAL)는 연소과정의 열역학적 데이터를 바탕으로 한 수치해석법을 적용한 것으로 추진제 원료들의 엔탈피 혹은 엔트로피 값을 이용하여 연소 반응물의 특성을 계산하게 되며, 연소결과물은 virial 상태 방정식(실제 기체 상태 방정식)에 의하여 산출 된다[7]. 그레인 형상 설계를 위한 내탄도 해석시, 연소속도 상수 및 압력지수는 시험온도 조건에 따라 각각 적용하였으며 그 이외의 분자량, 화염온도, 비열비 등의 추진제 특성값과 노즐목 직경, 노즐 확장비, 노즐 확장각 등의 노즐 특성 값은 동일하게 적용하였다.

Fig. 3에는 2.75 인치 로켓 추진기관의 성능평가를 위한 지상연소시험시 사진을 나타내었다.

Fig. 4는 고온(+66℃) 환경 조건에서의 8-스타형 및 7-스타형 2.75 인치 로켓 추진기관의 연소 시간에 따른 압력 선도를 도시하였다. 고온 조건에서 대칭 구조를 가지는 8-스타형 그레인이 적용된 로켓 추진기관에 비해 비대칭 구조를 가지는 7-스타형 그레인을 적용한 로켓 추진기관이 보다 매끄러운 압력 선도를 나타내며, 8-스타형 그레인의 경우 압력 선도의 변동이 심한 것으로 보아 대칭 형태에 따른 공명현상으로 추진기관의 연소 불안전성이 발생하였음을 확인 할 수 있다. 또한, 기존 2.75 인치 추진기관에 사용하고 있는 더블베이스 추진제의 조성(NOSIH-AA-2) 변경을 통해 기존의 암갈색 색상을 흑갈색으로 변경하였다. 조성변경은 기존 조성을 기반으로 하여 추력 및 연소속도 성능을 변화시키지 않는 조건아래 진행 하였으며, 검은색의 운활제 원료



(a) 8-star shaped propellant.



(b) 7-star shaped propellant.

Fig. 4 Pressure vs. time curve of the 2.75 inch rocket motor at +66℃.

를 첨가함으로써 추진제 제조 시 압출 공정성을 보다 더 향상시킬 수 있었다.

형상 및 조성이 변경된 추진제의 저장, 운송, 운용상에 경험하게 될 온도변화 환경조건에 있어서 만족할 신뢰성을 갖는지 평가하기 위해 온도충격시험(Temperature shock test)을 수행하였다. 본 시험은 고온(+66℃), 저온(-54℃)에서 반복적으로 추진제에 스트레스를 가하여 운용조건(+66℃, -46℃)에서 시험을 진행하여 균열 또는 파열에 의한 영향을 확인하는 것이 목적이다. 본 시험을 국방규격(국방-0010-0003(연))에 준한 절차를 바탕으로 수행한 결과 Table 1과 같이 점화지연시간, 총연소시간, 최대압력, 및 총추력 등의 모든 성능 규격을 만족하였다.

2.2 점화장치 개발

점화장치에 EMI 필터를 장착한 신규 점화장치를 Fig. 5에 나타내었다. 신규 점화장치의 EMI 필터는 입력단에 들어간 파위가 출력단으로 나오면 특정 주파대역의 파위를 감쇄시키게 된다.

즉, 불필요한 전자파 신호 및 간섭을 차단하는 기능을 가지고 있어 우발점화 방지기능을 개선할 수 있는 것이다[8]. 신규 점화장치는 점화계 조성 및 약량을 기존 제품과 동일하게 함으로써 점화장치의 위력은 같게 하였다. 더불어 저항 값 및 점화 입력전류 또한 동일하게 설계하여 기존 무장 헬기 등에서 사용 시 호환성이 가능토록 하였으며, EMI 필터를 장착함으로써 신규 점화장치의 전체 무게는 기존 점화장치에 비해 약 2.6 g 정도 증가 되었다. 개발된 신규 점화장치의 EMI 필터 적용성 시험을 수행한 결과 저온(-54℃), 상온(21℃), 그리고 고온(74℃) 환경 조건 아래 진행한 결과 2.75 인치 MK66 추진기관용 점화장치의 국방규격(국방--1340-1054-1)을 모두 만족하였다. 더불어 저장, 운송, 운용 중 경험하게 될 각종 환경조건에 있어서 만족할 신뢰성을 갖는지 평가하기위해 진동시험(Vibration test), 기밀시험(Leak test), 그리고 기능시험(Functional test) 등의 환경시험을 수행함으로써 신규 점화장치의 구조적인 면과 성능적인 면이 모두 양호함을 확인하였다. 2.6 g 정도 증가 되었다. 개발

된 신규 점화장치의 EMI 필터 적용성 시험을 수행한 결과 저온(-54℃), 상온(21℃), 그리고 고온(74℃) 환경 조건아래 진행한 결과 2.75 인치 MK66 추진기관용 점화장치의 국방규격(국방--1340-1054-1)을 모두 만족하였다. 더불어 저장, 운송, 운용 중 경험하게 될 각종 환경조건에 있어서 만족할 신뢰성을 갖는지 평가하기위해 진동시험(Vibration test), 기밀시험(Leak test), 그리고 기능시험(Functional test) 등의 환경시험을 수행함으로써 신규 점화장치의 구조적인 면과 성능적인 면이 모두 양호함을 확인하였다.

2.3 노즐조립체 개발

노즐 미익(Tailfin) 및 flute 형상 변경을 통해 개발한 신규 노즐조립체를 Fig. 6에 나타내었다. 기존의 2.75인치 추진기관에 사용되고 있는 노즐조립체는 3개의 미익과 9개의 flute를 가지고 있는 반면에 신규 개발한 노즐조립체는 4개의 미익과 12개의 flute를 갖도록 설계하였다.

2.75 인치 로켓탄의 주요 공력계수로 작용하는 항력(Drag force), 양력(Lift force) 그리고 롤링모멘트(Rolling moment) 값을 기존과 유사하게 하는 조건아래 신규 노즐조립체의 형상변경을 진행하였으며, 전산 유체 역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 프로그램인 DOT(Design Optimization Tool)의 수정 유용 방향법(MMFD, Modified Method of Feasible Directions)을 사용하여 해석하였다. Fig. 7은 기존 추진기관에 사용되고 있는 노즐조립체와 신규 설계한 노즐

Table 1. Temperature shock test results.

Temp.	Ignition delay (ms)		Total burning time (ms)		Pass /Fail
	Stand ard	Res ult	Stand ard	Res ult	
-54℃	< 60	2X	1100 ±100	10X X	Pass
74℃	< 45	1X	1000 ±100	10X X	Pass
Temp.	P max (psi)		Total Impulse (lbf*sec)		Pass /Fail
	Stand ard	Res ult	Stand ard	Res ult	
-54℃	≤ 1900	17X X	≥ 1430	14X X	Pass
74℃	≤ 2400	20X X	≥ 1480	15X X	Pass

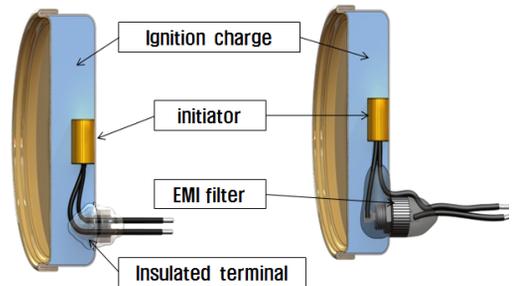
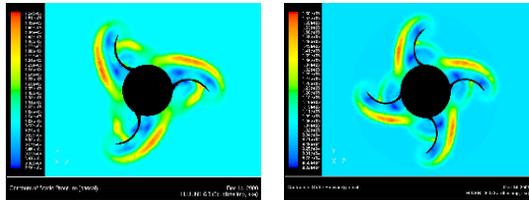


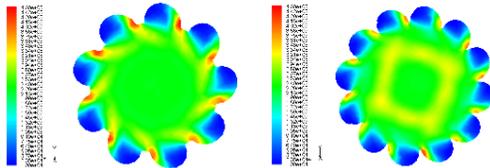
Fig. 5 Configuration of the ignition system with insulated terminals(left) and with EMI filter (right).



Fig. 6 Configuration of the 3 tailfins-9 flutes(left) shaped and 4 tailfins-12 flutes(right) shaped nozzle assembly.



(a) 3 tailfins(left) and 4 tailfins(right).



(b) 9 flutes(left) and 12 flutes(right)

Fig. 7 Flow pressure of the 3 tailfins-9 flutes(left) shaped and 4 tailfins-12 flutes(right) shaped nozzle assembly.

조립체의 노즐 미익 및 Flute의 유동압력을 보여준다.

Span, bevel의 길이, 그리고 양각홈의 크기를 변경하여 날개 형상설계를 수행하였으며, 비행 성능 비교검증을 위해 항력계수(Drag coefficient)와 양력계수(Lift coefficient)를 예측하여, 기존 로켓과 비교하였다. 신규 노즐조립체의 항력계수는 기존 노즐조립체와 비교하여 약 -0.4%의 차이를 보였으며, 양력계수는 약 +0.3%의 오차를 보였다. 더불어 추력과 탄의 회전에 밀접한 영향이 있는 Flute의 형상변경을 위해 flute 직경, 꺾임각, 그리고 PCD(Pitch Circle Diameter)



Fig. 8 Flight test of 2.75 inch korean rocket propulsion system.

를 설계 변수로 설정하였으며, 앞서 언급한 CFD 해석을 결과를 바탕으로 기존과 유사한 롤링 모멘트를 갖도록 최적화 하였다. 신규 노즐조립체의 추력 성분값은 기존 노즐조립체와 비교하여 약 -0.3%의 오차를 보였으며, 롤링모멘트는 약 +0.04%의 오차를 보였다. 즉 동일한 추진제를 사용할 경우 추력 및 롤링모멘트의 차이는 0.3% 이내로 예측되었으며, 지상연소시험을 통해 추력을 확인한 결과 한국형 2.75인치 추진기관은 기존 추진기관 대비 약 10 lbf·sec 증가되었다.

3. 비행시험 평가

3.1 시험 개요

Fig. 8은 실제 비행 시험시 고속카메라를 통해 확보한 한국형 2.75인치 로켓 추진기관의 비행 모습을 보여준다. 본 비행 시험을 통해 한국형 2.75인치 로켓 추진기관이 기존 추진기관과 동일한 탄도를 갖는지 사거리별 (4 km, 6 km, 7 km, 8 km) 그리고 온도별(-46°C, +21°C, +66°C) 성능에 대하여 비교 분석하였다. 약 210발의 비행시험을 실시하였으며, 도플러 레이더 및 고속 카메라를 이용하여 3차원 궤적, 속도, 초기운동 시간, 발사관 이탈속도 등의 성능을 확인하였다. 비행시험 시 중량 및 무게중심을 동일하게 제작한 비활성 더미 고폭탄두를 추진기관에 결합하여 사용하였다. 더불어 온도, 풍향, 및 풍속 등의 환경요인 영향을 최소화하기 위해 기존 추진기관과 한국형 2.75인치 추진기관을 순차적으로 발사하였으며, 기타 시험방법은 2.75인치 추진기관의 정부시험용 기준에 의거하여 진행하였다.

3.2 비행시험 결과 분석

기존 추진기관과의 성능비교를 위해 로켓 발사에서부터 탄착까지의 일련의 과정 중 초기, 중기, 종말단계에서의 특정 이벤트 항목을 선정하여 두 로켓간의 성능 비교 항목으로 설정하였으며 계측된 결과는 통계적 방법(T-검증)에 의해 분석되었다.

새롭게 개발된 한국형 2.75인치 로켓 추진기관은 기본적으로 현재 수행되고 있는 국방규격(국방-1340-1053-2 / 국방-1340-1054-1(연)) 상의 모든 수락시험항목 기준을 만족하는 것으로 확인되었으며, 나아가 현재 사용되는 헬기의 사격통계장치에서 사용되는 사격제원과의 동일성을 검증하기 위해 양산중인 로켓의 궤적과의 유사성을 분석하였다. 두 추진기관 간의 유사성분석에는 210 발의 비행시험 데이터를 기반으로 한 T-검정을 수행하였으며, 검정결과 최대속도 도달시간을 제외한 탄착 사거리, 최대 고도 및 탄착 속도에 있어 Table 2와 같이 차이가 없음을 확인하였다.

최대속도 도달시간은 추진제의 연소시간 및 추력에 밀접한 관련이 있는 항목으로서, 신규추진제의 연소시간이 기존 추진제 대비 상온기준 10 msec 늘어난 것에 원인이 있다. 하지만 이 차이가 전체 비행궤적에 미치는 영향은 없는 것으로 분석되었다.

Table 3에서는 수행된 비행시험결과를 요약하였다. 앞서 언급한 최대속도 도달시간은 두 탄종간 평균 2.76% 지연이 발생된 것으로 확인되었으나, 최종 사거리에는 0.15%수준의 차이를 보이고 있다. Table 3에서 -145%의 결과를 보인 탄착편이란 사격방향에 대한 정확도 또는 비행중 방향안정성을 나타내는 중요한 지표로 (-)의 결과를 보이는 것은 양산형 보다 탄착 편이가 줄어

Table 2. Accuracy analysis results.

Items	K223	Korean 2.75
Flight range(m)	6XXX	6XXX
Max. altitude(m)	5XX	5XX
Muzzle velocity(m/s)	18X	18X

탄의 정확도가 증가함을 뜻한다. 이러한 결과는 노즐의 Flute에서 발생하는 미묘한 롤링모멘트의 차이 및 날개의 수량이 3 개에서 4 개로 증가됨에 따라 발생할 수 있는 공력계수의 변화에 기인하며, CFD를 통해 예측하기 어려운 롤 댐핑(Roll damping)이나 양각흡에 의한 영향 등과 더불어 미미한 차이지만, 로켓의 중량 및 무게중심 변화 등 복합적인 요인에 의해 발생된 결과로 판단된다. 복합적인 원인들의 상호 관계에 대해서는 추가적인 연구가 필요할 것으로 보인다.

Fig. 9에서는 탄착 편이 결과를 시험 종류별로 나타내고 있으며, 시험 중 발생한 최대 편이 값을 기준으로 편이를 정규화 하여 도시하였다. 결과에서 보듯 편이가 기존 로켓에 비하여 0에 가까운 쪽으로 이동되는 것을 알 수 있다. 이는 사격방향으로 안정성이 향상되어 조종사가 조종하는 방향에 가깝게 비행이 이루어진다는 의미이므로 사격정확도 향상을 기대할 수 있다.

온도별 탄도성능을 확인하기 위해 7 km의 사거리에 대하여 고온(+66℃) 및 저온(-46℃)조건에서의 2.75인치 MK66 추진기관과 한국형 2.75 인치 추진기관의 성능을 비교 분석하였다. 두 추진기관 모두 정상비행을 하였으며 정부시험 규격에 명시되어 있는 2.75인치 MK66 추진기관의 최대속도, 연소시간, 탄착 좌우편차 등의 성능

Table 3. Performance comparison results.

No.	Comparison Factor	Results (%)	Remark
1	Flight range(R)	-0.15	Point of impact
2	Flight deviation(D)	-145.4	
3	Max. altitude(A)	0.59	
4	Muzzle velocity(M)	-5.72	Velocity
5	Flight velocity(V)	-0.34	
6	Initial operation time(T0)	-4.34	Time
7	Arrival time of max.velocity(Tv)	2.76	
8	Arrival time of max. altitude(Ta)	-0.94	
9	Flight Time(Tf)	0.20	

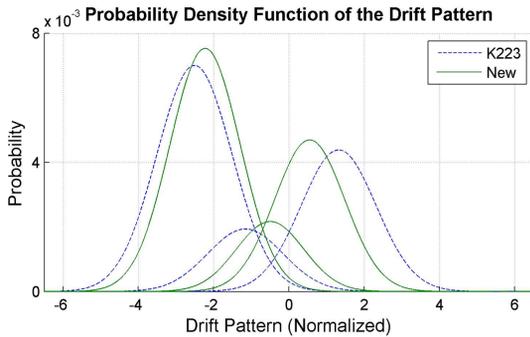


Fig. 9 Probability density function of the drift pattern (x axis is normalized by the maximum standard deviation value).

규격을 만족하였다. 저온 비행시험 시 최대속도는 두 탄종 차이가 약 1 m/s, 연소시간은 0.04 초, 그리고 탄착 좌우 편차는 약 15 m 이내로 매우 유사한 성능을 보였다. 고온 비행시험 역시 최대속도는 약 2 m/s, 연소시간은 0.02초, 그리고 탄착 좌우 편차는 약 10 m 이내로 매우 유사한 성능을 보였다.

추가적으로 기존 추진기관과 한국형 2.75인치 추진기관의 동일한 탄도 성능을 입증하기 위해 난수를 기반으로 하여 함수의 값을 확률적으로 계산하는 Monte carlo 방법을 이용하여 시뮬레이션 해보았다[9]. 사거리 6.2 km에 대하여 상온 (21℃) 조건 아래 비교하였으며, 탄의 체원 및 시험 환경조건에 대한 표준편차 값을 적용하여 비교하였다. Fig. 10은 총 500발에 대하여 시뮬레이션 한 결과를 도시한 것으로, 이를 통해 두 탄간의 비행특성이 유사함을 거듭 확인할 수 있었다.

4. 결 론

본 논문에서는 2.75인치 로켓 추진기관의 성능 개량 및 독자 모델 개발한 한국형 2.75인치 로켓 추진기관에 대하여 소개하였다. 국내외 전력화 중인 기존 추진기관의 동일한 비행성능을 입증하기 위해 구성품별 시험평가와 비행시험을 실시하였다. 7-스타형 추진제 그레인을 적용함으로

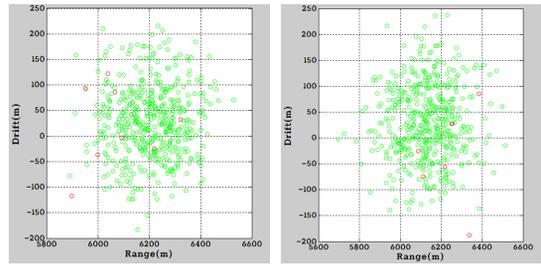


Fig. 10 Impact point prediction of 2.75 inch MK66(left) and Korean 2.75 inch rocket(right) propulsion system using monte carlo simulation.

써 연소불안정성 개선에 따른 화염안정성을 확보하였고, 4개의 Tailfin과 12개의 Flute를 지닌 노즐결합체를 적용하였으며, 비행시험 결과 비행 안정성 및 연소 안정성이 향상되었음을 확인하였다. 또한 점화장치에 EMI필터를 장착함으로써 우발점화를 방지하여 운용상의 안전성을 확보할 수 있었다.

성능개량 뿐만 아니라, 추진기관 내 구성품의 신규 개발을 통하여 수출시 제한요소였던 지적 재산권을 극복함에 따라 신규 시장 개척 및 기존 헬기탄약 시장 진출 가능성 확대라는 경제적인 효과도 기대할 수 있게 되었다. 더불어 추진기관의 내탄도 설계 및 해석능력 확보, 목표 공력특성 달성을 위한 노즐결합체의 형상 설계능력 확보, EMI필터를 적용한 점화장치 제조능력 확보, 그리고 성능시험 평가 및 해석능력 확보를 통해 추진기관 개발에 대한 기술적 능력을 향상시킬 수 있었다.

개량된 성능의 한국형 2.75인치 추진기관을 통해 군 전력 최신화 및 화력증강에 일조할 수 있기를 기대한다.

References

1. "Navy Training System Plan for the Consolidated Rocket Systems," N88-NTSP-Z-50-9801/D, 1998.
2. Hawley, E., "Advanced Propulsion Concepts for the HYDRA-70 Rocket System," Naval

- Surface Warfare Center, 2003.
3. Barrowman, J., "Stability of a Model Rocket in Flight," Technical Information Report TIR-30, CENTURI ENGINEERING COMPANY, 1988.
 4. Greatrix, D.R., "Structural Vibration Considerations for Solid Rocket Internal Ballistics Modeling," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2000.
 5. Loncaric, S. and Greatrix, D.R., "Star-grain Rocket Motor - Nonsteady Internal Ballistics," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, No. 1, pp. 47-55, 2004.
 6. Boskovic, D.M. and Krstic, M., "Stabilization of a Solid Propellant Rocket Instability by State Feedback," *Int. J. Robust Nonlinear Control*, 13, pp. 483-495, 2003.
 7. Belov, G.V., "Thermodynamic analysis of combustion products at high pressure and temperature," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 23, No. 2, pp. 86-89, 1998.
 8. Kim, Y.S., "EMI/EMC Tech. Trend Report," Technical trend report, KISTI, 2003.
 9. Mark, C. and Raditya, A., "Improved Dispersion of a Fin-Stabilized Projectile Using a Passive Movable Nose," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 5, pp. 900-903, 2000.