

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.6.045>

## 초소형 고체 로켓 모터의 설계

이선영<sup>a,\*</sup> · 이현섭<sup>a</sup> · 양희성<sup>a</sup> · 길태욱<sup>a</sup> · 김동욱<sup>b</sup> · 방제훈<sup>b</sup> · 최성호<sup>c</sup> · 이용선<sup>c</sup>

### Design for a Subminiature Solid Rocket Motor

Sunyoung Lee<sup>a,\*</sup> · Hyunseob Lee<sup>a</sup> · Heeseong Yang<sup>a</sup> · Taock Khil<sup>a</sup> ·  
Dongwook Kim<sup>b</sup> · Jaehoon Bang<sup>b</sup> · Sungho Choi<sup>c</sup> · Yongseon Lee<sup>c</sup>

<sup>a</sup>Rocket Propulsion, Mechanical R&D, LIG Nex1, Korea

<sup>b</sup>R&D Lab, LIGPOONGSAN Protech, Korea

<sup>c</sup>Ground Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [sunyoung.lee@lignex1.com](mailto:sunyoung.lee@lignex1.com)

#### ABSTRACT

In this paper, a subminiature solid rocket motor(SSRM) was designed to develop a miniature smart-bullet and the designed propellant grain was made of thermoplastic propellant for production convenience of inner shape. The internal ballistics analysis and ground test were performed to investigate the performance of SSRM. And a numerical simulation was carried out to obtain basic data on the design of safety distance between the nozzle outlet and a gunner, the temperature distribution of exhaust gas was analyzed by comparing a numerical simulation and the results of IR camera.

#### 초 록

초소형 스마트탄의 개발을 위해 초소형 추진기관을 설계하고 그레인온 내부 형상의 제작 용이성을 고려하여 열가소성 추진제로 제작하였다. 추진기관의 성능분석을 위해 지상연소시험과 내탄도 해석이 수행되었다. 그리고 사수와 추진기관 간 안전거리 설계에 대한 기초자료를 획득하기 위하여 수치해석을 수행하였으며, 배기가스의 온도분포는 수치해석과 IR 카메라의 측정결과를 비교하여 분석되었다.

Key Words: Guided Bullet(유도탄), Subminiature Solid Rocket Motor(초소형 고체 로켓 모터), Thermoplastic Solid Propellant(열가소성 고체추진제), Total Impulse(총역적), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

Received 10 June 2020 / Revised 15 October 2020 / Accepted 20 October 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## Nomenclature

AP	: Ammonium Perchlorate
PVC	: Polyvinyl Chloride
DOA	: Dioctyl Adipate
DOP	: Dioctyl Phthalate
BATES	: Ballistic Test and Evaluation System
MEOP	: Maximum expected operating pressure
$r$	: Burning rate
$n$	: Pressure exponent
$\rho_p$	: Propellant Density
$I_{sp}$	: Specific Impulse

## 1. 서 론

탄도 유기무기를 포함한 유도무기 체계는 사거리 증가, 정확도 향상, 탄두 다양화, 생존성 증대의 추세로 발전되고 있다. 이러한 발전은 유도 조종의 소프트웨어 및 하드웨어, 경량의 고 성능 추진기관, 탄두, 체계설계, 구조설계 등 유도무기 체계의 직간접적으로 관련된 기술들의 발전을 통해 구현되고 있다.

특히 유도무기의 비행속도 조정과 원하는 방향으로 탄도를 수정하고, 탄에 탑재된 센서로부터 수신된 데이터를 외부로 송신하는 기능이 탑재되도록 설계되고 있다. 이러한 정밀 유도기능들은 무차별적인 사격이 아닌 정밀타격으로 아군의 전력 보존성 향상, 무인화, 고효율화의 무기체계로서 개발되고 있다[1]. 이러한 정밀유도를 위한 초소형 유도무기는 탑재되는 각종 센서들과 구동장치 그리고 추진기관의 초소형화가 개발의 핵심요소이다.

이들 중에서 초소형 스마트탄의 개발을 위해 초소형 추진기관을 설계하였으며 설계된 소형 그레인 형상의 제작성을 고려하여 열가소성 추진제로 그레인을 제작하였다. 지상연소시험을 통해 추진기관의 성능을 분석하였으며, 사수의 안전거리를 예측하기 위하여 배기가스 유동해석 및 IR 카메라 영상분석을 통해 화염거리에 따른 온도분포를 비교 분석하였다.

## 2. 추진기관 설계 및 개발

## 2.1 추진기관 개발 목표

초소형 스마트탄이 사거리 1km를 만족하기 위하여 추진기관 설계 요구조건은 총 역적 30N-sec 이상, 최대 추력 80N 이하, 무게 70g 이하 그리고 연소시간은 0.6sec인 초소형 고체 로켓 모터 설계를 목표로 하였다. 그리고 목표 성능에 따라 그레인을 설계한 결과 7 mm/s@70bar 수준의 연소속도를 가진 추진제 개발이 요구되었다.

## 2.2 추진제 및 그레인 제작

본 개발에서 초소형 추진기관에 적용되는 추진제는 소형사이즈를 가진 그레인 형상으로 제작의 용이성을 고려하여 열가소성 추진제를 적용하였다. 또한 추진제 그레인 내부 체적공간이 협소하므로 착화기에서 전달되는 에너지로 추진제를 직접 점화하는 방식을 채택하였다. 성능 확보를 위한 최대 추력 요구조건으로 추진제는 비교적 낮은 연소속도 특성이 요구되며, 여러 연구에서 고체 추진제의 연소 시 반응 메커니즘 특성을 이용하여 추진제의 저 연소속도 특성을 연구한 사례가 있다.[2-5]

본 추진기관의 개발에서는 가소성 추진제의 성능과 점화특성을 향상시키기 위하여 AP입도의 비율을 조절하여 저 연소속도 특성을 보이는 추진제에 대한 조성을 설계하였다. 산화제 AP의 경우 입도가 추진제의 연소특성에 영향을 미치기 때문에 입도가 큰 400 $\mu$ m를 전체 산화제 함량의 0~38.5% 가량 투입하여 연소특성을 분석하였으며, 바인더는 열가소성 특성을 나타내는 PVC를 그리고 가소제는 DOA를 적용하였다.

또한 사수의 안전성을 고려하여 추진제의 연

Table 1. BATES test results.

Test #	#1	#2	#3
AP 400 $\mu$ m (%)	0.0	25.0	38.5
$r$ (mm/s) @70bar	7.34	6.97	7.03
$n$	0.40	0.40	0.42

소 후 가스를 최소화하기 위하여 금속연료인 Al의 사용은 최대한 배제하고 요구되는 성능은 만족하도록 저연 추진제를 제작하였다.

추진제의 연소특성은 BATES 시험을 통해 확인하였으며 연소속도  $r$ 과 압력지수  $n$ 값으로 비교하여 AP 400 $\mu$ m의 함량에 따른 연소특성을 Table 1에 나타내었다.

일반적으로 AP를 산화제로 사용한 추진제의 경우 입도가 작은 AP의 비율이 높아질수록 연소속도가 증가하는 경향을 보이지만 제작된 추진제의 경우 25%와 38.5%를 적용하였을 때 연소속도 값은 비슷한 수준을 나타냈다. 그리고 제작된 추진제 조성의 전체 AP함량에서 400 $\mu$ m을 제외한 나머지 AP의 입도는 400 $\mu$ m보다 낮은 입도를 가진 한 가지 종류의 AP를 동일하게 적용하여 비교하였다. Table 1.에서 볼 수 있듯이 #2번 조성과 #3번 조성의 연소속도가 비슷한 수준으로 재현성 확인 시험에서도 동일한 경향성을 나타내어 압력지수가 낮은 #2번 추진제를 개발에 적용하였다.

추진제 그레인은 원재료를 혼합한 후 적절한 크기의 사각형 칩(Chip)으로 절단한 후 성형기에 투입하여 진공, 가온, 압축 등의 프로파일을 입력하여 그레인 형상으로 제작하였다[6]. 그레인의 형상은 추진기관 설계 요구조건인 최대 추력 80N 이하를 만족하도록 4 - slot의 형상으로 그레인을 설계하여 제작하였으며, 그레인 형상은 Fig. 1에 나타내었다. 추진제 그레인 가공 후 내열재를 포함하고 있는 전체 길이는 60mm이며 제작 후 인히비터 포함 무게는 대략 20g 수준이었다.

### 2.3 추진기관 설계 및 제작

추진기관은 Flight type motor를 제작하였으며

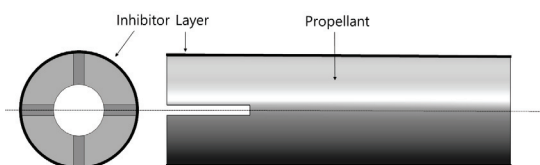


Fig. 1 Shape of propellant.

Fig. 2에 Motor 형상을 나타내었다. Motor의 구성품들은 착화기, 추진제 그레인, 노즐 구조체, 노즐 체결용 리테이닝 링(retaining-ring) 그리고 연소관으로 구성되어 있다. 초소형 추진기관 형상을 위하여 추진기관 각 구성품들의 무게는 최소화되도록 고려하였으며, 또한 연소관과 노즐구조체간의 접촉부 공차를 최소화하여 추진기관 연소 시 발생할 수 있는 추력 편차를 고려하여 설계하였다.

내탄도 설계로 108bar의 MEOP를 도출하였으며, 해당 압력에서 안정적인 연소를 위한 구조설계를 통해 연소관의 재질 및 두께를 설정하였다. 무게 최소화과 열적 안정성을 고려하여 연소관과 노즐의 재질을 각각 Al 7075 및 STS 303으로 설정하였다.

구조적 취약점인 연소관-노즐 구조체 체결부의 구조해석 수행결과 MEOP 기준으로 최소 안전계수는 2.9를 확보하여 초소형 연소관의 구조적인 안정성을 확보하였다. 설계 검증을 위해 내압시험을 수행하였으며, 240bar (3538psi) 압력까지 순차적으로 올려 MEOP 초과 압력에서도 구조적인 안정성이 유지됨을 확인하였다[6].

리테이닝 링의 재질은 추진기관 무게조건을 만족하기 위하여 연소관과 동일한 Al 7075를 적용하였다.

초소형 유도탄의 사출 시 발사관 피스톤 충격으로 인한 노즐 구조체의 축 변형 및 구조적인 결함을 확인하기 위하여 연소관과 리테이닝 링 체결부에 대한 구조해석을 수행하였다. Al 7075 재질의 항복응력 505MPa 기준조건으로 해석한 결과 발사관 충격 시 연소관에 발생하는 최대 응력은 16.2MPa이며 노즐 구조체 및 리테이닝

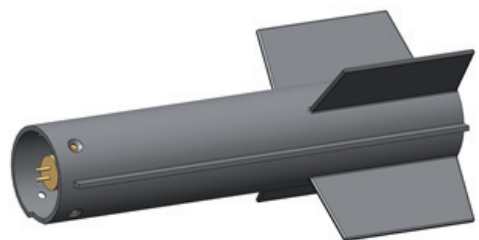


Fig. 2 Shape of propulsion.

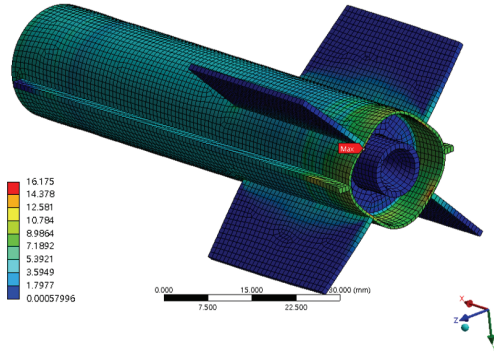


Fig. 3 Analysis result of Motor case. (Unit, MPa)

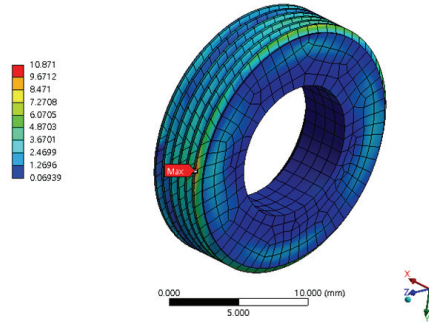


Fig. 4 Analysis result of retaining-ring. (Unit, MPa)

Table 2. Properties of applied propellant from CEA.

Properties	$r$ (mm/s) @70bar	$n$	$\rho_p$ (g/cc)	Molecular weight	Specific heat ratio
Propellant	6.97	0.40	1.668	24.554	1.210

Table 3. Comparison of ground test results with predicted performance.

Properties	Predicted performance	H/T Motor	F/T Motor
Burn time, ~0.7s	~0.65	0.68	0.67
Thrust(Max.), <80N	~57.4	57.2	58.0
Total impulse, >25N-sec	~31.8	31.1	31.8
Isp(sec)	230	223	224

링 체결부에 발생하는 최대 응력은 10.9~11.4MPa로 피스톤 충격 시 구조적인 안정성을 확인할 수 있었다. Fig. 3은 연소관에 대한 구조 해석 결과이고 노즐 구조체 및 리테이닝 링에 대한 구조해석 결과는 Fig. 4에 나타내었다.

초소형 사이즈의 추진기관으로써 일반적인 추진기관에 비교하여 정밀한 공차를 적용하여 설계 및 제작하였다. 연소관에 착화기, 추진제 그레인, 노즐 구조체, 리테이닝 링 등으로 추진기관을 조립하였으며 조립 후 추진기관 최종무게는 63g 수준이었다.

### 3. 추진기관 시험평가

모든 추진기관의 지상연소시험은 상온에서 수행하여 분석하였으며, 압력 데이터 획득을 위한

연소시험은 Heavy type motor를 적용하여 압력 데이터를 확보하였다. Heavy type motor 전방부는 착화기와 그레인의 연결부에 대한 설계로 인하여 압력측정을 위한 체적 공간 확보의 어려움이 있어 노즐과 그레인 사이에 압력측정 어댑터를 적용하여 데이터를 획득하였다. 또한 늘어난 연소관 내부 체적공간으로 인하여 추진제 점화를 위한 착화기의 화약양도 기존의 화약양 대비 과량 투입하여 시험을 수행하였다.

추진기관 성능설계에 적용된 추진제 특성을 Table 2에 정리하였으며 Heavy type Motor의 지상연소시험 후 추력&압력-시간 선도 그래프와 내탄도 해석 비교 결과를 Fig. 5에 나타내었다.

최대 압력은 88bar 수준으로 최대 추력 요구 조건인 80N보다 낮은 58N이며 총 역적을 비교하였을 때 31N-sec의 비슷한 수준을 보임으로써 시험 값과 성능 해석 값이 비교적 일치하고 있

음을 알 수 있다. 내탄도 해석 및 연소시험 결과 비교 값은 Table 3.에 정리하였다.

Fig. 6은 Flight type Motor 제작 후 시험한 추력-시간 선도 그래프로 최대 추력은 Heavy type Motor 시험결과와 동일한 그래프 형상을 나타낸다. 최대 추력 값의 차이는 그레인 slot의 가공에서 나타나는 미세한 차이로 인한 오차로 보이며 총 역적은 여러 번의 재현성 확인시험

에서 31~32N-sec 값을 얻음으로서 비슷한 수준의 값을 보였다. 또한 지상연소시험결과 비추력은 223~225sec의 범위를 보여 이론 비추력과 3% 내의 차이를 보이는 것으로 확인하였으며 Table 3.에 정리하였다.

4. 유동해석 및 결과

초소형 스마트탄의 사수 안정성 확보를 위해서는 사수와 추진기관 간 안전거리 설계가 필요하다. 그리고 안전거리 설계를 위해서는 추진기관의 배기가스 유동특성, 고체 입자 연소생성물, 추진기관 후방에서의 음압 정보 등 사수에게 위협이 될 수 있는 요인들에 대한 정보가 요구된다.

따라서 추진기관의 배기가스 유동해석기술 획득과 안전거리 설계를 위한 기초자료를 확보하기 위하여 유동해석을 수행하였다. 추진기관의 배기가스 유동해석기법을 검증하기 위해 해석결과와 IR 카메라로 획득된 실험결과를 정성적으로 비교했으며, 보유한 IR 카메라 장비로 획득할 수 없었던 온도분포결과를 예측하였다.

연소실 압력이 가장 큰 경우에 배기가스의 모멘텀이 최대이며, 이때 배기가스로 인한 위험거리가 최대일 것으로 예상하였다. 내탄도 해석 및 실험으로부터 연소실의 최대 압력이 각각 87.51, 88.28bar임을 고려하여, 유동해석에서는 노즐 입구부의 압력을 90bar로 선정했다.

계산비용 감축을 위해 화학반응은 고려하지 않았으며, 연소실 이후에서 배기가스가 화학적 평형인 상태임을 가정하여 해석을 수행하였다.

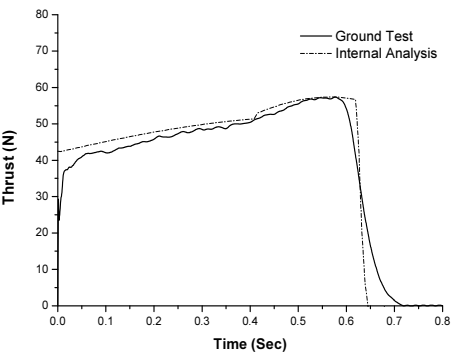
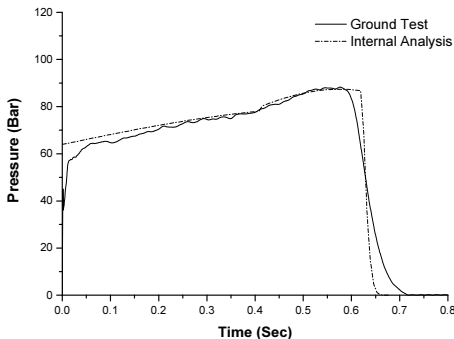


Fig. 5 Results of ground test of H/T Motor.

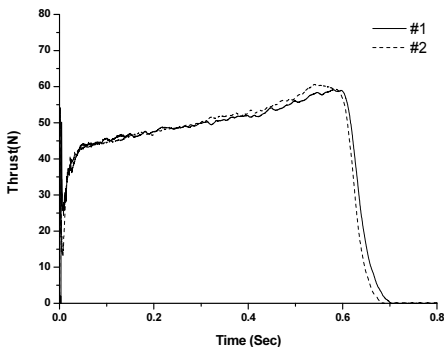


Fig. 6 Results of ground test of F/T Motor.

Table 4. Properties of Burnt gas.

Properties	Value
Chamber pressure, $P_c$	90 bar
Chamber temperature, $T_c$	2565 K
Specific Heat, $C_p$	1992.9 J/kg · K
Molecular weight, $M$	24.514
Viscosity, $\mu$	8.517e-05 kg/m · K
Thermal Conductivity, $k$	0.28811 W/m · K



배기가스의 물성치는 CEA (Chemical Equilibrium Analysis) 코드를 사용하여 도출했으며, 그 값은 Table 4.과 같다[7].

2차원 축대칭 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes 식을 사용하여 정상상태 해석을 수행하였다. 공간차분은 Roe의 flux-difference splitting 기법과 2차 정확도의 풍상차분기법을 적용하였으며, 난류모델로 k-epsilon standard 모델을 사용하였다. 총 사용한 격자의 수는 22만개이며, 벽면에서  $y+$ 는 50 이하이다(Fig. 7). 본 해석은 상업용 열·유체 시뮬레이션 도구인 Fluent 2019 R2를 사용하여 수행되었다.

유동해석의 계산 영역은 Fig. 8과 같이 노즐 내부와 외기영역으로 구성된다. 노즐 출구의 유동이 외기에 의한 영향이 없도록 노즐 출구 직경의 60배인 외기영역을 추가하였다.

경계조건으로 노즐 벽면의 경우 no-slip, 단열 조건으로 설정하였으며 노즐 입구의 압력( $P_c$ ) 및 온도( $T_c$ )는 각각 90bar, 2565K으로 설정하였다. 외기영역의 경우, x축 방향의 시작영역은 벽면으로 설정하여 no-slip, 단열조건을 부여했고 끝영역은 출구압력을 대기압으로 설정하였다. 외기영

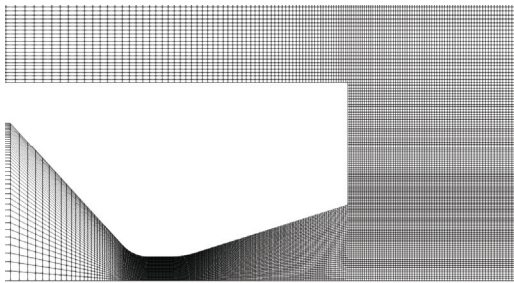


Fig. 7 Grid near the nozzle.

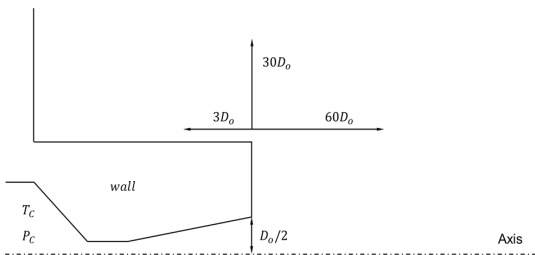


Fig. 8 Schematic diagram of computational domain.

역의 y축 방향 경계조건은 symmetry 조건을 부여하였다.

Fig. 9는 노즐 배기가스 유동의 압력, Mach 수, 밀도 그리고 온도 컨투어이며, Fig. 10은 노즐 배기가스의 중심부를 따라, 출구로부터 떨어진 거리에 대한 압력, Mach 수, 밀도 그리고 온도 그래프이다. 해석결과 노즐 배기가스의 유동에서 노즐 출구로부터 10cm 근방까지 Mach 디스크가 유지되며, 급격한 압력 및 밀도 변화가 관측되었다. 또한 노즐 배기가스 유동의 중심부 온도는 출구로부터 급감하여 45cm 근방에서 400K까지 떨어진다.

실제 지상연소시험을 통한 노즐 배기가스 유동의 중심부 온도변화를 IR 카메라로 획득하였으며, 카메라 자체 자동 온도 색변환 스펙으로 인하여 온도 스케일에 대한 정보는 획득하지 못하였다. 하지만 연소시간동안 출구로부터 가스 온도에 따른 화염 형상 및 가스 분포를 확인할 수 있었으며 Fig. 11에 나타내었다. IR 카메라 영상 분석 결과 노즐 출구로부터 0.5m 근방까지 유동의 온도가 급격하게 변화하고 0.5m 지점 이후부터 유동의 온도는 완만하게 떨어지며, 1m

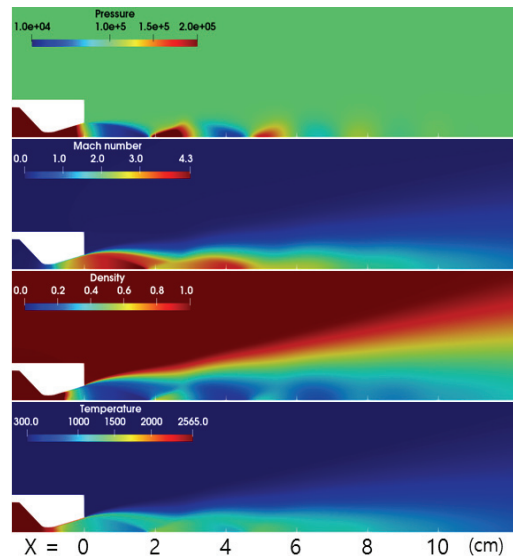


Fig. 9 Contours for pressure, Mach number, density, and temperature near nozzle region.

근방에서 노즐 배기가스 유동의 온도가 상온(파란색)에 도달한 것이 관측 되었다.

## 5. 결 론

본 개발에서는 소형 그레인 제작에 용이한 열가소성 추진제를 이용하여 초소형 추진기관을 개발하고 성능을 검증하였다.

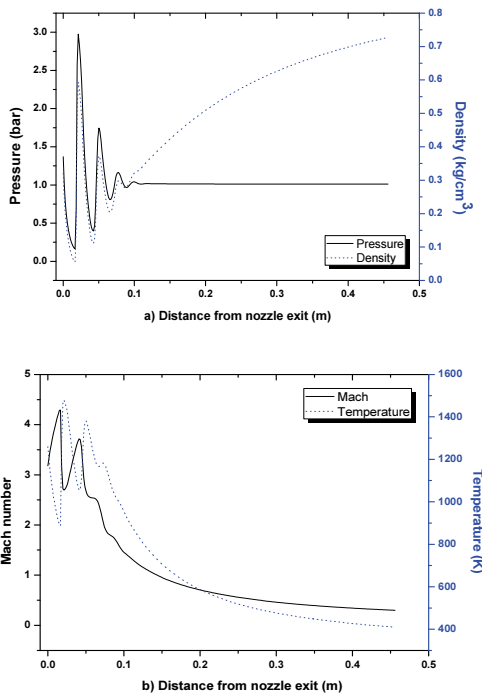


Fig. 10 a) Pressure and density, b) Mach number and temperature on the jet centerline.

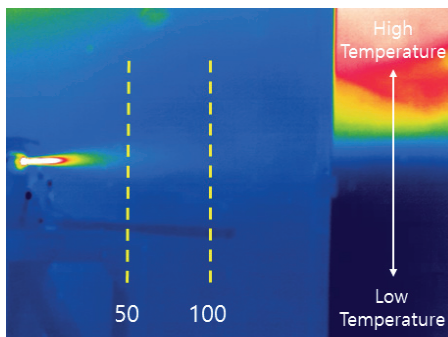


Fig. 11 Flame length of H/T Motor ground test. (Unit, cm)

추진제의 성능과 점화특성을 향상시키기 위해 기존 추진제 조성 대비 AP 함량을 증가시켜 비추력을 향상시키고, 4-slot 형상의 그레인으로 설계하여 체계요구 조건인 80N이하의 추력을 충족하였다.

실제 연소시험을 통해 지상연소시험 및 비행용 추진기관의 추력-시간 선도 그래프의 재현성을 확보하여 구조적인 결함 없이 그레인 설계의 적합성과 추진기관 요구 성능을 만족하였다.

그리고 초소형 스마트 탄의 배기가스 유동해석기술 및 사수 안전거리 설계 기초자료 확보를 위하여 유동해석을 수행하였다. 노즐 배기가스의 중심부 온도가 출구로부터 급감하여 45cm근방에서 400K까지 감소하는 것이 해석 결과에서 확인되었다. 지상연소시험의 IR 카메라로 촬영된 배기가스 온도가 노즐 출구로부터 0.5m 근방까지 급격하게 감소하고 1m 근방에서 상온에 도달하는 것을 고려할 때, 정성적으로 합리적인 해석 결과가 도출된 것으로 판단되었으며, 사수 안전거리는 1 m 이상으로 설정 할 수 있었다.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소 초소형 스마트 무장 최적구현 시제 사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

## References

1. Lee, S.H., Cho, H.J., Cho, Y.K. and Bang, H.C., "Recent status on Miniature Smart-bullet Techniques", *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 3, pp. 272-281, 2015.
2. Kubota, N. and Hirata, N., "Inhibition reaction of LiF on the Combustion of Ammonium Perchlorate Propellants." *Twentieth Symposium International Symposium on Combustion*, The Combustion Institute, pp.

- 2051-2056, 1984.
3. Lee, H.G., Jung, H.Y., Cho, J.H., Lee, Y.G. and Lee, H.J. "Study of the Inhibition on the Combustion of PEBAX/AP Thermoplastic Propellant", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 5, pp. 301-309, 2019.
  4. Trache, D., Maggi, F., Palmucci, I., DeLuca, L.T., Khimeche, K., Fassina, M., Dossi, S. and Colombo, G., "Effect of amide-based compounds on the combustion characteristics of composite solid rocket propellants" *Arabian Journal of Chemistry*, Vol. 12, pp. 3639-3651, 2019.
  5. Ghorpade, V.G., Dey, A., Jawale, L.S., Kotbagi, A.M., Kumar, A., and Gupta. M., "Study of Burn Rate Suppressants in AP-Based Composite Propellants" *Propellants Explos. Pyrotech.*, Vol. 35, No. 1, pp. 53-56, 2010.
  6. Ryu, T.H., Jung, E.H., Lee, K.Y., Choi, J.S., Khil, T.O., Kim, M.H., Cho, J.H., Lee, Y.S. and Choi, S.H., "Optimal Design of Tiny Rocket Propulsion System Using Thermoplastic Solid Propellant" *KSPE Spring Conference*, pp. 301-309, May 2019.
  7. Kang, S.I. and Huh, H.I., "A CFD Study for Rocket Exhaust Flow Using Single Species, Unreacted Flow Model," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 11, No. 1, pp. 126-134, 2012.