

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.6.091>

## 고체 추진제의 기계물성 최적화 연구

최용규<sup>a,\*</sup> · 류태하<sup>a</sup> · 김낙현<sup>a</sup> · 김정은<sup>a</sup>

# A Study on the Mechanical Properties Optimization of Solid Propellant

Yongkyu Choi<sup>a,\*</sup> · Taeha Ryu<sup>a</sup> · Nakhyun Kim<sup>a</sup> · Jeongeun Kim<sup>a</sup>

<sup>a</sup>2<sup>nd</sup> Project Team, Core Tech R&D Center, LIG Nex1 Co., Ltd., Korea

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

### ABSTRACT

The limit values of mechanical properties(MPs) of HTPB/AP/Al Solid Propellant was reviewed according to the rocket motor development procedures and the in-process values of MPs were analyzed by the tool of Process Capability Index. Based on finding the dependency among MPs, the optimization is proposed for reducing the properties defects and for improving the rocket grain safeties.

### 초 록

HTPB/AP/Al 계열의 혼합형 열경화 추진제를 적용한 로켓 연구개발에 있어서의 추진제 기계물성 규격을 정하는 일련의 과정을 고찰하고, 공정지수를 통하여 추진제 제조에서의 공정관리를 분석하였다. 이를 근간으로 기계물성간의 종속성을 분석하고 최적화 물성을 제시함으로써 불량률을 제거하는 공정 안전도 향상뿐만 아니라 추진제 그레이의 구조적 안전도 상승에도 기여할 것이다.

Key Words: HTPB/AP/Al, Composite Solid Propellant(혼합형 고체추진제), Process Capability Index(공력능력지수), Dependency Among Mechanical Properties(기계물성 종속성), Mechanical Properties Optimization(기계물성 최적화)

### 1. 서 론

고체 추진기관은 운용신속성의 장점으로 거의

모든 유도무기의 동력원으로 사용되고 있으며, 그중에서 HTPB/AP/Al 계열의 추진제는 경제성, 제조편리성 및 장기저장성에서 우수하여 고체추진제의 대부분을 차지하고 있다.

이러한 고체추진제는 산화제인 AP와 연료인 HTPB 및 Al으로 대분되며, 물성도 연소특성과 기계특성으로 대분된다. 연소특성의 주요인자인 연소속도 6~10 mm/s @1000 psi 범위의 결정은

Received 11 May 2015 / Revised 4 November 2015 / Accepted 9 November 2015  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회(2014. 12. 17-19, 강원랜드 호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

단순하여 AP 입자 크기와 분포 및 연소축매로 제어하기 쉬우며, 노화특성도 큰 변화가 없는 것으로 알려져 있을 뿐만 아니라 이와 관련된 많은 연구가 국내외로 이루어져 있다. 그러나 기계 특성은 비선형 점탄성구성방정식의 연구가 아직도 꾸준히 제시되고 있으며[1], 특히 노화거동에 있어서는 매우 복잡하여 이론적 접근방법으로는 거의 불가능하다. 따라서 이론과 실험을 병행하여, 물성실험과 과부하 환경하중을 적용한 후 비파괴검사와 연소시험으로 성능을 평가하여 안전유무를 진단하는 것이 현재의 정통방식이다. 인위적 로트 단위의 그룹 평가는 통계학적 자료에 근거한 확률이론을 적용하고 있다.

본 논문에서는 이러한 통계학적 확률이론을 뒷받침하는 고체추진제의 물성관리와 설계개발자의 해석에 의한 요구 물성을 최적화하는 방안을 제시하고자 한다.

2. 연구개발과정에서의 설계자 요구물성

2.1 연구개발과정

로켓추진기관 연구과정은 Fig. 1과 같이 매 단계마다 재료, 설계, 검증으로 구성된다[2].

본 논문에서는 개념 설계로 부터 개발가능하다고 판단된 이후 예비설계에서부터의 추진제 물성 관리와 최적화 관점에서 설명하기로 한다.

2.2 소재선택 시험

Fig. 2는 소재 선택시 고려되는 인자에 대한 흐름도로서, 추진제의 특성은 고체입자의 조성량, 입자크기와 분포, 그리고 바인더 량에 의해 크게 결정은 되며, 첨가제에 의해 물성과 공정 인자가 미세 조종된다.

2.3 적용소재 특성시험

체계요구조건에 맞는 추진제 원료와 조성이 구체화 되면 Table 1과 같이 점진적으로 특성시험을 수행한다. 신물질인 경우, 온도, 충격, 마찰 및 정전기 등의 안전시험이 우선되어야 하며, 이후 연소/기계/공정 특성을 규명하고, 최종적으로

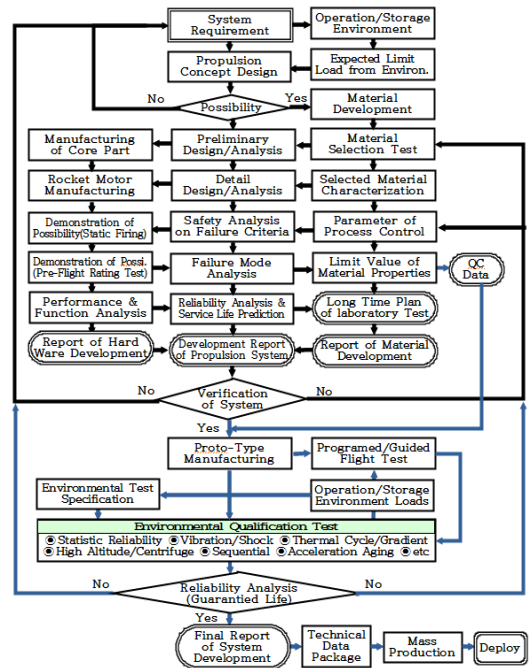


Fig. 1 Solid rocket development procedure.

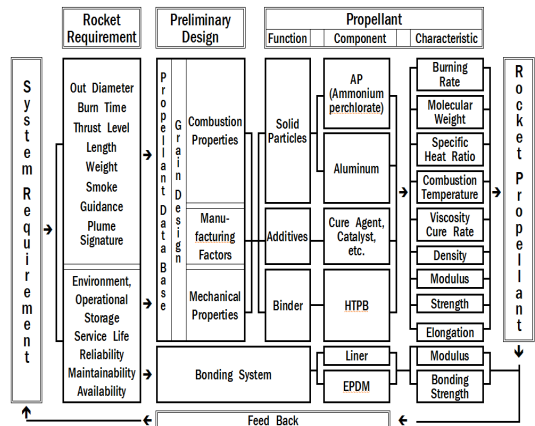


Fig. 2 Flow chart for the selection of propellant parameters.

로 공정/물성을 산출함으로써 실제 50 Gal. 이상의 Mixer 적용단계까지 이루게 된다.

적용소재 특성시험에서 산출된 연소/기계 특성을 적용하여 추진기관 설계팀은 내탄도 설계와 그레인 구조해석을 수행하여 안전도 해석을 수행하게 된다. 구조해석에는 운용환경을 고려한

Table 1. Characteristics analyzing procedure in development of solid propellant.

Step	New Material /Formulation Development	Fundamental Formulation Set-Up	Existing Formulation Modification	Process Control /Material Characteristics	Finishing the Development of Propellant Formulation
Batch Size	50g	1lb	10lb	300lb	
Object	Initial Safety	Safety Verification	Basic Properties Evaluation	Characteristics Verification	
Test	<ul style="list-style-type: none"> <li>• DTA</li> <li>• Impact</li> <li>• Friction</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• NOL</li> <li>• Cube Test</li> <li>• Thermal Stability</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Burning Rate</li> <li>• Mechanical Properties (Prop/Bond)</li> <li>• Viscosity</li> <li>• Raw Material QC</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Burning Rate -SubScale Motor -Demo. Motor</li> <li>• Mechanical Properties -Temp. Range/Cycle -Bond Strength</li> <li>• Viscosity/Torque -Pot. Life/Cure Temp.</li> <li>• Aging Test</li> <li>• Combustion Instability</li> </ul>	Application of manufacturing process

임계하중을 적용하게 되며, 이때 필요한 추진/라이너 물성은 열팽창계수, Relaxation 모듈러스 (Modulus), 포아송비 등이며, FEM Code를 활용한 결과 값에 노화상수와 일축/이축 계수를 고려하여 잠정적인 추진제 물성 Limit 값을 결정하게 된다. 일반적으로 추진기관 체계가 요구하는 추진제 물성은 Fig. 3과 같은  $S_m$ ,  $e_m$ ,  $e_r$ ,  $E_0$ 와 라이너와의 접착물성  $\sigma_b$ ,  $\tau_b$ 이다.

과표기준으로는 해석기관마다 차이가 있으나 1)추진제 Inner Bore에 주변형률 이론, 2)라이너 접착부위에는 주 응력이론, 3)접착부위 끝단은 주 전단응력이론이 적용된다. 따라서 이에 상응하는 허용기계강도와 연신률을 요구하는 것이다. 추진제 내부 변형률과 관련하여, 대한민국의 년/일교차온도 즉 온도하중에서는  $e_m$  이상을 안 넘는다. 조금 탄성영역을 벗어났다고 하더라도  $e_m$ 까지는 체적 팽창(Volume Dilatation)이 미소하여 반복하중으로 인한 비선형성의 영향이 작은 영역으로 알려져 있다. 이는 축적 손상 (Accumulated Damage)의 효과가 작다는 뜻이며, 오랜 수명유지가 가능하다는 의미이다.

24 공정조절변수 산출

추진제원료는 Batch 마다 미세한 차이가 있으므로 원료분석이 매우 중요하다. 따라서 Batch가 바뀔 때마다 이화학 분석뿐만 아니라 1 Gal. Mixer를 활용하여 공정조절 변수를 산출하여야 하며, 원활한 충전을 위한 점도조절, AP 입자분포에 따른 연소속도 조절, 그리고 접착력 강화를

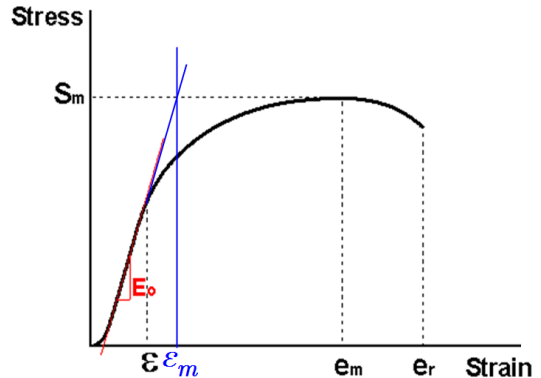


Fig. 3 Typical Stress-Strain curve of solid propellant.

Table 2. Additive, function and material designation.

Additive	Function	Material
Cure Agent	Binder Cross-Linking	DDI, IPDI, TDI
Plasticizer	Improve MPs Reduce Viscosity	DOA, DOS, DOZ
Cure Catalyst	Curing Rate Control	TPB, FeAA etc.
Combustion Stabilizer	Prevent the Instability	Al2O3, ZrC, Carbon
Combustion Catalys	Buringo Rate Control	Fe2O3, Cr2O3
Anti-oxidant	Improve Aging Characterist	Protech, AO2246
Bonding Agent	Improve MPs	HX-752, TEPANOL

위해 소량의 첨가제량이 조절된다. 첨가제로는 Table 2와 같은 기능의 물질이 있다[3,4].

MPs : Mechanical Properties

이러한 첨가제는 충전 공정중의 점도를 조절하여 추진제내 기포생성 억제와 Cure Equivalent Ratio (NCO/OH)등의 Chain Network을 조절하는 기능 및 연소속도 조절, 기계물성, 노화경향을 개선하는 목적이 있다. 문헌

에는 소량이지만 물성변화에 민감하여 투입량에 따른 변화 연구가 상당히 많이 되어 있다[5,6].

3. 연구개발과정에서의 공정관리

3.1 추진제 특성 공정관리

공정관리는 약간의 통계와 확률이론이 필요하다. 추진기관에서의 공정관리는 설계해석으로부터 계산된 체계요구 값이기 때문에 달성되어야 할 목표이고, 또한 전수검사를 요구하고 있으므로 시료(Sampling) 검사 방법인 AQL(Acceptable Quality Level)과 같은 확률론에 의한 복잡한 이론이 불필요하다.

따라서 공정관리는 Fig. 4와 같이 계량형의 평균(CL: Center Line), 경고한계(WL: Warning Limit), 제어한계(CL: Control Limit)로 관리한다. 관리방법으로 Fig. 5와 같이 치우침 감지 공정능력지수(Cpk)를 적용시킨다.

본 논문에 적용된 고체 추진제 공정제어도표

와 공정지수는 각각 Fig. 6, Fig. 7과 같으며, 공정이 진행되어 감에 따라 물성 안정화되어 감할 수 있으며, 이는 공정능력제어지수로 꾸준히

Table 2. Condition and measure due to C<sub>PK</sub> class.

Range	Class	Condition	Measure
Cpk ≥ 1.67	S	Sufficiency	Simplify Control/Cost Reduction
1.67 ≥ Cpk ≥ 1.33	A	Satisfaction	Maintain Current State
1.33 ≥ Cpk ≥ 1.00	B	Good	Process Control Tightly
1.00 > Cpk ≥ 0.67	C	Lack	Improve the Process Control
0.67 > Cpk	D	Insufficiency	Investigate the cause

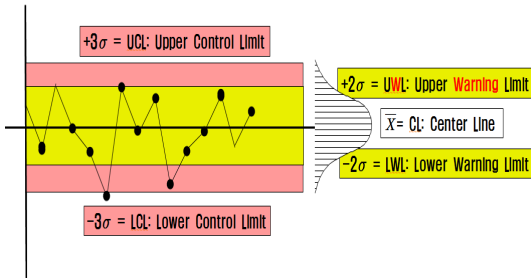


Fig. 4 Process control chart.

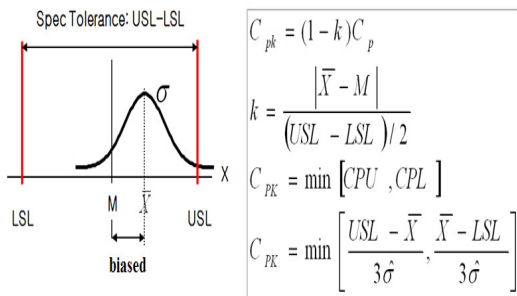


Fig. 5 Process capability index C<sub>PK</sub>.

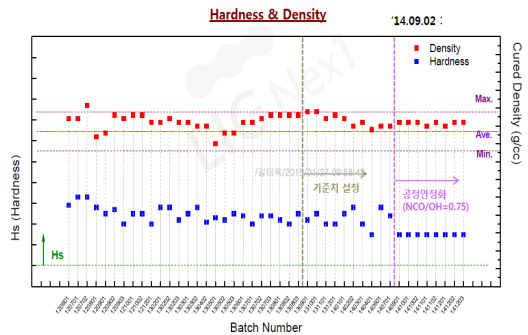
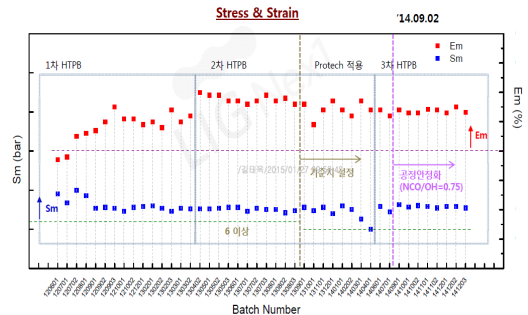


Fig. 6 Process control results of e<sub>m</sub>, S<sub>m</sub>, Hs and density.

Specimen	JANNAF Tensile Uniaxial						Shear: Cubic		Peel	Burn Rate
	$S_m$	$\epsilon$ ( $\rightarrow S_m/E$ )	$e_m$	$e_b(\%)$	$E_0$ 20-60	Shore A	$\tau_b$	$\sigma_b$	Peel	$r_{SP} @$ 1Kpsia
Cpk	1.487	1.215	0.761		0.436		1.932	0.982		0.378
Ave.	1.294	1.780	1.160	1.000	1.000	1.000	1.624	1.188	1.000	1.000
Sigma	0.117	0.334	0.131	0.112	0.244	0.053	0.174	0.117	0.341	0.021

Fig. 7 Final process capability index of propellant mechanical properties.

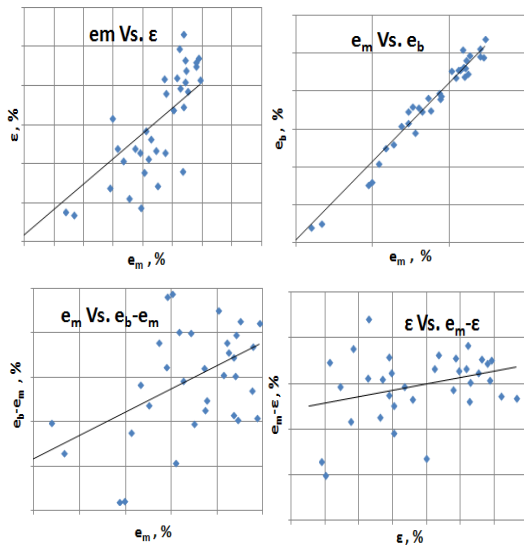


Fig. 8 Dependency of elongation properties.

감시 분석한 결과이다.

3.2 추진제 특성 연관성 분석

3.2.1  $e_m$  Group

추진제는 열하중 때문에 어느 정도 연신률이 필요하다. 즉 연신률은 Case bonded Solid Rocket Motor의 추진제 기계특성에 가장 중요한 물성으로서, 탄성영역( $\epsilon$ )  $\Rightarrow$  체적팽창(Volume Dilatation = 최대하중 지점)( $e_m$ ) $\Rightarrow$  크랙진전 & 파단( $e_b$ )으로 구분되며, Fig. 8와 같이  $\epsilon$ ,  $e_m$ ,  $e_b$ 가 서로 종속되는 경향이다. 탄성영역과 체적팽창까지는 종속성이 있으나, 최대하중이후 크랙발생 및 파단까지는 연관성이 없어 보인다.

또한 추진제 연신률과 모듈러스는 Fig. 9와 같이 서로 반대 경향이 있다. 이는 최대 인장강도,

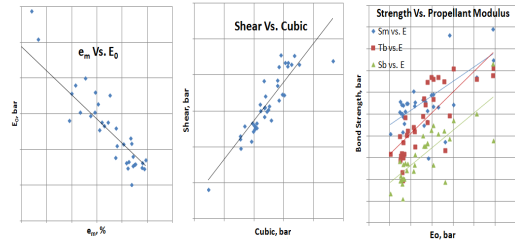


Fig. 9 Elongation, strength & Modulus dependency.

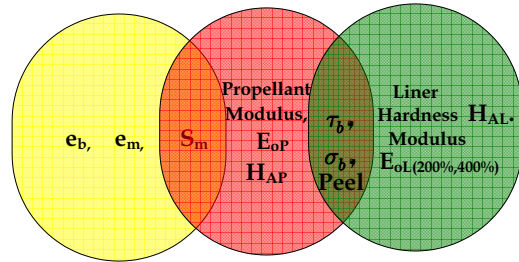


Fig. 10 Dependency of mechanical properties.

접착인장, 접착전단과도 반대 경향을 나타낸다.

3.2.2  $E_0$  Group

모듈러스는 강도를 지배한다. 엄밀히 말하자면 접착면의 인장은 없다. 즉 접착면에는 힘의 평형 (Force Equilibrium)만이 존재할 뿐이다.  $S_m$ 은 모듈러스와 연신률간의 가교적 관계가 있다. 모듈러스 그룹에는( $E_0$ ,  $S_m$ ,  $\tau_b$ ,  $\sigma_b$ ,  $H_A$ ) 그리고 약간의 경향성을 갖고 있는 Peel 값이다.

3.2.3 Liner Modulus Group

본 분석에는 Liner 모듈러스가 없으나 이는 접착강도를 지배한다. 즉  $E_L$ ,  $\tau_b$ ,  $\sigma_b$ , Peel,  $H_{AP}$ ,  $H_{AL}$ 가 한 그룹이다.

이를 그룹화하여 표현하면, Fig. 10과 같다.

3.3 추진제 정상화(Normalization)분석

3.2항에서 분석한 Fig. 10과 같은 직관적 개념을 구체화하고, 본 연구의 목표인 물성 최적화를 위해 잠정적 물성 규격에 대하여 정규화하고 회귀분석을 통해 Fig. 11과 같은 각 물성간의 종속 여부를 정량화하였으며, Table 3으로 경향성의 강도를 표현하였다.

$R^2$	$r_b$	$S_m$	$\epsilon$	$e_m$	$e_b$	E	$H_A$	$T_{bnd}$	$C_{bnd}$	Peel
$r_b$	$y = -0.030x + 0.9611$ $R^2 = 2.84\%$	$y = -0.0131x + 0.9809$ $R^2 = 1.30\%$	$y = -0.0221x + 0.9729$ $R^2 = 1.92\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$	$y = -0.0148x + 0.9579$ $R^2 = 1.42\%$
$S_m$	$y = -0.7302x + 0.2698$ $R^2 = 2.81\%$	$y = -0.0844x + 1.0844$ $R^2 = 3.07\%$	$y = -0.4063x + 1.4063$ $R^2 = 25.65\%$	$y = -0.4208x + 1.4208$ $R^2 = 28.4\%$	$y = -0.2927x + 0.7973$ $R^2 = 30.05\%$	$y = -0.2927x + 0.7973$ $R^2 = 30.05\%$	$y = -0.2927x + 0.7973$ $R^2 = 30.05\%$	$y = -0.2927x + 0.7973$ $R^2 = 30.05\%$	$y = -0.2927x + 0.7973$ $R^2 = 30.05\%$	$y = -0.2927x + 0.7973$ $R^2 = 30.05\%$
$\epsilon$	$y = -0.0907x + 0.0607$ $R^2 = 1.39\%$	$y = -0.364x + 1.384$ $R^2 = 3.07\%$	$y = -0.4126x + 0.4126$ $R^2 = 71.86\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.338x + 0.338$ $R^2 = 64.09\%$
$e_m$	$y = -0.7596x + 0.2404$ $R^2 = 1.98\%$	$y = -0.6313x + 1.6313$ $R^2 = 25.65\%$	$y = -0.5088x + 0.4912$ $R^2 = 71.86\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.3932x + 0.3932$ $R^2 = 97.27\%$
$e_b$	$y = -0.6413x + 0.3587$ $R^2 = 1.74\%$	$y = -0.479x + 1.6822$ $R^2 = 28.40\%$	$y = -0.9632x + 0.521$ $R^2 = 64.09\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$	$y = -0.8932x + 0.8932$ $R^2 = 97.27\%$
E	$y = -2.031x + 3.031$ $R^2 = 3.01\%$	$y = -1.4825x + 1.6313$ $R^2 = 30.05\%$	$y = -2.0272x + 2.1955$ $R^2 = 80.13\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$	$y = -1.9637x + 2.0272$ $R^2 = 87.32\%$
$H_A$	$y = -0.395x + 0.605$ $R^2 = 0.82\%$	$y = -0.3746x + 0.6254$ $R^2 = 1.1812$	$y = -0.1812x + 1.363$ $R^2 = 41.16\%$	$y = -0.3963x + 1.3729$ $R^2 = 62.4\%$	$y = -0.3729x + 0.8299$ $R^2 = 61.50\%$	$y = -0.3729x + 0.8299$ $R^2 = 61.50\%$	$y = -0.3729x + 0.8299$ $R^2 = 61.50\%$	$y = -0.3729x + 0.8299$ $R^2 = 61.50\%$	$y = -0.3729x + 0.8299$ $R^2 = 61.50\%$	$y = -0.3729x + 0.8299$ $R^2 = 61.50\%$
$T_{bnd}$	$y = -0.5823x + 0.9138$ $R^2 = 10.26\%$	$y = -0.5773x + 0.4214$ $R^2 = 23.23\%$	$y = -0.4167x + 1.4217$ $R^2 = 55.39\%$	$y = -0.6956x + 1.7005$ $R^2 = 55.39\%$	$y = -0.6916x + 1.6973$ $R^2 = 52.78\%$	$y = -0.316x + 0.6882$ $R^2 = 57.06\%$	$y = -1.3402x + 0.3383$ $R^2 = 48.37\%$	$y = -1.3402x + 0.3383$ $R^2 = 48.37\%$	$y = -1.3402x + 0.3383$ $R^2 = 48.37\%$	$y = -1.3402x + 0.3383$ $R^2 = 48.37\%$
$C_{bnd}$	$y = -0.0917x + 0.9138$ $R^2 = 0.04\%$	$y = -0.7806x + 1.3075$ $R^2 = 42.27\%$	$y = -0.3891x + 1.3075$ $R^2 = 63.66\%$	$y = -0.7123x + 1.721$ $R^2 = 64.51\%$	$y = -0.73x + 1.7395$ $R^2 = 65.33\%$	$y = -0.341x + 0.685$ $R^2 = 73.79\%$	$y = -1.3402x + 0.437$ $R^2 = 54.47\%$	$y = -1.3402x + 0.437$ $R^2 = 54.47\%$	$y = -1.3402x + 0.437$ $R^2 = 54.47\%$	$y = -1.3402x + 0.437$ $R^2 = 54.47\%$
Peel	$y = -1.4293x + 2.4348$ $R^2 = 0.76\%$	$y = -0.0896x + 0.7474$ $R^2 = 1.88\%$	$y = -0.2553x + 0.729$ $R^2 = 0.78\%$	$y = -0.2744x + 0.729$ $R^2 = 0.77\%$	$y = -0.2701x + 0.725$ $R^2 = 1.51\%$	$y = -0.1711x + 1.1755$ $R^2 = 4.61\%$	$y = -1.3745x + 2.379$ $R^2 = 23.34\%$	$y = -1.3745x + 2.379$ $R^2 = 23.34\%$	$y = -1.3745x + 2.379$ $R^2 = 23.34\%$	$y = -1.3745x + 2.379$ $R^2 = 23.34\%$

Fig. 11 Dependency of propellant characteristics by 1<sup>st</sup> order of regression analysis.

Table 3. Tendency of relation between propellant combustion and mechanical characteristics.

	$r_b$	$S_m$	$\epsilon$	$e_m$	$e_b$	E	$H_A$	$T_{bnd}$	$C_{bnd}$	Peel
$r_b$	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔
$S_m$	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔	↔
$\epsilon$	↔	↔	↔	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
$e_m$	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
$e_b$	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
E	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
$H_A$	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
$T_{bnd}$	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
$C_{bnd}$	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔
Peel	↔	↗	↗	↗	↗	↘	↔	↔	↔	↔

4. 결 론

공정관리와 분석을 통한 결론은 다음과 같다.

- 제조공정의 기술 축적과 공정도 관리결과로서, Fig. 6과 같이 추진제 제조공정은 점차 안정화 되는 경향으로 가고 있다.
- 공정안전도는 Fig 7과 같이  $e_m = 1.16$ ,  $S_m = 1.29$ ,  $\tau_b = 1.62$ ,  $\sigma_b = 1.19$ 로서  $e_m$ 이 제일 낮다. Fig. 10~11과 Table 3을 통해 추진제 모듈러스

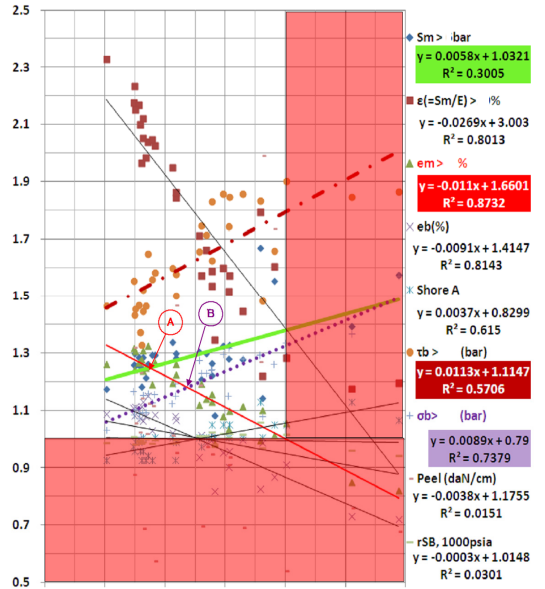


Fig. 12 Mechanical properties dependency on modulus and optimum points for the allowable limit values.

가 고체 추진제 물성의 중간 가교 역할을 한다는 점을 인지하였다. 따라서 기계물성 최적화를 위해 추진제 종속성분석에 근거한 추진제 모듈러스를 기준으로 정상화 선도를 그리면 Fig. 12과 같다.

- 공정안전도가 제일 낮은 추진제 자체 만으로의 최적화는 Fig. 12의 A Point와 같이  $e_m$ ,  $S_m$  교점인 1.25가 최적으로 판단되며, 그때의 물성과 안전율은 다음과 같이 개선된 공정안전도를 구할 수 있다.

$$S_m: 1.25, e_m: 1.25, \tau_b : 1.53, \sigma_b : 1.12$$

(공정안전도 증가는 추진제 그레인 구조안전도 증가를 의미한다. 다만 표준편차를 줄여야 신뢰도가 높아지므로 편차를 줄이는 노력이 필요하다.)

고려사항

- A Point 경우 Cubic Tensile Bond Strength의 안전율이 더 낮아지는 경향이 있다. 따라서 B Point를 최적 목표로 한다면  $\sigma_b$ ,  $e_m$  모

두 1.18정도의 안전율을 보일 것이나, 추진제 라이너의 노화경향이 취성(Hardening)화 방향이므로 A Point를 선정하는 것이 옳은 판단일 것이다. 접착강도의 부족은 미접착 발생의 원인일 수 있으니, 근본적으로 Liner 조성, 접착표면 등을 검토할 필요가 있다.

- 본 논문에서는 기계적 물성만의 상관관계로 최적화 분석을 하였으나, 추후 화학적 분석에 따른 물성 최적화 방안을 연구하여야 한다. 이는 현재 물성 상승에 기여할 뿐만 아니라, 장기저장시 노화도 분석에도 필히 적용하여야 하기 때문이다.

#### References

1. Jung, G.D. and Youn, S.K., "Review of Development Trend of Non-Linear Constitutive Equations of Composite Propellant," 1996 KSPE Spring Conference, Gyeongju, Korea, pp. 85-93, May 1996.
2. Choi, Y.K. and Yang, J.S., "Research on Analysis of Propellant Characteristics and Auto-Design of Rocket(I)," 1996 KSPE Spring Conference, Gyeongju, Korea, pp. 59-73, May 1996.
3. Rho M.G., *Solid Propellant*, 1st Ed., Min Eum Sa press, Seoul, Korea, 1998.
4. Layton, L.H., "Chemical Structural Aging Studies On an HTPB Propellant," AD-A010 731, 1975.
5. Hocaoglu, O., Ozbelge, T., Pekel, F. and Ozkar, S., "Aging of HTPB/AP-Based Composite Solid Propellants, Depending on the NCO/OH and Triol/Diol Ratios," *Journal of Applied Polymer Science*, Vol. 79, Issue 6, pp. 959-964, 2001.
6. Reghunadhan, C.P., Devi Vara Prasad, C.H. and Ninan, K.N., "Effect of Process Parameters on the Viscosity of AP/Al/HTPB Based Solid Propellant Slurry," *Journal of Energy and Chemical Engineering*, Vol. 1, Issue 1, pp. 1-9, Oct. 2013.