

# 알루미늄을 이용한 고에너지 추진제의 성능 예측

Performance Prediction of Aluminized High Energy Propellant

임 유 진

305-600 대전시 유성우체국 사서함 35 호  
국방과학연구소, 4-4-3

## Abstract

To compare the performance of aluminized solid propellants, the theoretical calculation was performed for the propellants using HTPB and PEG binder and four kinds of oxidizers such as AP, HMX, ADN, and HNIW. PEG/HMX/Al and PEG/HNIW/Al showed the maximum performance at 17% of aluminum level and there was no difference in maximum performance when HMX was partially replaced with AP in PEG/HMX/AP/Al propellant. The order of performance magnitude of various propellants which the specific impulse loss calculation was considered by semi-empirical equation was like the following;

$$\text{PEG/HNIW/Al} > \left[ \frac{\text{PEG/HMX/Al}}{\text{PEG/HMX/AP/Al}} \right] > \text{HTPB/AP/Al} > \text{PEG/ADN/Al}$$

## 서 론

고체 추진제의 성능은 추진 기관의 성능과 직결되는 것으로 성능이 향상되면 고체 추진 기관 (Solid Rocket Motor)의 부피를 작게 할 수 있거나 추진 기관의 비행 거리를 연장시킬 수 있다. 3단 고체 추진 기관으로 구성된 경우에 고체 추진제의 성능이 15% 향상되면 추진 기관의 비행 거리는 약 40% 더 증가된다고 알려져 있다[4]. 특히 고에너지 추진제는 기존의 Hydroxy Terminated Polybutadiene(HTPB) 바인더에 산화제로 AP를 사용하고, 밀도와 비추력을 증가하기 위하여 Al을 약 20% 정도 사용하거나, Nitroester Polyether에 다량의 Al을 사용한 추진제가 선진국에서는 이미 실용화되어 있다. 고에너지 고체 추진제는 주로 우주 발사체의 추진 기관이나 전술형 장거리 유도 미사일의 추진 기관에 사용되는 것으로 용어의 의미 그대로 고에너지를 필요로 하는 추진 기관에만 주로 사용되는 것이다.

고체 추진제의 성능이 한단계 더 향상되려면 새로운 고밀도 고에너지 물질이 개발되어야 하는데, 이미 선진국에서 많은 연구가 이루어진 Ammonium Dinitramide(AND)[5,6]과 Hexanitro-

hexaazaisowurtzitane(HNIW)[5,7-11]를 사용한 추진제의 성능에 대해서는 이미 이론적으로 해석한 바 있다[1-3]. 그러나 추진제의 무연화에 기초를 두고 비교함으로써 보다 에너지를 높일 수 있는 금속 연료의 사용에 대한 비교 평가는 하지 않았었다. 따라서 현재까지 가장 상용성이 좋은 것으로 알려진 금속 연료, Al을 추가한 추진제의 성능 비교를 본 보고서에서 해석하고자 함이다. 여기서 선정되는 추진제의 조성은 앞으로 예상되는 고에너지 추진제의 개발에 보다 쉽게 접근할 수 있는 기초가 될 것이다.

본 연구에서 이론적으로 성능을 계산함에 있어서 대상으로 한 추진제의 원료 중 바인더로는 HTPB와 Polyethyleneglycol(PEG)을 선택하였고 산화제로는 AP, Cyclotetramethylene Tetranitramine(HMX), ADN, HNIW를 사용하였다. 이들 산화제보다 보다 고밀도 고에너지로 알려지고 있는 Cubane계 산화제[12]는 아직 실용화하기에는 너무 오랜 기간이 필요한 것으로 알려져 있어서 고려의 대상에서 제외하였다.

## 추진제 원료들의 열역학적 특성

추진제의 특성을 해석하기 전에 반드시 요구되는 것이 원료들의 밀도와 원소 구성비 및 생성열이다. 이들 자료 이외에도 연소된 기체나 고체의 열역학적인 자료인 비열, 엔탈피, 그리고 엔트로피 등의 수치가 정확하게 사용되어야 하고, 자료의 수가 많을수록 이론적 계산의 정확도가 향상된다. 표 1에는 각 원료들의 원소 구성비, 밀도, 생성열 등을 정리하였다. HTPB와 PEG 바인더의 구성 물질들은 일반적으로 사용되는 예비 중합체, 경화제, 가소제, 안정제, 산화 방지제, 결합제 등이 적절한 비율로 혼합된 것으로 구성하여 계산된 것이다. 추진제 원료의 원소 구성 비율은 같고 생성열의 값만 크지면 이론적으로 계산되는 비추력은 증가하므로 이에 대한 정확도는 매우 중요

하다고 말할 수 있다. PEG 바인더는 특히 사용된 가소제의 종류에 따라 열역학 자료가 많이 달라질 수 있는데, 본 연구에서 사용된 것은 BTTN 과 DEGDN 을 3:1 비율로 사용한 바인더의 수치이다.

추진제의 비추력 계산에 사용된 전산 프로그램은 NASA 에서 개발된 CEC(Chemical Equilibrium Code)[16]이나 이후에 보다 많은 물질들의 열역학 자료가 추가되고[17], 프로그램도 개선되어[18,19] 보다 정확도가 높은 CET93 (Chemical Equilibrium & Transport Code in 1993)을 이용하여 계산된 것이다. 그리고 이론적으로 계산된 비추력은 연소실의 압력이 6.89 MPa(1000 psia)이고 출구의 압력이 0.101 MPa (14.7 psia)일 때 최적의 출구 면적/노즐 면적(Ae/At)으로 얻어진 결과이다.

Table 1. Thermodynamic Properties of Raw Materials.

Chemicals	Chemical Formula	Density g/cc	Heat of Formation	
			Kcal/mol	cal/g
Aluminum	Al	2.70	0.0	0.0
AP	NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub>	1.95	-70.69	-601.67
HMX	C <sub>4</sub> H <sub>8</sub> N <sub>8</sub> O <sub>8</sub>	1.90	18.07	61.0
And	H <sub>4</sub> N <sub>4</sub> O <sub>4</sub>	1.82	-35.80	-288.59
HNIW	C <sub>6</sub> H <sub>6</sub> N <sub>12</sub> O <sub>12</sub>	1.98	101.0	230.49
HTPB Binder	C <sub>67.4</sub> H <sub>110</sub> O <sub>4.6</sub> N <sub>0.48</sub>	0.92	---	-263.0
PEG Binder	C <sub>25.32</sub> H <sub>45.98</sub> O <sub>32.39</sub> N <sub>9.37</sub>	1.40	---	-535.6

### 결과 및 고찰

#### HTPB 추진제

HTPB 바인더를 사용한 추진제에 AP 를 산화제로, Al 을 금속 연료로 사용한 추진제의 비추력을 그림 1 에 도시하였다. 그림 1 에서 알 수 있듯이 추진제의 비추력은 Al 의 함량이 19 ~ 24% 범위에서 최대의 비추력이 나타났으며 이러한 원료 구성으로 추진제를 제조할 경우에 제조 공정, 주조 공정, 기계적 특성 등을 고려하면 HTPB 바인더의 함량이 12% 미만으로 하기에는 어려움이 많다. 따라서 HTPB 바인더를 12% 사용하면 최대 비추력은 Al=23% 시에 264.3 s 를 나타내었다.

AP 대신에 ADN 을 사용한 추진제의 비추력은 최대 274s 정도로 높으나 ADN 의 밀도가 1.82g/cc 로 낮으므로 고체의 충전을 많이 할 수 없고, 따라서 추진제의 밀도가 낮아져서 AP 를 사용한 추진제보다 성능이 낮아질 수 밖에 없다.

HNIW 를 산화제로 사용하면 추진제의 비추력은 Al 이 약 9% 사용 시에 최대치를 나타내고 있고, Al 의 최적 함량을 벗어나면 비추력이 급격히 감소하는 경향을 보여주었다. 그러나 최대 비추력은 AP 를 사용한 추진제보다 낮은 260s 이었으며, HNIW 의 밀도가 1.98g/cc 로써 AP 보다 크므로 HTPB 바인더를 12% 사용할 수 있다고 감안하면 최대의 Impulse Density 는 461 수준으로 높은 편이 아님을 알 수 있었다.

HTPB/AP/Al 조성에서 AP 의 일부를 HMX 로 대체한 추진제의 비추력은 HMX 의 함량이 증가하더라도 매우 작게 증가하거나 감소하는 경향을 보여주고 있으며, HMX 의 함량이 증가하면 추진제의 밀도가 낮아지는 단점을 지닌다. 그러나 HMX 가 약 15 ~ 30% 사용되면 추진제의 압력 변화에 따른 추진제의 연소 속도 변화를 나타내는 Pressure Exponent 가 낮아지는 장점도 있으므로 이러한 추진제의 조성을 연구한 경우도 있다.

#### PEG 추진제

PEG 바인더에 산화제로 HMX 를 사용한 추진제의 비추력을 그림 2 에 도시하였다. Al 의 함량에 따른 비추력의 변화는 HTPB 바인더에 ADN 이나 HNIW 를 사용한 경우와 같이 최대의 비추력을 나타내는 Al 의 함량을 기준으로 Al 의 양이 증가하거나 감소하면 비추력은 많이 감소하는 경향을 보여주었다. 그리고 바인더의 함량에 따른 비추력의 변화는 HTPB 추진제에 비하여 상대적으로 적었는데, PEG 바인더 자체가 에너지를 많이 함유하고 있기 때문인 것으로 사료된다. HMX 의 밀도를 고려할 때, 고체 충전량은 75% 정도까지는 가능하며, 이때 이론적 최대 비추력은 Al 이 17% 사용 시에 272 s 이었고, 추진제의 밀도는 1.83 g/cc 으로 계산되었으며 최대 Impulse Density 는 498 로써 HTPB/AP/Al 추진제에서 얻어진 482 보다 높게 나타났다.

HMX 만을 산화제로 사용한 추진제는 연소 속도를 변화시키기 어려운 문제가 있으며, HMX 의 일부를 AP 로 대체하면 연소 속도의 범위를 매우 넓게 확장할 수 있다. 따라서 HMX 의 일부를 AP 로 대체한 추진제의 비추력 산출 결과를 그림 3 에 도시하였다. PEG 바인더의 양을 25%로 고정하였을 때, AP 의 함량 변화에 따른 추진제의 비추력을 보여준 그림 3 에서 Al 의 함량이 25% 미만

에서는 최대의 비추력을 나타내는 최적의 AP 함량이 존재한다는 것을 알 수 있었다. 비추력은 AP의 함량이 증가하면서 약간씩 낮아지지만 AP의 밀도가 HMX보다 높아서 추진제의 밀도가 크지는 장점을 지니고 있다.

PEG 바인더에 산화제로 ADN을 사용하면 그림 4에서 알 수 있듯이 바인더의 함량 변화에 따라 추진제의 비추력 변화가 거의 없음을 알 수 있다. 이러한 사실로부터 PEG 바인더의 에너지 정도가 ADN과 매우 유사하다고 말할 수 있다. 그리고 최대의 비추력은 271.8 s 정도로 높으나 ADN으로 인하여 추진제의 밀도가 낮고 고체 충전량도 많이 할 수 없는 것이 크다란 단점이다. 이 추진제 조성으로는 고체 충전량을 28% 이상하기가 매우 어려울 것으로 기대된다. ADN의 일부를 AP로 대체할 경우에 AP의 양이 증가할수록 추진제의 비추력은 감소하는 경향을 보여주었다. 이것은 추진제의 Oxygen Balance 측면에서 고려할 때, 산소가 너무 과다하기 때문인 것으로 판단된다. HMX를 ADN의 일부와 대체하면 HMX의 양이 증가하더라도 비추력은 거의 변화가 없는 것으로 나타났다.

PEG 바인더에 산화제로 HNIW를 사용하면 최대의 비추력을 나타내는 AI 양이 결정되고 그 이상의 AI를 추가하면 비추력이 급격히 감소하는 경향을 보여주었다(그림 5 참조). AI의 함량이 증가하면 추진제의 밀도는 당연히 증가하나 최적의 AI 양을 초과할 때 비추력의 감소 정도가 너무 커서, 이 추진제에서는 최대의 Impulse Density를 나타내는 최적의 AI 함량도 최대의 비추력을 나타낸 경향과 동일하였다. HNIW의 밀도가 1.98 g/cc로 매우 높아서 PEG 바인더를 24% 정도로 적게 사용할 수 있을 것으로 기대되며, 이 때의 최대 Impulse Density는 AI = 17%에서 512로 현재까지 고려했던 어느 추진제 조성보다도 높은 값을 나타내었다.

PEG 바인더에 HNIW와 AP를 혼용하는 추진제에서는 AP의 함량이 증가할수록 추진제의 비추력은 감소하는 것으로 나타났었다. 그리고 PEG 바인더에 HNIW와 HMX를 혼용하는 추진제에서는 AP를 혼용한 경우와는 달리 HMX의 함량이 증가하더라도 추진제의 비추력은 별로 변하지 않는 것으로 나타났었다.

본 연구에서 고려한 금속 연료인 AI는 연소가 된 후에  $Al_2O_3$  산화물로 추진 기관 연소실에서 분출이 되는 데, 이들이 기체의 유속보다 느리게 노즐을 통과함으로써, 추력에서 손실이 발생한다. 따라서 AI의 함량이 많을수록 추진제의 비추력이 증가하지만 이로 인한 추력 손실도 증가하는 경향을 나타내는 것이 일반적이다[15]. 그리고 AI뿐만 아니라 사용한 바인더나 산화제의 종류에 따라 손실율이 다르며, 추진 기관의 노즐 형상과 연소실의 압력에 따라 변하는 것으로 알려져 있다[15]. AI 입자는 연소 과정에서 먼저 액체가 되어 합체되므로 입자의 크기는 원래의 크기보다 더 크지는 경우가 많으며, 입자가 크진 AI는 노즐을 나가기 전에 완전히 연소되지 못하는 경우도 발생한다[13, 14]. 그리고 AI의 합체 현상은 니트라민계 산화제를 사용한 고에너지 추진제에서 사용된 가소제의 종류에 따라 다른 현상을 나타내며, 에너지가 높은 가소제일수록 합체된 AI의 크기가 작은 것으로 발표되었다[13].

이러한 여러 가지 복잡한 현상들이 동시에 발생하므로 추진제의 실제 추력 산출을 절대적으로 할 수는 없으나, 제반 조건은 일정하다고 생각하고 추진제의 조성만 다를 경우에 계산된 비추력 손실을 이용하여 추진제의 실제적인 성능을 비교해 보았다. 본 연구에서 고려하는 비추력 효율은 다음의 식에 의해 표현된다.

$$\eta = \frac{I_{sp_d}}{I_{sp_{th}}} = \frac{I_{sp_{th}} * \eta_{TD2P} \eta_{CE} \eta_{Kin} \eta_{Sub} \eta_{EROS} - \Delta I_{sp_{TBL}}}{I_{sp_{th}}}$$

앞의 식에서,

- $I_{sp_{th}}$  : CET93 프로그램에 의해 계산된 비추력
- $I_{sp_d}$  : 실제 연소 시험에 의해 얻어지는 비추력
- $\eta_{TD2P}$  : 이차원 2상 흐름에 대한 효율
- $\eta_{CE}$  : AI의 연소 효율에 대한 보정항
- $\eta_{Kin}$  : Kinetic에 대한 보정항
- $\eta_{Sub}$  : Submerged Nozzle에 대한 보정항
- $\eta_{EROS}$  : 노즐 삭마에 대한 보정항
- $\Delta I_{sp_{TBL}}$  : 난류 경계층으로 인한 비추력 손실양

실제 계산에서는 AI의 연소 효율이 100%로 가정하였고, Submerged Nozzle로 인한 손실이 없

다고 가정하였으며, 다른 항들은 모두 고려하여 선정된 추진제의 조성에서 얻어진 손실율을 그림 6 과 7 에 도시하였다. 일반적으로 AI의 함량이 증가하면 비추력에서의 손실이 계속 증가하는 것으로 알려져 있다. 따라서 HTPB/AP/AI 추진제를 포함한 대부분의 추진제는 그림 6의 경향과 유사하지만, 그림 7에서 보여준 HTPB/HMX/AI 추진제는 AI의 함량에 따른 TD2P 손실과 전체 손실이 최대의 비추력을 보이는 AI 함량을 기준으로 AI 함량이 증가하면 오히려 손실율이 감소하는 경향을 보여주었다. 또 이와 유사한 경향을 보여준 추진제는 PEG/HNIW/AI 추진제 이었다.

본 연구에서 고찰한 추진제 조성들 중에서 높은 성능을 보여준 7종의 추진제를 선택하여, 최대의 Impulse Density를 보여주는 조성으로 추진제들 간의 실제 성능을 비교한 것을 표 2에 정리하였다. 여기서 바인더의 함량은 추진제의 밀도를 고려하여 대략적으로 정한 것이고, AI의 함량은 25% 이내의 조성으로 선택하였다. 그리고 추진제를 개발하는 과정에서 불가피하게 첨가되는 원료들에 의해 추진제의 성능은 더 증가될 수는 있으나, 일반적으로는 감소한다는 것을 명심하여야 한다. 예를 들면 PEG 바인더에서 BTTN 대신에 NG를 사용하면 추진제의 밀도와 비추력이 보다

더 증가할 수 있으며, HTPB 추진제에서 연소 속도 안정제나 연소 촉매류를 추가하게 되면 추진제의 비추력은 감소하게 된다. 참고로 표 2에서 PEG/HMX/AP/AI계 추진제의 바인더 양을 25%로 일정하게 하였는데, HMX보다 AP의 밀도나 AI의 밀도가 더 커다는 것을 고려할 때는 AP의 양이 증가할수록 추진제의 밀도가 높아지므로 바인더의 양을 더 줄여도 추진제의 제조 공정이나 기계적 특성에 문제가 없을 것으로 생각된다.

표 2에서 이론적으로 계산된 비추력에 반 경험식에 의해 계산된 효율을 곱하여 실제 비추력을 산출하였고, 여기에 추진제의 밀도를 곱한 Delivered Impulse Density로 추진제의 최종 성능을 평가하였다. 이렇게 평가된 추진제의 성능은 PEG/HNIW/AI이 가장 좋았고, 그 다음으로 PEG/HMX/AI 추진제였는데, HMX의 일부를 AP로 대체 사용하더라도 성능면에서는 차이가 거의 없다는 사실을 알게 되었다. 그 다음으로 HTPB/AP/AI 추진제의 성능이 높았으며, PEG/ADN/AI 추진제의 성능이 가장 낮았다. 표 2의 결과를 쉽게 비교 판단할 수 있도록 막대그래프로 도시한 것이 그림 8과 9이다.

Table 2. Delivered Performance Comparison.

Binder wt. %	AI wt. %	Oxidizer wt. %	$I_{sp,th}$ s	Total Loss, %	$I \times \eta^*$	Density $\rho$ , g/cc	$I \times \eta \times \rho$
HTPB=12	24	AP=64	263.8	7.62	243.7	1.826	450.0
PEG=25	17	HMX=58	272.3	6.72	254.0	1.829	464.6
PEG=25	20	AP=10 HMX=45	270.9	7.30	251.1	1.849	464.3
PEG=25	22	AP=20 HMX=33	269.6	7.30	249.9	1.865	466.1
PEG=25	25	AP=30 HMX=20	266.6	7.30	247.1	1.886	466.0
PEG=28	25	ADN=47	271.6	11.0	241.7	1.815	438.7
PEG=24	17	HNIW=59	272.9	6.43	255.3	1.878	479.5

\*  $\eta = (100 - \text{Total Loss}) / 100$

Constraints: Max. impulse density, <AI=25%, and binder wt.% was selected to be able to cast.

## 결 론

알루미늄을 금속 연료로 사용한 고체 추진제의 성능을 비교하기 위해 HTPB와 PEG 바인더를 선택하고, 산화제로는 AP, HMX, ADN, HNIW를 채택한 고체 추진제의 성능을 이론적으로 해석하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) PEG/HMX/Al 추진제와 PEG/HNIW/Al 추진제는 Al의 함량이 17%인 경우에 최대의 성능을 나타내었다.
- 2) PEG/HMX/Al 추진제에서는 HMX의 일부를 AP로 대체하더라도 추진제의 성능은 유사하였고, AP의 양이 증가하면, 최대의 비추력을 나타내는 Al의 함량도 증가하는 경향을 보였다.
- 3) Al의 함량이 증가한다고 해서 TD2P 손실량과 비추력에서의 손실이 반드시 증가하는 것은 아니었다.
- 4) 추진제의 비추력 손실율을 계산하여 실제 비추력을 구한 값에 추진제의 밀도를 곱한 Delivered Impulse Density로 추진제의 성능을 평가한 결과 성능의 크기는 다음과 같았다.

$$\text{PEG/HNIW/Al} > \left[ \frac{\text{PEG/HMX/Al}}{\text{PEG/HMX/AP/Al}} \right] > \text{HTPB/AP/Al} > \text{PEG/ADN/Al}$$

## 참 고 문 헌

1. 노만균, 임유진, “고에너지 고밀도 산화제의 특성 비교”, 국방과학연구소, MSDC-421-93506, Aug. 1993.
2. 노만균, 임유진, *한국항공우주학회지*, Vol. 22, No. 2, pp. 114-120(1994).
3. 임유진, 황갑성, *한국항공우주학회지*, Vol. 22, No. 6, pp. 147-153(1994).
4. Davenas, Alain, “The Main Families and Use of Solid Propellants”, Chap. 8 in “Solid Rocket Propulsion Technology” Edited by Davenas Alain, Pergamon Press, 1993.
5. Borman, S., *Chemical and Engineering*, Jan. 17, pp.18-22(1994).
6. Patil, D.G. and Brill, T.B., *Combustion and Flame*, Vol. 92, pp.178-186(1993).
7. Patil, D.G. and Brill, T.B., *Combustion and Flame*, Vol. 92, pp.456-458(1993).
8. Foltz, M.F, Coon, C.L., Garcia F., and Nichols III, A.L., *Propellant, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 19, pp.19-25(1994).
9. Foltz, M.F, *Propellant, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 19, pp.63-69(1994).
10. Foltz, M.F, Coon, C.L., Garcia F., and Nichols III, A.L., *Propellant, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 19, pp.133-144(1994).
11. Holtz, E.V, Ornellas, D, Foltz, F, and Clarkson J.E., *Propellant, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 19, pp.206-212(1994).
12. Eaton, P.E., “First, Second and Third Generation High Energy Materials From Cubane”, Final Technical Report, AD-A247559, Feb. 29, 1992.
13. Boggs, T.L. and Zurn, D.E., “The Effect of Plasticizer on the Agglomeration of Aluminum during the Combustion of High Energy Propellants”, 13<sup>th</sup> JANNAF Combustion Meeting, Vol. II, CPIA Pub. 281, pp.479-486(1976).
14. Kincaid, J.F. and Derr, R.L., “Summary Report on JANNAF Workshop, Combustion Efficiency of Highly Aluminized Solid Propellants”, 18<sup>th</sup> JANNAF Combustion Meeting, Vol. I, pp. 89-103(1981).
15. David, D.K., “Effects of Aluminum Level on Solid Rocket Motor Performance”, 19<sup>th</sup> JANNAF Combustion Meeting, Vol. II, pp.17-26(1982).
16. Gordon, S., and McBride, B.J., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations”, NASA SP-273, 1971.
17. Gordon, S., and McBride, B.J., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, and Applications”, NASA Reference Publication 1311, 1994.
18. McBride, B.J., Reno, M.A., and Gordon, S., “CET93 and CETPC: An Interim Updated Version of the NASA Lewis Computer Program for Calculating Complex Chemical Equilibria with Applications”, NASA Technical Memorandum 4557, 1994.
19. McBride, B.J., Gordon, S., and Reno, M.A., “Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species”, NASA Technical Memorandum 4513, 1993.

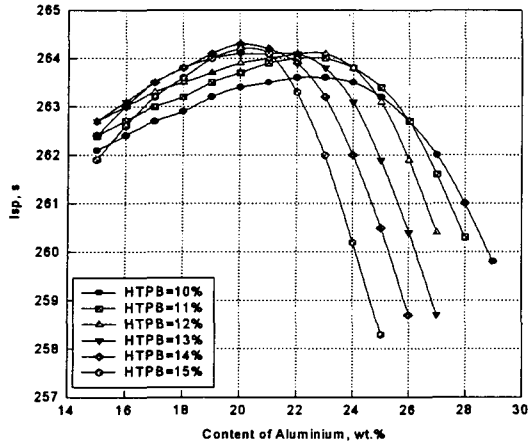


Fig. 1 Theoretical Isp for HTPB/AP/Al propellant.

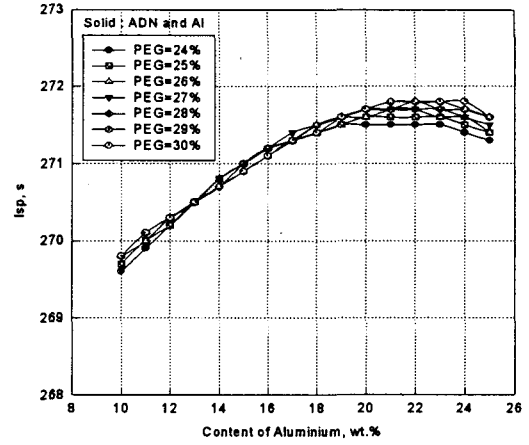


Fig. 4 Theoretical Isp for PEG/ADN/Al propellant.

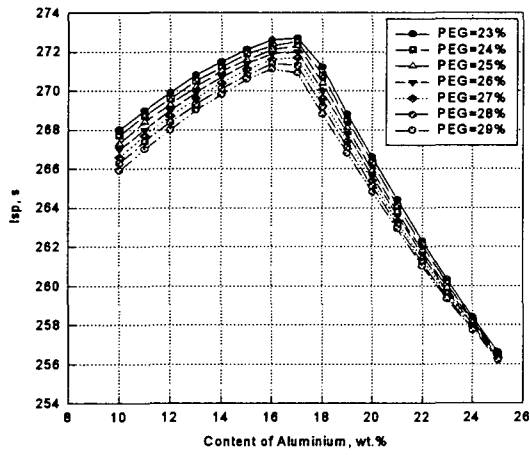


Fig. 2 Theoretical Isp for PEG/HMX/Al propellant.

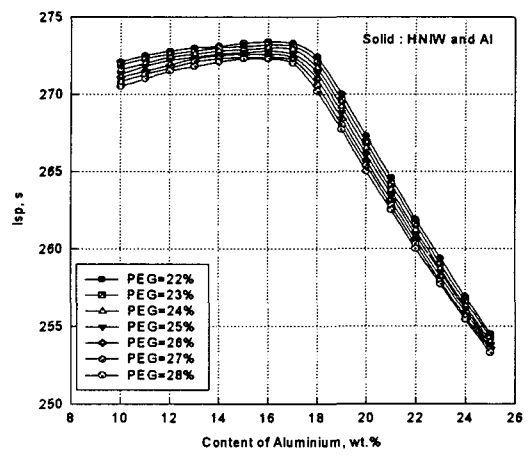


Fig. 5 Theoretical Isp for PEG/HNIW/Al propellant.

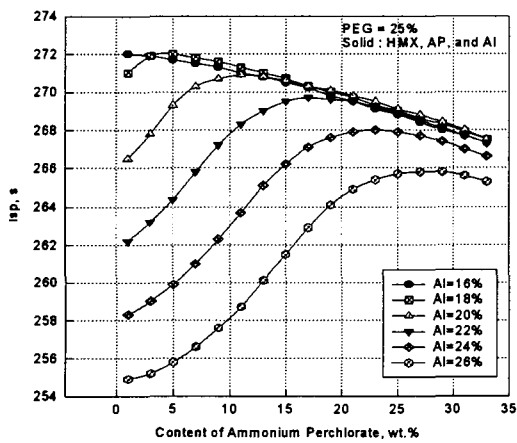


Fig. 3 Theoretical Isp for PEG/HMX/AP/Al propellant (PEG=25%).

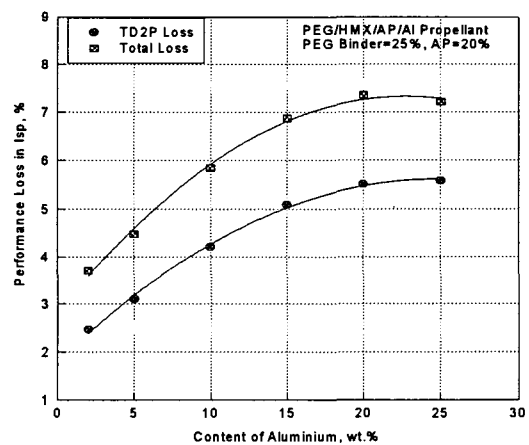


Fig. 6 Isp loss in PEG/HMX/AP/Al propellant (PEG binder=25%, AP=20%).

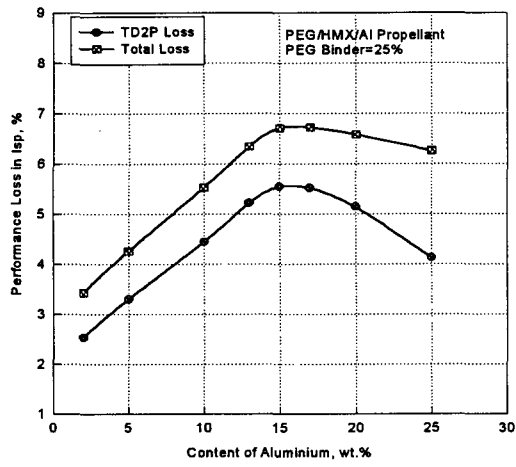


Fig. 7 Isp loss in PEG/HMX/Al propellant(PEG binder=25%).

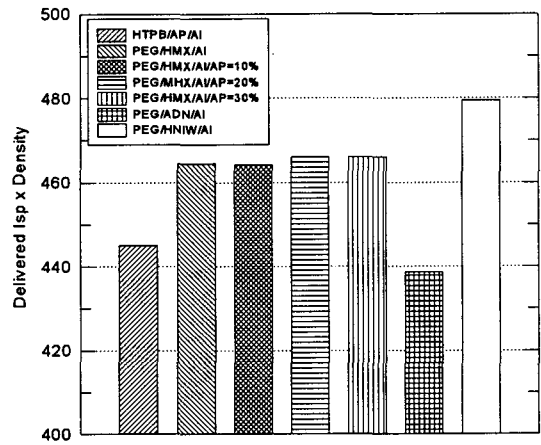


Fig. 9 Delivered performance comparison of various propellants.

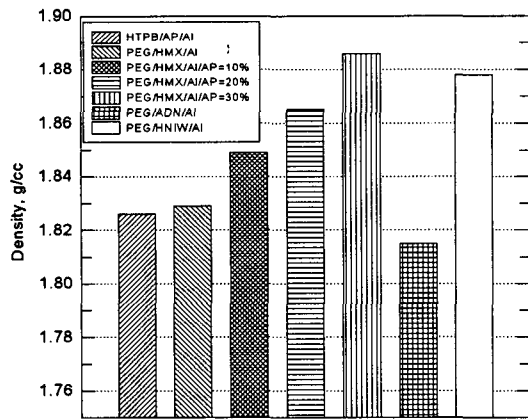


Fig. 8 Density comparison of various propellants.