

# 인공위성의 추진체계 현황 및 전망

이상희, 이성태, 이용수  
(주)한화 대전공장 연구개발실

## 요 약

인공위성의 궤도진입, 궤도수정 및 자세제어를 담당하는 추진체계는 위성의 용도와 궤도위치, 자세/궤도제어 방식 등을 고려하여 설계하여야 한다. 현재까지도 널리 사용되고 있는 인공위성 추진체계는 AKM(Apogee Kick Motor)과 단일 추진제 추력기로 구성된 “통상 추진체계”이나 최근에는 AKE(Apogee Kick Engine)과 이원 추진제 추력기로 구성된 “통합 추진체계” 그리고 이와 유사한 “완전통합 추진체계”, “이중 추진체계” 등이 기술적 선택방안으로 제안되어 일부 적용되고 있는 실정이며 이러한 추진체계의 효과적 실용화를 위해서 단일 추진제(하이드라진) 추력기의 성능향상 및 이원 추진제 엔진과 이원 추진제 추력기의 기술개선 연구가 이루어지고 있다.

### 1. 서론

국내의 우주기술 개발은 선진 기술보유국들의 기술이전 기피와 막대한 소요비용 등으로 추진하기에 여러가지 어려움이 있었으나 범국가적 측면에서 우선적으로 관련분야에 대하여 국내 축적기술 적용이 용이한 인공위성의 체계개발에 역점을 두고 과학 위성인 우리별 위성과, 무궁화 통신위성, 다목적 실용위성 사업을 통하여 기술적 접근을 다각도로 시도하고 있다.

인공위성은 크게 탑재체(payload system)과 본체(bus system)으로 구분된다. 탑재체는 관측, 통신, 방송 등의 임무를 수행하기 위한 제반장비를 포함하며 본체는 탑재체의 기능을 유지하기 위한 자세제어체계, 추진체계, 구조 및 열제어체계, 전원공급체계, 원격측정 명령체계의 부분체로 구성된다.

80년대 부터는 인공위성의 발전 추세가 고출력화, 정밀화, 다기능화 및 대형화로 발전되었고 또한 최근의 저궤도 경량위성을 이용한 화상 서비스 및 통신망 구성 사업이 구상됨에 따라 인공위성의 궤도진입 및 자세제어/궤도수정을 담당하는 추진체계도 비용, 신뢰도, 성능측면에서 보다 체계적인 연구가 활발히 이루어지고 있다.

지상정지궤도위성의 경우, 지상정지궤도에 올리기 위한 우주추진체계는 발사, 주차궤도, 전이궤도, 표류궤도, 지상정지궤도 등의 단계별 궤도 구성 특성에 따라 달라지며, 이를 크게 분류하면 Table 1과 같이 발사체와 궤도전이 또는 자세제어, 궤도조정

및 위치유지를 제공하는 인공위성 추진체계로 구분된다.[1]

Table 1. Orbit phases of GEO satellite

단계	임무	추진체계
발사 (launch)	1단 로켓으로 이륙, 가속하고 2단 로켓이 발사되어 지구 대기권을 벗어나 약 200km 상공의 주차궤도에 진입, 1,2단 분리	발사체: SRB <sup>1</sup> or LSB <sup>2</sup>
주차궤도 (parking orbit)	1,2단이 분리되고 3단과 인공위성만이 주차궤도상을 선회	1단 로켓 2단 로켓
전이궤도 (transfer orbit)	주차궤도상을 선회중, 적도상공에서 3단 로켓 발사로 전이궤도로 진입에 진입, 3단 분리	3단 로켓
표류궤도 (drift orbit)	인공위성이 전이궤도상을 몇번 돌면서 궤도 data를 수집한 후에 추력기를 사용하여 AKM 또는 AKE 발사에 적합한 위치 및 자세를 유지하여 원지점에 도달하면 AKM 또는 AKE를 발사하여 GEO <sup>5</sup> 에 가까운 표류궤도에 진입	인공위성 추진체계: AKM <sup>3</sup> or AKE <sup>4</sup> 추력기
지상정지 궤도 (GEO)	표류중에 추력기를 여러번 발사하면서 임무궤도에 인공위성 정착, 임무 수행	

<sup>1</sup>SRB : Solid Propellant Rocket Booster    <sup>2</sup>LSB : Liquid Propellant Strap-on Booster  
<sup>3</sup>AKM : Apogee Kick Motor    <sup>4</sup>AKE : Apogee Kick Engine    <sup>5</sup>GEO : Geosynchronous Earth Orbit

상용으로 쓰이는 발사체는 고체 및 액체 추진기관으로 구성되며 Delta, Ariane, 장정, Proton 등과 같은 소모성 발사체와 스페이스셔틀, 고공비행발사체가 실용화되어 있고 DMV(Orbit Maneuvering Vehicle), OTV(Orbit Transfer Vehicle)는 개발단계로 검토되고 있다. 인공위성 추진체계는 “원지점” 기동에 요구되는 추력을 발생시키는 궤도전이용 고체 추진모터(AKM) 또는 액체 추진엔진(AKE)과 인공위성 수명기간동안 자세 및 속도제어에 요구되는 추력을 발생시키는 보조추진용으로의 단일 추진제 추력기 또는 이원 추진제 추력기가 실용화되어 있고 전기추진과 같은 비화학 추력기도 일부 상용되고 있다.

Table 2는 인공위성 추진체계에 사용될 수 있는 추진기관별 특성을 나타내는데, 보

조추진용의 이원 추진제 추력기는 단일 추진제 추력기 보다 비추력 성능이 우수하나 고가이며 구조가 복잡하고 추력 하한선이 1 lbf 이상으로 높은 단점이 있다.[2]

Table 2. Options for stellite propulsion system

구분		궤도전이 추진		보조 추진		비추력(steady state, sec)
		근지점	원지점	궤도유지 및 기동	자세제어	
냉가스 추진기관				○	○	30-70
고체 추진모터		○	○			280-300
액체 추진기관	단일 추진제			○	○	220-240
	이원 추진제	○	○	○	○	305-310
전기 추진기관		○	○	○		300-3000

## 2. 인공위성 추진체계 종류 및 선정

인공위성의 요구임무에 적합한 추진체계의 선정은 성능요구 조건으로 추력, total impulse, duty cycle, minimum impulse bit 등과 envelop, alignment, 장착위치 등의 형상요구 조건을 고려해야 하며 각 구성부들의 설계는 작동압력, 내외부 leakage 등과 같은 세부 성능요구 조건들을 만족시켜야 한다.

80년대까지의 1세대 인공위성은 궤도전이용 고체 추진모터와 보조추진용 단일 추진제 추력기로 구성되는 Fig. 1의 통상 추진체계(conventional propulsion system)가 비용, 기술확보성, 신뢰도, 성능재현성 등의 측면에서 많이 채택되었고 성능향상과 저장성 추진제의 효과적 활용 측면에서 궤도전이용 이원 추진제 엔진 및 추력기로 구성되는 Fig. 2의 통합 추진체계(integrated propulsion system)가 일부 채택되기도 하였다.

80년대 이후의 2세대 인공위성은 요구임무의 정확도, 다양성 및 대형화되는 추세로 통상 추진체계보다 효율적인 체계개발 요구를 제기시켰고, 통상 추진체계를 대체하는 측면에서 이원 추진제 엔진 및 추력기의 비추력 성능을 향상시키기 위한 최적연소, 엔진부품 및 내열 내산화성 재질분야 등의 기술개선 연구가 수행되었으며 통합 추진체계의 변형된 형태로서 Fig 3, 4의 이중추진체계(dual mode system)와 완전통합 추진체계(fully integrated propulsion system)가 기술적 선택사항으로 제안되었다.[3]

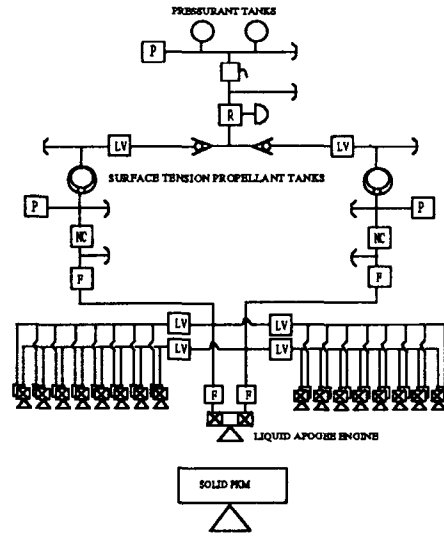
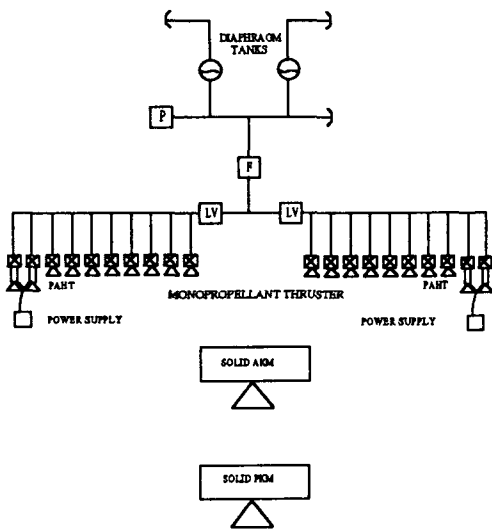


Fig. 1. Conventional propulsion system Fig. 2. Integrated propulsion system

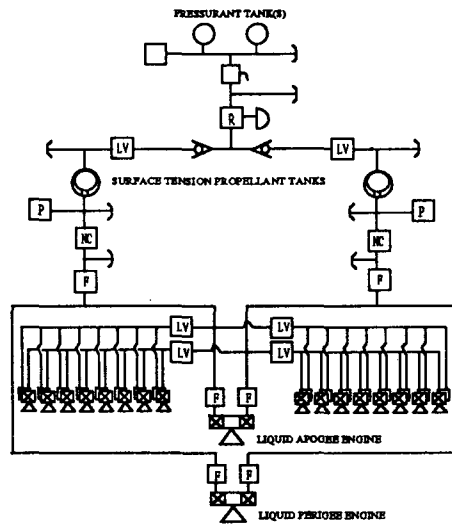
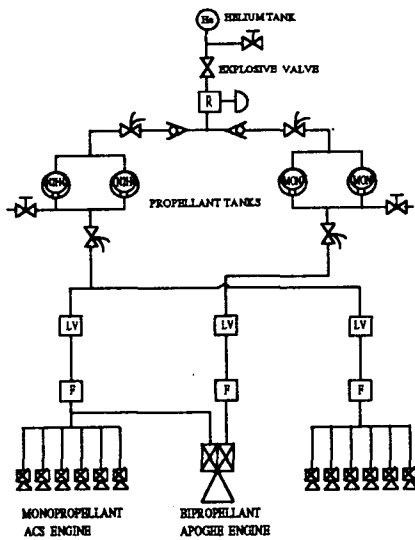


Fig. 3. Dual mode propulsion system Fig. 4. Fully integrated propulsion system

상용발사체를 고려할 경우, 이들 4가지 체계구성 방법들 중에서 저장성 액체추진제

(Monomethylhydrazine(MMH)-Mixed Oxides of Nitrogen(MON)를 사용하는 통합 추진체계가 동일한 수개의 추진제 탱크로 부터 추진제 활용을 효과적으로 할 수 있어서 체계 total impulse 측면이 가장 유리하나 복잡한 추진제 공급라인 구성 및 밸브, 주입기 등의 핵심 부품과 내화성 및 내산화성 재질, 내열 코팅이 요구되는 이원 추진제 추력기의 기술적 한계때문에 통상 추진체계의 확보기술을 최대한 활용할 수 있고 운용 유연성이 큰 이중 추진체제도 통합 추진체계의 변형체계로서 많이 선호되고 있다. 약 7-10년 동안 통신위성의 북-남 위치유지(N-S stationkeeping)를 위해 단일 추진제 추력기 대신 이원 추진제 엔진 또는 단일 추진제 추력기의 성능을 향상시킨 PAHT (Power Augmented Hydrazine Thruster)를 사용할 경우에 22-35% 정도의 추진체계 중량 절감이 가능하다. 완전통합 추진체계는 통합 추진체계의 확장된 개념이나 대부분의 상용발사체가 인공위성을 전이궤도로 직접 주입하므로 실용성이 거의 없다.

최근에는 수십개의 지구 저궤도 및 중궤도 인공위성에 의한 화상 서비스 및 정보통신망 구성을 위한 국제공동 사업이 경쟁적으로 구상되면서 기존의 기술능력 수준에서 비용, 기술확보성, 신뢰도, 성능재현성 등을 고려한 인공위성 추진체계 선정이 이루어지고 있기 때문에 새로운 추진체계보다는 기술적으로 입증된 추진체계인 통상 추진체계, 통합추진체계, 이중 추진체계 및 이들의 변형체계가 인공위성의 임무 특성에 따라 혼용되고 있고 비용, 기술우위성, 성능면에서 고체 추진모터(AKM)와 단일 추진제 추력기로 구성되는 통상 추진체계의 유용성은 다시 확대될 전망이다.

### 3. 소형 액체추진기관 개발 현황

인공위성 추진체계를 구성하는 소형 액체추진기관 개발은 각국별로 독자적 기술개발을 추구하고 있는데, 미국, 영국, 독일, 프랑스 등 선진국을 중심으로 이미 제작업체의 특성화가 되어 있다. 대표적으로 미국의 RRC(Rocket Research Co.), HS(Hamilton Standard), TRW(TRW Systems) 등이 단일 추진제 추력기를 제작하고 있으며 영국의 Royal Ordnance, 독일의 MBB, 프랑스의 SEP 등이 단일 추진제 추력기 및 이원 추진제 엔진/추력기를 전문으로 제작하고 있다.

#### 3-1. 단일 추진제 추력기

1967년 최초로 하이드라진과 자발적 분해 촉매(spontaneous catalyst)인 Shell 405를 사용한 단일 추진제 추력기가 NASA의 실험 지구궤도위성 ATS(NASA Application Technology Satellite)-III에 적용되면서 실용화되었고 인공위성의 자세제어 및 속도 조정, 경우에 따라서는 궤도전이에 사용되며 수명연장, 정확한 성능예측, 환경조건,

duty cycle이 수명과 성능에 미치는 영향 예측 등에서 전문업체별로 활발한 개발연구가 진행되었다. [4,5,6] Table 3.은 0.1-300 lbf 추력 범위의 실용 단일 추진제 추력기 개발 현황을 나타내며 Fig. 5는 대표적인 단일 추진제 추력기의 개략도이다.

Table 3. Survey of comercial monopropellant thrusters

추력 (lbf)	모델명	제작 업체	적용 프로그램	Total Impulse (lbf·sec)	작동모드		작동 수명 (year)	임무
					pulse	steady state		
0.1	MR-74	RRC	ATS F7G	18,000	100,000	10hr	5	A/C <sup>1</sup>
0.5	MR-6A	RRC	-	8,100	20,000	-	-	-
1.0	HS 333	HAC	WESTAR	15,000	20,000	1,500	5-7	A/C
1.5	MR-39A	RRC	NASA AMU	500	-	-	-	-
3.0	MR-40A	RRC	NASA AMU	500	-	-	-	A/C
3.5	MRE-4-A-1	TRW	COMSAT 1-3	10,000	20,000	-	5	A/C
4.0	MRE-4-C4	TRW	ATMOS Expl.	75,000	103,000	-	2	O/A <sup>2</sup>
5.0	REA-16-2R	HS	NASA ATS	5,000	10,000	7hr	5	A/C
40.0	MR-3B	RRC	AVCO RV	140,000	-	100	-	A/C
50.0	MRE-50-73	TRW	MVM 73	5,000	-	400	1	O/A
150.0	R-30	TMC	BURNER2	14,500	200	100	1hr	A/C
300.0	PN/142692	WKC	-	500,000	-	-	-	O/A

<sup>1</sup>A/C : Attitude Control

<sup>2</sup>O/A : Orbit Adjustment

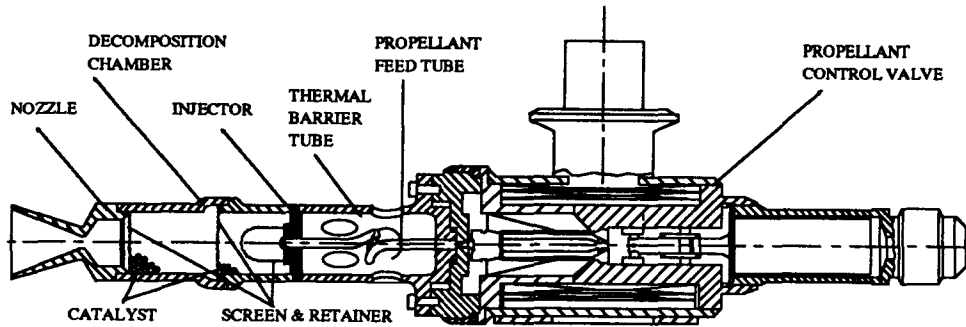


Fig. 5. Schematic of monopropellant thruster

### 3-2. 이원 추진제 엔진/추력기

최초로 인공위성 추진체계에 적용된 소형 이원 추진제 액체 추진기관은 독일의 MBB사에서 개발한 400N급 엔진과 10N급 추력기로 SYMPHONIE 위성에 실용화되기 시작했고 80년대 이후 인공위성 대형화 추세에 따라 MBB사를 비롯한 영국의 Royal Ordnance사 등에서 저장성 추진제인 MON-MMH 또는 MON-하이드라진을 사용하는 소형 액체 추진기관 개발이 본격화되었다. Table 4는 대표적인 MBB사의 세대별 엔진/추력기 개발 현황을 나타내며, 각 국의 공통적인 설계 기술개선은 작동영역 증가를 위한 내고온성 금속(Pt alloy, refractory C103 Niobium alloy, Rh alloy) 및 코팅(disilicide coating) 개발, 높은 질유량과 혼합비에 의한 열적 불안정성을 방지하기 위한 냉각방식의 단순화 및 주입기의 연소 최적화 등에서 이루어지고 있다.[7,8,9]

Table 4. Design features of MBB's 400N engine and 10N thruster

구분	1세대		2세대	
	400N 엔진	10N 추력기	400N 엔진	10N 추력기
추진제	MON-MMH	MON-MMH	MON-MMH	MON-MMH
주입기	와류분무	와류분무	와류분무	단순와류분무
냉각방식	필름/재생/복사 냉각	필름/재생/복사 냉각	필름/복사 냉각	필름/복사 냉각
재질	연소실	stainless steel (300series)	stainless steel alloy(NIMONIC)	Pt alloy(Pt/Rh)
	노즐	Nickel base alloy(INCONEL)	stainless steel alloy(NIMONIC)	Pt alloy(Pt/Rh)
비추력	309 sec	285 sec	320 sec	290 sec
문제점	작동영역 좁음	열적인 불안정, 고온 시동요란		

### 4. 결론

인공위성 추진체계 개발 경향을 살펴볼 때, 고체 추진모터와 단일 하이드라진 추력기로 구성되는 통상 추진체계는 자세제어계와 추진체가 이원화 되어 있고 추진제 탱크, 각종 배관, 제어회로의 중복 등의 문제점을 안고 있고 또한 고정밀 궤도전이 및 추가적인 궤도수정에 한계성 때문에 소형 이원 추진제 엔진과 이원 추진제 추력기 또는 단일 하이드라진 추력기로 구성되는 통합 또는 이중 추진체계가 채택되고 있는 추세이다.

최근에는 단기간의 국제공동사업으로 지구 저궤도 경량위성의 효용성이 증가하면서 기존에 이미 신뢰도가 입증되어 있는 통상 추진체계가 많이 채택될 전망이다. 특히 인공위성 보조추진기관으로서의 단일 하이dra진 추력기는 단순성/기술확보성/경제성/운용유연성 등 여러가지 측면에서 수요가 다시 증가할 것이다.

따라서 향후의 차세대 실용위성 개발시 보조추진기관으로서 단일 하이dra진 추력기는 유용성이 크므로 관련 핵심기술 축적이 시급히 이루어져야 하고 또한 AKE급 이원 추진제 액체추진기관 및 추력기의 기초개념 연구와 실험엔진 개발노력이 장기적인 측면에서 이루어져야 함은 물론이다.

#### 참고 문헌

1. 홍용식, 우주추진기관, 청문각, 1990.
2. W. Journal Larson, Journal R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, 2nd edition, 1992.
3. A. H. Klepping, Liquid Space Engine Development at Royal Ordnance Rocket Motors Divisions," Journal of the British Interplanetary Society, Vol.44, 1991.
4. R. L. Sackheim, "Survey of Space Applications of Monopropellant Hydrazine Propulsion Systems," 10th International Symposium on Space Technology and Science, Sep. 1973.
5. M. J. Russi, "A Survey of Monopropellant Hydrazine Thruster Technology," AIAA paper No. 73-1263, 1973.
6. H. M. Elmendorf, R. L. Sackheim and R. A. Carson, "Development of a 5lbf Second Generation Hydrazine Thruster," AIAA paper No. 76-627, 1976.
7. H. Immich, G. Langel and G. Munding, "Satellite Unified Bipropellant Propulsion System Experiences and Improvements," AIAA-89-2506, 25th Joint Propulsion Conference, 1989.
8. M. A. Schwende, G. Munding, G. Schutte, "Bipropellant Thruster Family for Spacecraft Propulsion," AIAA-92-3860 28th Joint Propulsion Conference, 1992.
9. R. S. Wood, "Development Experience with 22N Bipropellant Thrusters Using Columbium and Rhenium Thrust Chambers," AIAA-92-3801. 28th Joint Propulsion Conference, 1992.