정지궤도 통신위성의 추진시스템 개념설계 연구

박응식*, 박봉규**, 김정수***

A Study on Conceptual Design of Propulsion System for a Geosynchronous Communication Satellite

Eung-Sik Park*, Bong-Kyu Park**, Jeong-Soo Kim***

Abstract

A conceptual design of propulsion system for a geosynchronous communication satellite with 12 years design life is presented in this paper. Propellant mass budget for the design life is calculated using total velocity increment (ΔV) flowed-down from mission requirement analysis. Sizes of the fuel and oxidizer tank are derived based on the calculated propellant mass budget, and mass of the pressurant as well as the size and pressure of pressurant tank are calculated too. Thruster positioning, number of rocket engines, and position of tank are determined through Trade-Off Study with Structure & Mechanical Subsystem. Propulsion system configuration and its schematics are presented finally.

초 록

수명 12년의 중형급 정지궤도 통신위성의 추진시스템 개념설계과정이 기술된다. 임무해석을 통해 주어진 전속도 증분량(ΔV)을 사용하여 임무수명기간동안 필요한 추진제 양이 계산되었으며 이 값을 기초로 하여 연료탱크와 산화제 탱크의 형상을 설계하였고 필요한 가압제의 양과 가압제 탱크의 압력을 구할 수 있었다. 구조계와 Trade-Off Study를 통해 추력기의 배치와 로켓엔진의 개수, 탱크의 배치 등을 결정하였으며 전체적인 추진시스템 개념설계 형상이 최종적으로 제시된다.

키워드 : 통신위성(communication satellite), 추진시스템(propulsion system), 개념설계(conceptual design)

1. 서 론

위성이 발사되어 천이궤도(Transfer Orbit)를 거쳐 임무궤도에 정착하기 위해서는 수많은 자세조정 및 위치변경이 필요하다. 또한 임무궤도상에서 태양과 달의 중력, 태양 복사압력, RF Radiation, 미세한 지구중력장 등의 요인에 의하여 위성은 임무궤도를 서서히 이탈하게 되는데 이러한 경우 위성

* 통신위성연구그룹/ espark@kari.re.kr
** 통신위성연구그룹/ pbk@kari.re.kr
*** 위성제어연구그룹/ jskim@kari.re.kr

의 수명말기까지 임무궤도를 유지하고 자세수정을 위한 힘이 필요하며 추진시스템은 이러한 추력의 제공을 담당한다.

추진시스템을 설계하기 위해서는 우선 임무요구조건이 검토되어야 한다. 위성의 종류와 임무에 따라 달라지는 요구조건의 설정 후 추진시스템의 세부기능이 정해진다. 여기에는 전체 임무기간 중에 속도변화를 위한 추진제 소모량, 위성의 자세를 유지하기 위한 임펄스 비트 횟수, 총임펄스, 추력수준, 추진시스템 구성부품 선정, 무게제한조건, 체적제한조건 등이 필연적으로 포함된다. 그 외에 타 서브시스템과의 접속설계 요구조건을 규합해서 개념설계를 하게 되며 이때 추진시스템의 선정, 연료공급의 방식, 탱크의 숫자, 크기, 형상 및 추력기 작동압력, 위치 등이 정해진다.

이와 같은 개념설계과정을 통해 위의 사항들이 결정이 되면 예비설계(Preliminary Design) 과정을 통해 형상을 구체화하고 해석이 수행되는데 이러한 과정은 상세설계(Detail Design) 과정에서 반복되며 최종적으로 추진시스템의 제작, 조립도면이 만들어지고 시험을 통한 검증이 이루어진다.

2. 상용 통신위성 추진시스템 종류 및 특성

인공위성에 있어서 추진시스템의 성능과 정상적인 기능의 발휘여부가 위성의 운용 및 가용성에 중대한 영향을 미치고 또한 추진 시스템의 수명, 즉 연료의 양이나 추진계 부품의 손상이 위성의 수명을 좌우하는 결정적인 요인이 되므로 이 시스템은 높은 신뢰도를 당연히 요구한다. 따라서 시스템에 사용되는 모든 부품들은 초기개발에 따른 위험부담을 줄이고 신뢰성의 확보를 위하여 이미 다른 위성 프로그램들을 통하여 그 성능이 검증되어 있는 것을 사용하는 것이 일반적이다.

추진시스템의 선정 역시 개념설계 초기에 이루어지게 되는데 선진 위성제작사에서 제작하는 임무수명 10년 이상의 일반적인 통신위성 추진시스템을 대별하면 다음과 같다.

2.1 단일추진제 추진시스템

1960년대의 첫 응용이래 지난 40여년 동안 추진시스템의 전형으로 넓은 범위의 환경 및 동작조건에서 매우 긴 수명과 높은 신뢰도를 보여주며 성공적으로 개발되어왔다. 일반적으로 단일추진제추력기(Monopropellant Thruster)와 원지점킥모터 (AKM, Apogee Kick Motor)를 사용한다. 간단성과 고신뢰성, 낮은 비용, 연료의 저장성, 배기가스에 의한 최소한의 오염, 0.9 N (0.2 lbf)까지 가능한 저추력능력, 적용상의 유연성 등의 장점이 있다. 그러나 비추력이 200 300초로 상대적으로 낮아 연료 적재중량의 증가를 유발한다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 비추력이 높은 전기추력기를 사용하기도 한다. 추진제 가압방식으로는 통상 Blowdown 방식을 사용한다. 이러한 시스템을 채택한 전형적인 예로 무궁화위성 1, 2호가 있다.

2.2 이원추진제 추진시스템

액체 원지점엔진(LAE, Liquid Apogee Engine)과 이원추진제 추력기(Bipropellant Thruster)를 사용하는 추진시스템으로 현재 정지궤도 통신위성에서 가장 널리 쓰이는 시스템이다. 액체 원지점엔진은 궤도전이를 하는 데에 사용되며 이원추진제 추력기는 정지궤도상에서 요구되는 각종 자세제어에 사용된다. 이원추진제 추력기와 LAE는 동일한 연료 및 산화제(MMH와 N_2O_4)를 공유하여 사용한다.

이 시스템의 장점은 고성능, 높은 비추력으로 대표된다. 그러나 시스템 자체가 단일추진제 추진시스템보다 복잡해지며 이로 인해 비용상승을 유발하므로 중형이하의 정지궤도위성에서는 이원추진제 추진시스템이 상대적으로 불리하게 된다. 또한 연소상의 불안정성 및 혼합비의 불확실성으로 인해 추가적인 연료 여유분이 필요하며 저추

력의 이원추진제 추력기가 없다는 것이 단점이다. 추진제 가압방식은 압력조절방식(Pressure Regulated System)을 주로 사용한다. 현재 세계적으로 많은 정지궤도 통신방송위성이 이원추진제 추진시스템을 채택하고있다. 대표적인 예로 SS/Loral의 FS1300, MBT의 AMOS-1, Hughes사의 HS601이 있으며 Alcatel, Matra Marconi 등 대부분의 유럽 통신위성 제작사가 이 시스템을 채택하고있다.

2.3 이중모드 추진시스템

이중모드 추진시스템은 단일추진제 추진시스템의 장점과 이원추진제 추진시스템의 장점을 모두 이용한 시스템이다. 큰 ΔV가 필요한 궤도전이를 위해서는 비추력이 높은 압력 조절방식의 LAE를 사용하고 임무궤도에서는 위성체의 정밀자세제어가 가능한 단일추진제 추력기를 사용한다. 단일추진제 추력기는 연료특성상 무수하이드라진(N_2H_4)을 사용해야 하기 때문에 LAE도 추진제를 이원추진제 시스템의 MMH/ N_2O_4 대신 N_2H_4/ N_2O_4의 조합을 사용한다. 즉 액체 원지점 엔진과 단일추진제 추력기가 연료를 공유하며 높은 신뢰도 및 낮은 배기오염도를 갖고, 또한 정밀제어를 위한 저추력 추력기(0.9N까지)의 사용이 가능하다. 대체적으로 북/남 위치유지 전용으로 비추력이 높은 전기추력기를 사용하여 연료소모량을 절감시킬 수 있다. 전형적인 예로는 무궁화위성 3호(A2100 , Lockheed Martine)가 있으며 북/남 위치유지를 위해 비추력이 585초인 하이드라진 아크젯 추력기가 사용되고 있다. 그 외 OSC에서 제작한 Starbus 역시 이중모드 추진시스템이다. 이러한 이중모드 추진시스템은 현재의 추진시스템 중 가장 진보된 시스템으로 분류된다.

본 논문에서는 추진시스템의 선정과 추진제 질량 버짓 계산, 추진제 탱크 크기 결정, 추력기 배치, 그리고 다른 서브시스템과의 접속설계 등 국내에서 개발하고자 하는 정지궤도 통신위성의 개념설계과정을 기술하고자 한다.

3. 본 론

3.1 시스템 요구사항

설계하고자 하는 정지궤도 통신위성(모델명(가칭) : 2005SAT)은 동경 113도, 적도상공 35,800 km 정지궤도에서 한반도 및 부속도서를 서비스 대상지역으로 한다. 탑재체는 Ku 밴드 중계기 12기와 Ka 밴드 중계기 3기를 탑재하여 통신 및 방송중계서비스를 수행한다. 위성체의 목표무게 및 전력은 2 ton, 3 kW의 중형급 위성이며 설계수명은 12년, IOT(In-Orbit Test) 종료 이후 운용수명은 10년이다. 유사한 중형급 통신위성 버스모델로는 MBT의 AMOS, Lockheed Martine의 A2100-C, OSC의 Starbus 등이 있다. 개념설계된 2005SAT의 형상이 그림 1에 도시된다.

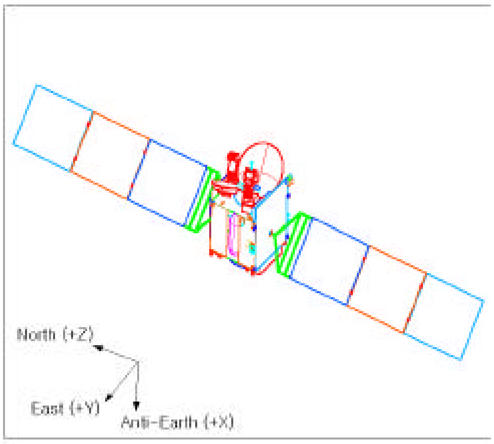

그림 1. Deployed Configuration of Conceptually Designed 2005SAT

3.2 서브시스템간의 Trade-off Study

위성체를 설계하기 위해서는 서브시스템간의 인터페이스가 중요하며 추진계만 독립적으로 설계될 수는 없다. 그림 2는 개념설계를 위해 수행된 타 서브시스템과의 Trade-off Study 과정을 보이는 것이다.

시스템은 임무해석을 통해 위성의 운용시나리

오를 결정하며 궤도운용에 필요한 ΔV 요구량을 제시한다. 추진계은 이 ΔV 요구량과 자세제어에 필요한 선형모멘텀을 토대로 추진시스템을 선정하고 추진제 버짓을 산출한다. 구조계는 추진계에서 구한 최소탱크부피를 기초로 추진제 탱크의 크기와 수, 탱크배치를 Trade-off Study를 통해 추진계와 함께 결정한다. 열제어계는 시스템의 열환경을 설계, 제시하며 자세제어계는 추력수준의 선정 및 추력기 요구조건을 지원하고 자세제어에 필요한 최소작동시간을 결정한다. 전력계는 총전력버짓내에서 추진시스템에서 소모되는 전력량을 할당한다.

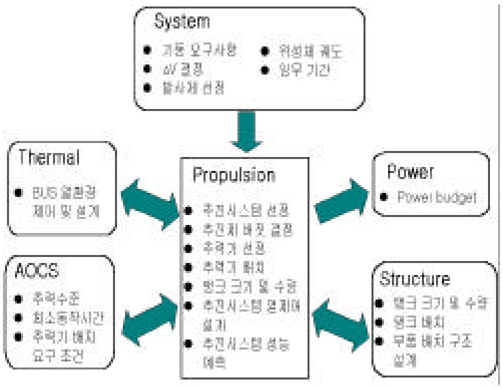

그림 2. Schematic of Trade-off Study among Subsystems

3.3 추진시스템 및 주요부품 선정

중형급 정지궤도위성인 2005SAT에 적합한 대표적인 추진시스템은 이원추진제 추진시스템과 이중모드 추진시스템이 있다. 본 연구에서는 이중모드 추진시스템을 개념설계 대상으로 선정하였다. 이는 저추력 성능이 뛰어나고 보다 적은 연료소모량을 갖도록 하기 위해서이다. 추진시스템에서 쓰일 연료는 이중모드 추진시스템에 적합한 무수하이드라진(N_2H_4)을 선택하고 산화제는 사산화질소(N_2O_4)를 채택하였다.

무궁화 2, 3호의 궤도상에서 측정된 평균온도값을 기초로 하여 추진시스템의 온도는 21℃로 가정하였다. 추진시스템의 온도와 연료 및 산화제의 온도를 대표한다는 가정하에 계산된 하이드라진의 밀도값은 1007.24 kg/m^3 (=62.88 lb/ft^3)이고 산화제의 밀도는 1442.12 kg/m^3 (=90.03 lb/ft^3)이다.

가압시스템은 이중모드 추진시스템 작동개념에 따라 궤도전이를 수행 할 시에는 압력조절시스템을 사용하여 작동중의 압력은 300 psi로 일정하게 조절하며 운용 궤도상에서는 Blowdown 시스템을 사용한다. 가압제로는 헬륨(He)을 사용하고 임무수명기간동안에 재가압은 하지 않는다. 궤도상의 추진제 공급압력은 300 psi 200 psi이며 BR (Blowdown Ratio)는 1.5이다.

추진제 공급제어 장치(Propellant Management Device)는 무중력상태에서 가압제가 포함되지 않은 추진제를 원활하게 추력기에 공급하기 위한 장치로 능동배출방식과 수동배출방식이 있다. 중/대형급의 위성에서 탱크의 크기가 커질수록 능동배출방식보다 수동배출방식이 무게와 수명면에서 유리하므로 중형급이상의 위성에서 주로 사용되는 수동배출방식인 표면장력방식을 채택하였다.

개념설계단계에서 추진제 버짓(Budget)과 탱크의 부피를 결정하기 위해 기본적인 요구사항으로 추력기의 비추력과 혼합비의 값이 제공되어야 한다. 이러한 하드웨어의 선정은 Heritage가 많고 주어진 요구조건을 만족하는 범위내에서 가장 일반적이고 표준부품의 확보가 즉시 가능한 하드웨어로 표 1과 같이 선정하였다.

표 1. 2005SAT에 선정된 추력기

	Isp	Thrust	Type	MR
LAE	318sec	145 lbf	Bi	0.85
REA	297sec	5.0 lbf	Bi	1.65
REA	215sec	0.2 lbf	Mono	N/A
EHT	298sec	0.1 lbf	Mono	N/A

3.4 추진제 질량 버짓(Fuel Budget)

인공위성에 있어서 추진제 질량은 위성의 수명을 결정하는 중요한 인자로서 위성의 계획된

임무기간 동안에 추진기능을 성공적으로 수행하기 위해서는 추진제 소요량에 대한 정확한 예측이 필요하다.

위성에서 추진제는 크게 궤도진입과 궤도유지, 그리고 자세제어를 위하여 사용된다. 이러한 목적을 위하여 필요한 추진제 양에 여유분과 손실을 고려하여 총 소요 추진제 양을 결정한다. 임무해석을 통해 구해진 속도증분 ΔV 를 발생시키기 위해 필요한 추진제 질량(m_p)는 식(1)의 로켓 방정식에 의하여 계산된다.

$$m_p = m_0 \times \left[1 - e^{-\frac{\Delta V}{g I_{sp}}}\right] \qquad (1)$$

여기서 m_0는 비행체의 질량, m_p는 추진제 질량을 나타내며 Isp는 추력기의 비추력, g는 중력가속도를 나타낸다.

2005SAT은 임무해석과 자세제어 분석을 통하여 제시한 발사가능한 발사체로는 Atlas II, III와 Arian 4, 5가 있으나 추진제 버짓은 이중에서 가장 낮은 고도의 근지점(perigee), 즉 가장 큰 전이궤도 ΔV 를 필요로 하는 Atlas II, III를 사용하였다. 즉, Atlas 발사체가 위성을 167(perigee) ×35,788(apogee) km 고도의 전이궤도(transfer orbit)에 진입시켜주고 여기서부터 위성의 액체 원지점 엔진(LAE)을 이용하여 35,788km 고도의 임무궤도(Operational Orbit)로 진입하는 간접진입방식을 채택하였는데 이 경우 추진제 budget 중 주차궤도로부터 임무궤도로 궤도진입을 하는데 필요한 ΔV burn을 위한 추진제 양이 가장 큰 비중을 차지하였다. 또한 원지점 분사(Apogee Burning) ΔV 외에 전이궤도과정에서 필요로 하는 위치획득(Station Acquisition), 위치재배치(Station Reposition)에 필요한 ΔV를 시스템 엔지니어로부터 제공받았다.

또한 정지궤도상에서 자세제어에 필요한 북/남 위치유지(North/South Stationkeeping), 북/남 위치유지 롤/요 제어(North/South SK Roll/Yaw Control), 동/서 위치유지(East/West Station keeping)에 필요한 ΔV와 이외에 임무말기에 폐기궤도로 전이시키기 위한 ΔV를 시스템 팀으로부터 제공받았다.

이 외에 추가적으로 전이궤도 과정에서 필요로 하는 지구획득(Earth Acquisition), LAE 작동전 자세제어 및 자세기동(Pre-LAE Attitude Control, Attitude Slew)과 궤도상에서 시험(In-Orbit Test) 등에 필요한 실제 정확한 위성운용 시나리오는 제시가 되지 않았으므로 이에 필요한 값은 무궁화 3호의 추진제 버짓을 참고로 하여 제시하였다. 허나 이 값들이 차지하는 양은 전체 위성 추진제 버짓에서 대략 3%정도 내외로 추진제 버짓을 결정하는데 크게 영향을 미치지 않는다.

추진계에서는 위성시스템에서 요구하는 ΔV 요구량을 이용하여 필요한 추진제의 양을 계산하였다. 본 계산에서 위성의 초기무게 mo는 2000 kg(4409 lbm)을 가정하였고 Isp는 LAE의 경우 실제 운용되고 있는 LEROS-1B의 비추력 값과 혼합비(Mixture Ratio)를 사용하여 계산하였고 전이궤도시 자세제어용으로 쓰이는 REA의 경우 LEROS-20의 비추력값과 혼합비를 사용하여 계산하였다. 자세제어용 REA의 경우 MR-103G의 비추력 값을 사용하여 정상모드(Steady Mode)의 경우에는 215 sec, 그리고 펄스모드(Pulse Mode)의 경우에는 156.8 sec를 사용하였고 북/남 위치유지에 필요한 전열추력기의 경우 MR-501B의 비추력값을 사용하였다. 이러한 실제 사용되고 있는 하드웨어의 수치를 적용한 이유는 사용가능한 하드웨어가 한정되어 있으며 실제 각 하드웨어의 특성치가 크게 다르지 않기 때문이다.

이러한 사항을 종합하고 위의 식(1)을 사용하여 구해진 추진제 버짓은 아래 표 2와 같다. 실제 정확한 위성운용 시나리오가 제시되지 못한 요소는 무궁화 3호의 추진제 버짓을 참고로 하여 제시하였다. 그러나 이 값들이 차지하는 양은 전체 위성 추진제 버짓에서 극히 미미하다. 예비설계 단계에서 상세한 위성운용 시나리오가 결정되면 이에 따라 보다 상세한 추진제 버짓도 결정될 것이다.

앞에서 구해진 추진제 질량버짓 결과를 궤도전이와 궤도상에서 자세제어 및 위치유지에 필요한 양에 따라 분류하여 그림 3과 같이 나타내었다. 특히 연료의 경우 궤도전이과정에서 60% 가량을 소모하고 북/남 위치유지(NSSK)를 위해 나머지 연료 40% 중의 73%를 사용한다.

표 2. 2005SAT Propellant Budget

2005SAT
Dual Mode Proplusion System

Maneuver Life : Mission 10 Years , (Design 12 Years)
Fual : Hydrazine — Loading Uncertainty = 0.5% of nominal pro
Oxidizer : MON — Residual Fuel & Ox = 3% of nominal prope

LAE : LEROS 1B — Mixture Ratio=0.85 , Isp=318 , Thrust=645N
REA : MR-103G — Isp=215
REA : LEROS 20 — Mixture Ratio=1.65 , Isp=297 , Thrust=22N
EHT : MR-501B — Propellant : Hydrazine , Isp=298
M_0=2000 kg

> Propellant Mass (kg)

	Deta V	Hydrazine	Oxidizer	Isp
Earth Acquisition		0.31		
Pre-LAE Attitude Control		0.23		
Attitude Slews		0.66		
Ullage Burn	3.72	0.96	1.59	297
Apogee Burns	1654.5	444.10	377.49	318
AC During Apogee Burn	14.83	2.25	3.71	297
Station Acquisition	27.2	14.97		215
In-Orbit Test	7.8	4.26		215
Station Reposition	5.7	3.10		215
North/South Stationkeeping	565.26	201.51		298
North/South SK Roll/Yaw Control	10.258	6.26		156.8
North/South SK Pitch Control		4.75		
East/West Station Keeping	37.79	17.55		203
East/West SK Yaw/Pitch Control				
East/West SK Roll Control		2.70		99.3
Momentum Unloading		10.40		183
Retirement	5.45	2.33		215
nominal propellant mass		716.56	382.79	
Unusable Residuals (3%)		21.50	11.48	
Loading Uncertainty (0.5%)		3.58	1.91	
Total		741.64	396.18	
Total Propellant Mass :		1137.83 kg		

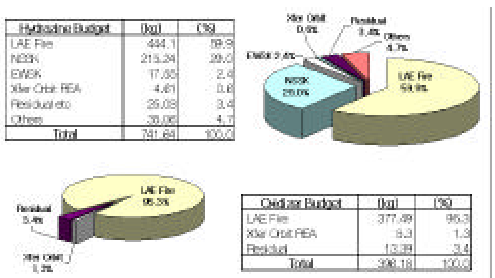

그림 3. Propellant Budget Depletion Ratio

3.5 추진시스템 형상설계

3.5.1 연료탱크 설계(Fuel Tank Design)

위성 수명 초기에 연료 탱크 내에 적재되어 있는 연료의 질량은 표 2에서 나타낸 바와 같이 741.64 kg(=1635.12 lb)이며 이 값을 연료의 밀도로 나눈 값이 발사시 탱크내 적재 연료의 부피이다.

$$V_{p,0} = \frac{1635.12}{62.88} = 26.00\ ft^3 \qquad (2)$$

LAE를 작동한 이후에 탱크 내에 남아있는 사용가능한 연료의 양은 Nominal Propellant Mass에서 전이궤도과정에서 소모된 연료 양을 뺀 값인 267.85 kg(=590.50 lb)이며 이 값을 연료 밀도로 나눈 값이 LAE 작동이후의 연료의 부피 $V_{p,1}$이 된다.

$$V_{p,1} = \frac{590.50}{62.88} = 9.39\ ft^3 \qquad (3)$$

궤도상에서는 추진시스템은 Blowdown 방식으로 변환되고 LAE 작동직후의 압력과 임무말기의 작동압력의 비인 BR(Blowdown Ratio)를 기초로 하여 LAE 작동 후 Ullage 부피는 아래와 같은 방법을 통하여 계산한다.

$$\text{ullage volume} = \frac{V_{p,1}}{BR - 1} = 18.78\ ft^3 \qquad (4)$$

앞에서 계산되어진 Ullage의 부피와 LAE 작동 이후 남은 연료의 부피를 더해주면 최소한의 연료 탱크부피를 구할 수 있다. 여기에 PMD의 부피를 탱크부피의 1%라고 가정하고 이 값을 더해주면 최종적인 탱크의 부피가 계산되고 그 결과치는 28.45 ft^3(=0.8056 m^3)이다. 이와 같이 구한 최소한의 연료탱크부피는 위성체 초기 적재 연료량인 26.0 ft^3(=0.7362 m^3)를 적재할 수 있는 충분한 부피이어야 한다.

이러한 일련의 연료탱크 설계과정을 그림 4과 같이 나타내었다.

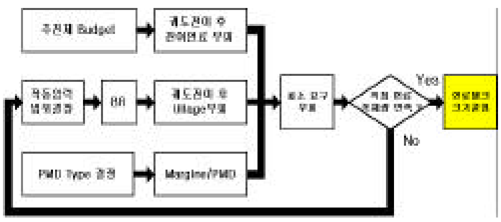

그림 4. Fuel Tank Design Process.

구조계와 위성체 부품선정 Trade-off Study를 통해 위성탑재에 용이한 형태로 탱크를 설계한다는 전제 하에, 앞에서 구한 최소 탱크 총부피를 고려하여 탱크의 크기를 결정하였다. 그림 5에서 보는 것처럼 설계된 탱크의 총 높이는 1500 mm이고 탱크의 직경이 900 mm인 실린더 형태이며 탱크의 양쪽은 반경 519.4 mm의 반구형상을 갖는 총부피 0.8073 m^3의 탱크를 설계하였다. 연료 적재용량은 총 탱크부피의 91.19%를 차지하고 다른 위성체와 비교를 하면, 무궁화 3호의 경우 연료적재 용량은 89.6% 이다.

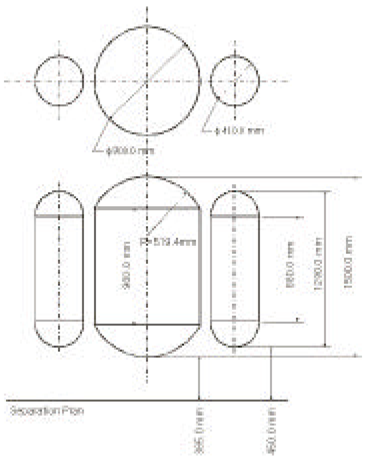

그림 5. 2005SAT Propellant Tanks Size

3.5.2 산화제 탱크 설계(Oxidizer Tank Design)

위성발사 전에 탱크내에 적재되는 산화제의 질량은 396.18 kg이며 이 값을 산화제의 밀도로 나눈 값이 적재된 추진제의 부피가 된다.

$$V_{ox} = \frac{873.43}{90.03} = 9.70\ ft^3 \qquad (5)$$

LAE 작동이후에는 초기 Nominal Propellant 양의 3%인 산화제 잔류량이 배관과 PMD에 남아있을 것이다. 위성탑재에 편리한 형태로 탱크를 설계한다는 전제 하에 앞에서 구한 최소 탱크 총부피를 고려하여 탱크의 크기를 결정하였고 위성체 질량균형을 고려하여 산화제 탱크를 두 개로 나누었다. 그림 5에서 보이는 바와 같이 산화제 탱크의 총 높이는 1290 mm이고 직경은 410 mm인 실린더 형태로 산화제 탱크가 설계되었고 탱크의 양쪽은 반경 205 mm의 반구형상을 갖는 총 부피 0.1523 m^3의 탱크를 설계하였다. 2개의 탱크를 사용하므로 산화제 탱크 부피는 총 0.3046 m^3이된다. 산화제 적재용량은 총 탱크부피의 90.18%를 차지한다. 무궁화 3호의 경우, 산화제 적재 용량은 76% 이다.

3.5.3 가압제 탱크 설계(Pressurant Tank Design)

① 연료, 산화제 탱크내의 가압제 질량계산

산화제 탱크의 압력과 연료탱크의 압력은 LAE 작동동안 300 psi로 압력조절기를 통하여 일정하게 조절되며 LAE 작동이후에는 가압제 탱크와 격리되고 Blowdown System으로 전환되어 추진시스템이 작동된다. 그러므로 LAE 작동이후에 연료 탱크, 산화제 탱크, 가압제 탱크에 남아있는 가압제의 양을 예측하면 위성발사시 필요한 최소의 가압제 질량을 계산할 수 있다. LAE 작동이후 가압탱크내의 압력은 ΔP와 가압탱크로의 역류방지를 고려하여 추진제 탱크보다 큰 압력인 350 psi로 설정하였다.

LAE 작동 이후 산화제 및 연료탱크내 가압제(He)의 부피는 산화제 탱크내의 부피인 10.76 ft^3과 연료탱크내의 부피 18.84 ft^3의 합인 29.60 ft^3(=0.8382 m^3)이다. 이러한 가압제(He)의 부피값과 아래의 이상상태 방정식을 사용하여 산화제탱크와 연료탱크에 있는 가압제의 질량을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$m = \frac{PV}{RT} = 2.8374\ kg \qquad (6)$$

② 가압제 탱크선정

압력조절방식을 사용하는 정지궤도위성의 가압제 탱크의 내부압력은 3000 psi에서 5000 psi 사이로 결정하는 것이 일반적이다. 처음 가압제 탱크의 부피를 가정 후 다음절에 기술한 가압제 탱크의 압력을 구하는 계산과정을 통하여 적절한 압력값이 나올 때까지 반복계산을 통하여 탱크부

피를 결정한다. 또한 위성탑재에 편리한 형태로 탱크를 설계한다는 전제 하에 탱크의 크기를 결정하였고 위성체 질량균형을 고려하여 가압제 탱크를 두 개로 하였다. 반복계산과정을 통해 결정된 가압제 탱크의 총 높이는 524 mm이고 탱크의 직경은 324 mm인 실린더 형태이며 탱크의 양쪽에는 반경 162 mm의 반구 형상을 갖는 부피 0.034305 m^3의 탱크를 설계하였다. 2개의 탱크를 사용하므로 가압제 탱크의 총부피는 0.06861 m^3가 된다. 이 위와 같은 부피의 가압제 탱크를 사용할 때 LAE 작동이후 가압제 탱크내 압력은 350 psi이고 가압제의 질량은 아래와 같이 계산된다.

$$m = \frac{PV}{RT} = 0.2710 \text{ kg} \qquad (7)$$

③ 가압제 총 질량 계산

위성작동 임무기간을 통해 가압제의 누출이 없다는 가정하에 LAE 작동후에 연료탱크와 산화제 탱크내의 가압제와 가압제 탱크내의 가압제 질량을 더하면 필요한 총 가압제의 양이 계산된다. 즉 가압제 총질량은 LAE 작동후 연료/산화제 탱크내의 가압제 질량에 가압제 탱크내에 남아있는 질량을 더한 값인 3.1083 kg이다.

④ 가압제 탱크의 압력 계산

위성발사시 연료탱크와 산화제탱크에는 연료 및 산화제 외에 적정량의 가압제가 충전된다. 앞서 구한 가압제의 총질량에서 연료탱크와 산화제 탱크내의 가압제 질량을 감해주어야 가압제 탱크내에 적재되는 질량을 구할 수 있다.

LAE 작동 이전 연료탱크와 산화제탱크 내의 가압제(He)의 부피는 연료 탱크내의 초기 가압제의 부피 2.23 ft^3과 산화제 탱크내의 초기 가압제의 부피 1.06 ft^3로 두 탱크내의 가압제 총 부피는 3.29 ft^3(=0.0932 m^3)이고 위성발사시 연료탱크와 산화제 탱크 내 가압제 질량은 아래와 같이 계산된다.

$$m = \frac{PV}{RT} = 0.3155 \text{ kg} \qquad (8)$$

가압제 탱크내의 가압제 질량은 가압제 총질량으로부터 위에서 구한 연료/산화제 탱크내의 가압제 질량을 빼준 값인 2.7929 kg이다.

이렇게 구한 탱크질량을 기초로 하여 아래와 같은 이상상태 방정식을 이용하면 가압제 탱크의 압력을 구할 수 있다.

$$P = \frac{mRT}{V} = 2487345 \text{ kg/ms}^2 = 3607.6 \text{ psi} \qquad (9)$$

이러한 가압제 탱크설계의 과정을 나타내면 그림 6과 같다.

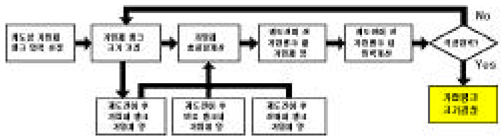

그림 6. Pressurant Tank Design Process.

3.6 추력기 및 추진제 탱크 배치

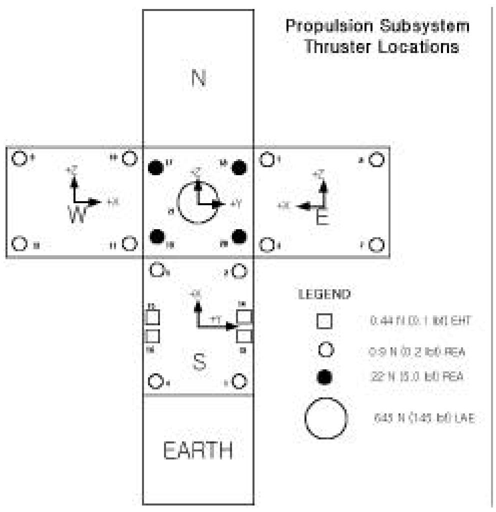

그림 7. 2005SAT Thruster Positioning

추력기의 위치는 그림 7, 그림 8에서 보이는 바와 같이 2005SAT의 남쪽면과 동/서면에 위치한다. 천이궤도동안 ΔV를 제공하는 LAE는 지구

반대방향 패널에 장착되고 위성체 무게중심선과 엔진의 추진 축을 같은 선에 맞추어서 자세제어를 하는데 필요한 추진제 소모량를 최소화한다. 5.0 lbf REA (Rocket Engine Assembly)는 지구 반대쪽 패널에 장착되어 LAE 작동 직전에 off-pulse 모드로 사용되어 추진제에 가속을 주어 추진제를 추진제 탱크의 배출구 쪽으로 모아주는 역할을 한다.

또한 5.0 lbf REA는 LAE 작동 중에 Roll(Y축)과 Pitch(Z축)방향의 자세제어에 사용된다. 남쪽과 동/서면에 위치한 0.2 lbf REA는 임무기간동안 3축 자세제어에 사용되고 LAE 작동 중에 Yaw(X축)방향의 자세제어에 사용된다. 또한 동/서면의 REA는 동/서 위치유지(East/West Sation keeping)에 사용된다.

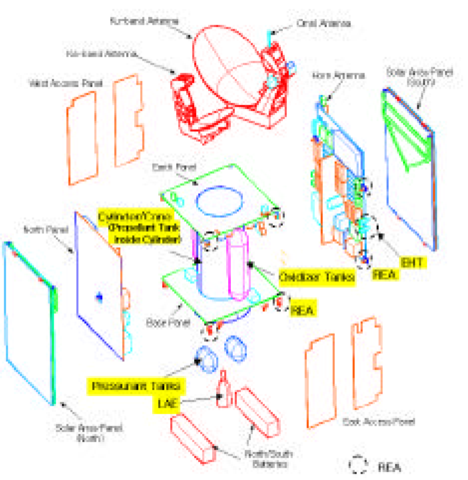

그림 8. 2005SAT System Configuration

효율적인 남/북 위치유지(North/South Staion-keeping)를 위해 비추력이 비교적 높은 전열추력기(EHT)를 남쪽면에 장착하였다. 이러한 낮은 추력수준의 추력기와 위성체 외부면 가장자리에 위치한 추력기를 사용하여 높은 수준의 자세제어와 효율적인 추진제 사용을 가능케 한다.

추진제 탱크의 위치는 그림 8에서 보이는 바와 같이 가장 크기가 큰 연료탱크를 위성체 중심의 실린더 내에 장착하였고 산화제 탱크를 동/서쪽에 각각 하나씩 장착하였다. 2개의 가압제 탱크는 위성체 Base Panel 밑의 남/북쪽에 하나씩 장착하였다. 또한 점선의 원은 REA와 EHT의 장착위치를 보여준다.

3.7 추진시스템 개념설계 형상도

개념설계를 통해 개략적으로 구해진 2005SAT의 추진시스템은 그림 9에서 보는바와 같다.

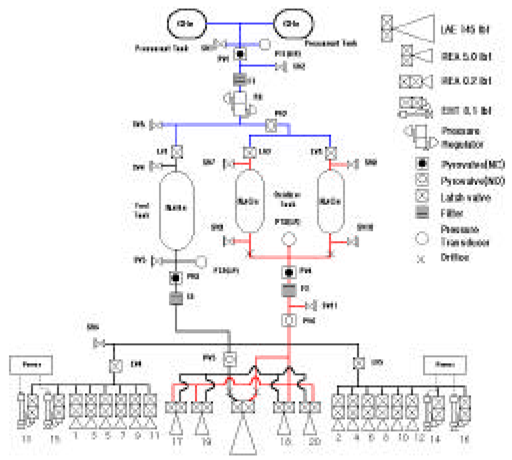

그림 9. Schematics of 2005SAT Propulsion System

이중모드 추진시스템(Dual-Mode Propulsion System)으로 궤도전이를 위한 1기의 LAE와 4기의 이원추력기를 장착하였고 궤도상에서의 자세제어를 위해 12기의 REA, 4기의 전열추력기(EHT)를 탑재하였다. 연료와 산화제를 밀어내기 위한 가압제가 두 개의 가압탱크에 저장되며 이는 압력조절기(Pressure Regulator)를 통해 궤도전이 과정동안 일정한 압력으로 가압제를 추진제 탱크에 공급한다. 연료공급을 위해 연료탱크가 추력기에 연결되어 있으며 병렬로 두 개의 산화제 탱크가 장착된다. 각 탱크의 공급선상에서 모든 제어요소들의 상부에 필터를 장착하여 불순물을 제거토록 하였다. 래치밸브는 탱크와 각 제어요소들 사이에 위치하여 이들을 격리시키는 역할을 하고 필요시 개폐를 통해 추진제, 산화제, 가

압제를 공급한다. NO(Normally Open), NC (Normally Close) 두가지 형태의 파이로밸브를 산화제 탱크의 상·하단과 연료탱크의 하단, 가압제 탱크의 하단에 배치하였고 특히 궤도전이 이후에는 파이로 밸브를 사용하여 LAE에 공급되는 연료라인과 산화제 라인, 가압제 라인을 격리한다. 그 외에 연료 및 산화제, 가압제를 주입하는데 사용되는 서비스 밸브를 장착하였다. 탱크와 배관 내의 압력을 측정하여 추진시스템의 상태를 감시하는 역할을 하는 압력계는 각 탱크 출구부분에 장착한다.

4. 결 론

본 논문에서는 수명 12년의 중형급 정지궤도 통신위성의 추진시스템 개념설계 과정을 기술하였다. 시스템에서 임무해석을 통해 계산된 ΔV를 기초로하여 12년간 필요한 추진제 양을 계산하였고, 계산된 연료의 양은 714.64kg, 산화제의 양은 396.2kg 그리고 가압제의 양은 3.12kg이다. 개념설계를 위해 기본적인 초기사항을 설정하고 앞서 계산된 값을 기초로 하여 추진시스템의 연료탱크와 산화제 탱크의 크기를 계산하였고 필요한 가압제 질량과 가압제 탱크의 크기와 압력을 계산하였다. 또한 다른 시스템과 Trade-off Study를 통하여 추력기의 크기, 위치와 수를 결정하였고 탱크의 탑재위치를 정하였다. 이러한 개념설계 자료를 토대로 하여 향후 예비설계와 상세설계를 위한 통신위성 추진시스템 개발의 기본데이터가 구축되었다.

참고문헌

1. Charles D. Brown, "Spacecraft Propulsion", AIAA education series, 1996.
2. 장영근, 이동호 "인공위성 시스템", 경문사, 1997.
3. 홍용식, "우주추진공학", 청문각, 1996.
4. "Koreasat 3 Preliminary Design Review Data Package", Vol 7, Book 1 of 2 Propulsion, Lockheed Martin.
5. "Koreasat 3 Critical Design Review Data Package", Vol 7, Book 1 of 2 Propulsion, Lockheed Martin.
6. 최환석, "다목적실용위성 추진제 Budget 및 추진계 성능해석", KARI-SB-TM-1999-18-v.1-rev.1 , 1999.