

技術論文

소형위성 개념설계를 위한 SEDT의 개발

황기룡*, 이보라*, 김수정*, 고성환*, 권순경*, 이미현*, 장영근**

Development of SEDT(System Engineering Design Tool)
for Small Satellite Conceptual DesignKi-Lyong Hwang*, Bo-Ra Lee*, Su-Jeoung Kim*, Sung-Hwan Ko*,
Soon-Kyung Kwon*, Mi-Hyun Lee* and Young-Keun Chang**

ABSTRACT

SEDT(System Engineering Design Tool) has been developed for small satellite conceptual design with an aim to verifying the nanosatellite HAUSAT-2 design. The program can calculate the mass and power of whole satellite system having specific mission and estimate the system cost based on mission and user requirements. It is containing various analysis data of more than 200 small satellites. The database will provide the trend analysis results of the small satellites which will become important design factors. This tool has also been verified by applying more than 10 small satellite data through case studies.

초 록

나노위성 HAUSAT-2 설계 검증의 일환으로 소형위성의 초기개념설계를 위한 시스템 엔지니어링 설계 도구를 개발하였다. 본 프로그램은 위성의 임무 및 사용자 요구조건을 바탕으로 탑재체와 각 서브시스템의 설계 과정을 거치면서 위성 전체 시스템의 질량 및 전력을 산출하고 설계된 시스템의 제작비용을 예측할 수 있다. 약 200여개의 소형위성 분석 데이터를 포함하고 있으며, 데이터베이스는 소형위성의 경향 분석을 제공할 뿐만 아니라 중요한 설계 요소로 쓰이고 있다. SEDT는 약 10개 이상의 소형위성 데이터를 경우에 따라 적용하면서 검증되었다.

Key Words : SEDT(시스템 엔지니어링 설계 도구), Conceptual Design(개념설계), User/Mission Requirements(사용자/임무 요구조건), Database(데이터베이스), Characteristic Equation(특성방정식)

1. 서 론

위성의 초기 개념설계에서는 일반적으로 설계 엔지니어가 제작하고자 하는 위성의 임무, 질량,

비용 등을 고려하여 유사한 이전의 위성 데이터를 분석한 후, 적합한 시스템을 대략적으로 설계한다. 위성의 총질량과 임무에 필요한 요구전력을 바탕으로 각 서브시스템에 질량, 전력 버짓을 할당하고, 버짓 내에서 주어진 임무수행에 필요한 성능을 갖출 수 있도록 설계한다. 대략적으로 이 설계에 대한 적합성 및 타당성 여부를 판단하는 것이 초기 개념설계의 마지막 작업 범위라 할 수 있다.

† 2004년 7월 5일 접수 ~ 2004년 9월 2일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 대학원

** 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처자, E-mail : ykchang@mail.hau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

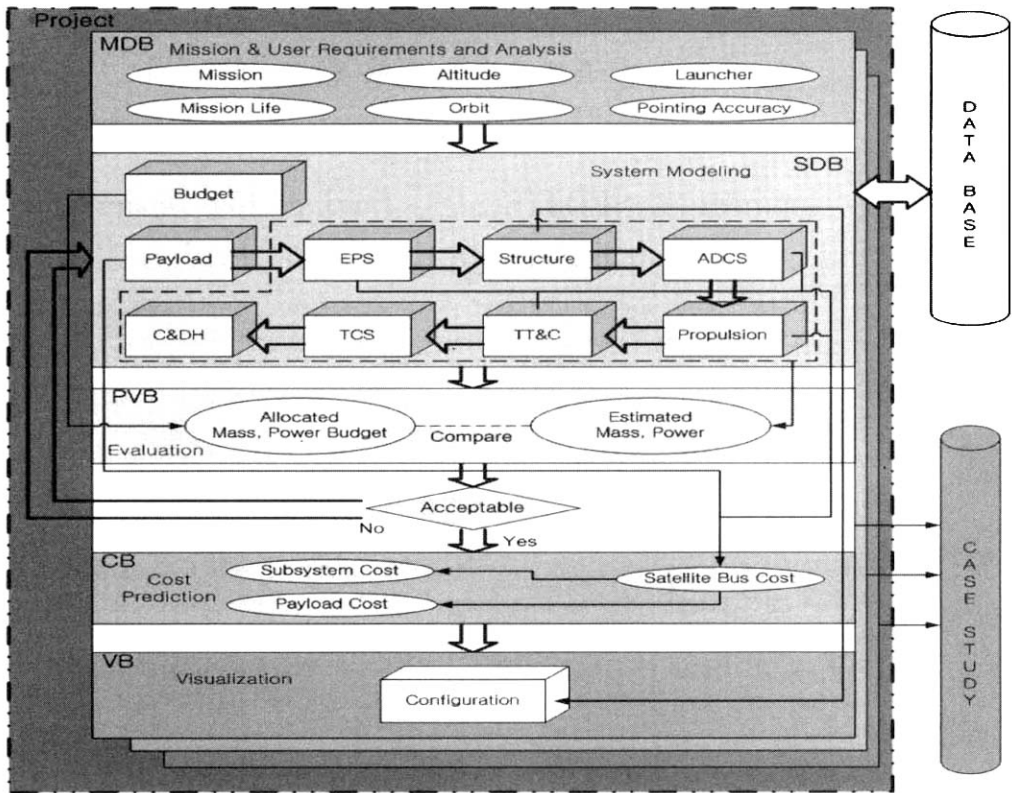


그림 1. SEDT 설계 흐름도

본 연구는 이러한 일련의 과정을 프로그램화 함으로써 빠르게 늘어나는 소형위성의 수요에 대비할 수 있는 신속하고 신뢰성 있는 개념설계를 수행하도록 하는데 그 목적이 있다. 이와 더불어 위성 시스템 전반을 이해하는데 유용한 교육용 도구로서도 큰 의미를 가지고 있다.

위성은 실제로 각 분야의 전문가가 함께 초기 개념설계에서부터 참여하므로 많은 의논과 회의를 통해 설계가 이루어진다. 이러한 설계방식을 반영하면서 시스템 개발 초기부터 모든 잠재적 조건을 고려하면서 의견 교환 및 합의로 결정을 이끌어내는 개념이 동시공학(Concurrent Engineering)이다.¹⁾ 이것은 기본적으로 하나의 장소, 하나의 시스템 설계 모델, 소프트웨어 인프라, 설계 과정 속에서 이루어진다. 최근 이러한 개념이 위성설계 과정에 도입되고 있으며, SEDT는 비록 개인이 모든 시스템을 설계하지만, 이러한 개념을 최대한 반영하기 위해 시스템과 각 서브시스템간의 상호관계를 내부 알고리즘을 통해 잘 반영할 수 있도록 하였다. 임무단계에서부터 각 서브시스템의 설계까지 데이터의 의존도를 기준으로 일련의 순서를 가지도록 하여 그림 1과

같이 가장 이상적인 설계과정을 정립하였다.

SEDT는 설계 엔지니어가 설계한 설계 요소와 200여개의 위성데이터를 이용하여 위성의 대략적인 규격과 질량 및 전력을 예측할 수 있는 프로그램이다. 기본적으로 통계분석을 기반으로 한 통계분석 소프트웨어라고도 할 수 있을 정도로 데이터베이스 분석내용이 첨가되어 있다.

미국 CalTech의 LSMD(Laboratory for Spacecraft and Mission Design)에서는 T-Mas, SPICED, DrawCraft와 같은 위성 시스템 설계 도구를 연구개발 중에 있으며²⁾ Munich Univ.의 MuSSat, SAIC(Science Applications International Corporation)의 SOCM(Space Operations Cost Model) 등이 대표적인 시스템 엔지니어링 설계 도구이나 우리의 설계 도구와 같이 (초)소형 설계에는 적용되지 못한다. 비용예측 설계도구는 최근 소형위성을 대상으로 개발 중이나 대부분의 시스템 설계 도구는 아직 대형위성데이터를 반영하고 있는 실정이라 급변하는 추세에 적합한 소형 위성 설계에 어려움이 있다. 이에 착안하여 10~200 kg급의 소형 위성 데이터를 수집, 분석하여 소형 위성용 개념 설계 도구로서 개발한 것이

SEDT이다.

전체 시스템 설계도구는 특성상 소프트웨어를 설계하는데 있어서 설계 엔지니어가 만족하도록 하기 힘들다. 따라서 이런 문제는 소프트웨어의 정확한 목적과 사용범위를 명확히 하는데서 해결할 수가 있다. 초기 개념설계 시 요구되는 위성 설계의 범위를 정하는 것이 설계도구의 성능을 결정짓는 핵심사항이다.³⁾

프로그램 개발은 설계와 코딩으로 이루어진다. 프로그램 코딩과 검증에 대해서는 추후에 다루기로 하고 본 논문에서는 주로 SEDT의 설계 과정 및 개발된 알고리즘과 각 단계에서의 설계 범위에 대해서 다룰 것이다. 이하에서 언급되는 내용 중 대부분의 수식은 데이터베이스 통계를 바탕으로 분석한 것이며, 데이터베이스는 200kg이하의 소형위성을 대상으로 구축하였다.

II. 알고리즘 개발

2.1 임무설계 블록(MDB; Mission Design Block)

약 200여개의 소형위성(200 kg이하) 임무 분석을 통해 원격탐사, 통신, 우주과학 임무를 갖는 위성을 설계할 수 있도록 하였다. 특히, 저궤도 이동통신임무는 대부분 위성군(constellation) 또는 편대비행(formation flying)을 통해 이뤄지고, 우주과학의 임무는 적용범위가 넓고 다양하여 설계 엔지니어로 하여금 절차화된 요구사항을 입력하기 어려우므로, 이 두 가지 경우는 탑재체의 질량과 전력만을 고려한 버스시스템 설계를 하도록 하였다. 이와 달리 원격탐사 및 우주과학 중 일부 광학계를 이용한 임무의 경우는 요구사항을

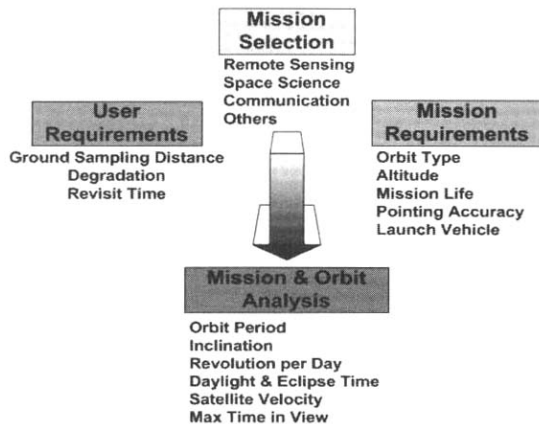


그림 2. 임무설계 블록 구성도

입력하고 기본적인 궤도분석 결과를 산출하도록 하였다.

임무설계 블록(MDB)은 그림 2와 같이 크게 임무 선택, 사용자 요구조건(user requirement), 임무 요구조건(mission requirement), 임무 및 궤도해석(mission & orbit analyses)으로 구성되어 있다. 여기서 산출된 값은 시스템 설계 블록(SDB)의 각 서브시스템의 설계에 반영된다.

2.2 시스템 설계 블록(SDB; System Design Block)

시스템 설계 블록(SDB)은 버짓설계를 포함한 위성의 각 서브시스템을 총괄하는 역할을 하며 SEDT에서 가장 핵심이 되는 설계 단계이다.

2.2.1 버짓설계

특수한 목적으로 개발되는 위성을 제외하고는 일반적으로 초기 개념설계 시 각 서브시스템은 일정 버짓을 가지고 위성설계가 이루어진다. 하지만, 버짓설계 시 소형위성은 대형위성과 다른 특성을 한 가지 들 수 있다. 그간 대부분의 마이크로급 소형위성은 대형위성과 달리 추진시스템을 채택하지 않았으나 최근 들어 전기추진시스템을 포함한 저전력, 경량의 마이크로 추력기의 성공적인 개발과 함께 추진시스템의 사용이 증가하고 있다. 이때 추진시스템의 유형에 따라 설계 및 버짓이 현저히 다르다. 이것은 소형위성이 갖는 중요한 특징이기도 하다. 따라서, 버짓설계 단계부터 추진시스템의 유무를 설정하도록 하였으며 버짓설계에 반영하게 된다. 또한, 자세제어시스템은 임무설계 블록에서 임무가 결정되고 분석되면, 초기에 능동, 수동제어 유무를 선정하여 이것을 버짓설계에 반영한다. 표 1은 질량버짓 특성방정식, 표 2는 전력버짓 특성방정식을 보여주고 있으며 이는 데이터베이스 자료 중 가용한 데

표 1. 질량버짓 특성방정식

Subsystem	Characteristic Equation[%]	
Payload	Input	
Propulsion	$-0.012M + 9.415$ (13)	
ADCS	Passive	$0.0217M + 5.8198$ (15)
	Active	$-0.0142M + 13.748$ (16)
C&DH	$-0.0079M + 5.5627$ (38)	
TT&C	$-0.0103M + 6.5935$ (50)	
TCS	$-0.0002M^2 + 0.0498M + 0.4785$ (36)	
EPS	$-0.0084M + 18.237$ (37)	
Structure	$-0.01M + 31.079$ (53)	

M[kg]: 위성의 총 질량

표 2. 전력버짓 특성방정식

Subsystem	Characteristic Equation[%]	
Payload	Input	
Propulsion	0.0014P + 8.5 (7)	
ADCS	Passive	-0.0152P + 8.858 (10)
	Active	0.0036P + 18.304 (18)
C&DH	-0.03P + 15.39 (29)	
TT&C	0.0456P + 25.853 (35)	
TCS	0.0067P + 0.7862 (14)	
EPS	-	
Structure	-	

P[W]: 위성의 평균전력

이터 일부를 이용해서 만든 것이다. 할당된 질량, 전력은 차후 설계 결과와 비교할 수 있는 척도로 쓰인다. (이후부터 모든 특성방정식 옆의 괄호속의 수는 활용된 데이터의 개수를 의미한다.)

앞으로 이 특성방정식은 데이터베이스를 증가 시키면서 업데이트하고 차후에는 위성의 질량 및 임무 등에 따라 특성방정식을 구분하여 설계할 예정이다.

2.2.2 탑재체 (Payload)

일반적으로 위성의 임무에 따라 탑재체를 결정하게 되며, 탑재체는 그 특성상 아주 다양하여 광학계를 이용한 탑재체를 제외하고는 일률적으로 적용되는 설계 과정을 가지고 있지 않다. 따라서 설계 엔지니어가 요구하는 질량, 전력만을 고려함으로써 위성 시스템의 구성 요소로 쓰이도록 하였다. 현재의 SEDT는 원격탐사 또는 우주 과학의 단일 임무를 가진 탑재체의 규격 설계만을 포함하고 있다. 표 3은 광학센서를 이용한 탑재체를 설계할 경우의 요구조건 항목을 나타내고 있다.

표 3. 광학계 탑재체 요구조건 항목

Input Items of Requirements
Spectral Bands
Operating Wavelength
Ground Sample Distance
Swath Width
Tilt Angle
Pixel Pitch
Quantization

이 항목을 바탕으로 표 4와 같이 설계 엔지니어의 요구조건을 만족하는 탑재체의 규격을 산출하게 된다.

표 4. 광학 탑재체 규격 항목

Design Specification
Instantaneous Field of View (IFOV)
Minimum FOV
Minimum Number of Active Pixels
Effective Focal Length
Aperture Diameter
F-number
Cut-off Frequency
Nyquist Frequency
Integration Time
Pixel Readout Rate
Data Rate

2.2.3 전력계 (EPS)

전력계는 설계 엔지니어가 임무를 수행함에 있어서 요구되는 평균전력을 바탕으로 모델링이 이루어진다. 전력계의 초기 개념설계 범위는 위성이 요구하는 평균요구전력을 바탕으로 임무 말 요구전력을 구하고, 이를 생성하는데 유효한 태양전지셀 면적을 도출하는 것과 배터리 용량, 충전전력, 버스전압 등을 설계하는 것이다.

이 모델링 요구조건을 설계하기 위해서는 설계 엔지니어의 기본적인 입력과 선택이 필요하다. 먼저, 전력조절(power regulation) 방식과 태양전지셀에 따른 셀이 생성할 수 있는 전력(P_{SC})을 계산하고, 이를 바탕으로 한 임무말 요구전력을 구하는데 이용하는 식은 다음과 같다.⁴⁾

$$P_{SC} [W] = \frac{\left(\frac{P_{ave} T_e}{X_e} + \frac{P_{ave} T_d}{X_d} \right)}{T_d}$$

여기서, P_{ave} 는 요구되는 평균전력, X_e 는 전력 조절방식에 따른 식기간 효율, X_d 는 전력 조절방식에 따른 일기간 효율, T_d 는 일기간, T_e 는 식기간을 나타낸다.

그리고, 임무초기의 필요전력과 거기에 감쇄율을 고려하여 임무말의 전력(P_{EOL})을 구한다.

$$P_{EOL} [W] = P_{REOL} \times A_{SC} \times 0.8$$

여기서, A_{SC} 는 태양전지셀의 면적, P_{REOL} 은 임무말 필요전력량을 의미한다.

임무말에서의 필요전력과 식기간과 배터리 방전율(DOD)을 이용하여 배터리의 용량(J_b)을 구한다.

$$J_B [Whr] = \frac{P_{EOL} \times T_e \times \left(1 + \frac{Margin_{power}}{100}\right)}{\frac{DOD}{100}}$$

배터리 질량을 구하기 위해 각 배터리 재질과 용량에 따른 셀 전압의 비를 이용하여 질량의 특성방정식을 표 5에 나타내었다.

표 5. 배터리 질량 특성방정식

Battery	Characteristic Equation[kg]
Ni-Cd	$0.0313 \times (J_B/V_{Cell}) + 1.6946$ (26)
Ni-H ₂	$0.0227 \times (J_B/V_{Cell}) + 29.252$ (9)
Ni-MH	$0.0205 \times (J_B/V_{Cell}) - 3.0818$ (21)
Li-Ion	$0.0231 \times (J_B/V_{Cell}) + 1.1599$ (17)
Li-Polymer	$0.0179 \times (J_B/V_{Cell}) + 3.9565$ (4)

V_{Cell}[V] : 배터리 전압

2.2.4 구조계 (Structure Subsystem)

실제 위성 초기 개념설계 시의 구조계는 위성의 전체 형상을 설계하고 각 서브시스템의 구성품을 예상하여 기본 요구조건을 만족하도록 해석하는 과정이 주로 이루어진다. SEDT는 위성체 기본구조의 크기, 재질, 질량, 면적, 부피와 관성모멘트 등을 구하게 된다.

먼저, 재질, 기본구조 형상, 유효한 패널두께를 설정한다. 이 요소들을 바탕으로 SEDT는 위성의 길면적, 단면적, 부피를 구하게 되고, 외부구조질량을 산출한다.

다음으로 SEDT는 설계 엔지니어가 설정하는 위성 크기와 길면적이 적절한 값인지를 알아보는 과정을 거친다. 이 과정은 전력계에서 설계된 태양전지셀 요구면적과 위성 전체면적과의 관계를 비교하여 설계 엔지니어가 태양전지판의 전개여부를 결정하도록 설계하였다. SEDT에서 전력계를 설계 엔지니어로 하여금 먼저 설계토록 한 이 유도 여기에 있다.

위성의 태양전지셀 요구면적이 패널 길면적과 비교하여 적합치 않은 많은 면적을 요구할 경우, 시스템 블럭의 평균전력 버짓을 재설계할 수 있도록 하였다.

구조계의 질량을 구하는 과정에서는 몇몇 할당량에 대해서 데이터베이스 분석을 통해 참조값을 제공하였으며, 설계 엔지니어가 질량마진을 설정하여 설계할 수 있도록 계산과정을 넣었다. 또한, 관성모멘트는 기본형상을 토대로 간단하게 산출하여 자세제어계에서 이용할 수 있도록 하였다.

구조계의 질량은 다른 서브시스템과 달리 질량을 직접 설계에 따라 예측할 수 있으므로 직접

구하는 과정을 넣은 것이 특징이라 할 수 있다.

일반적으로 구조계는 안테나 또는 태양전지판 전개 매커니즘에 사용되는 전력을 예상할 수 있는데, 초기 개념설계 시 이에 해당하는 전력 버짓을 고려하지 않는 경우도 많으므로, 현재 SEDT에서는 구조계에서 사용하는 전력을 고려하지 않고 설계가 이루어진다.

2.2.5 자세제어계 (ADCS)

위성의 임무에 따라 임무수행을 원활하게 하기 위한 요구 자세제어 정밀도와 자세제어방식을 선택한 후, 이에 쓰이는 센서와 구동기를 선정하고 질량과 전력을 예측하는 과정이다.

자세지향 방식과 안정화 방식에 따라 자세제어방식을 선택할 수 있다. 센서는 임무설계 블럭에서 설정된 지향정밀도와 비교하여 선택하고 개수를 입력할 수 있도록 하였다. 구동기는 계산된 외란의 범위 내에서 제어 가능한 것을 선택하고, 감쇄기는 구동기에 따라 설정할 수 있도록 하였다. 설계 엔지니어로 하여금 적합한 설계를 유도할 수 있도록 각 센서가 실제 위성에서 사용되는 범위를 제공하고, 이에 따른 활성화는 데이터분석을 근거로 하고 있다.

센서의 질량 및 전력예측은 데이터베이스 분석을 통해 자체 제작된 특성방정식을 통해 이루어진다. 표 6과 표 7과 같이 각 센서 및 구동기의 질량은 위성의 총 질량에 따라 예측이 가능함을 알 수 있고, 표 8과 표 9로부터 각 센서 및 구동기의 사용전력이 위성의 전체 평균전력에 따라 예측 가능함을 알 수 있다. 단, 영구자석과 댐

표 6. 센서의 질량 특성방정식

Sensor	Characteristic Equation[kg]
Sun Sensor	$0.0006M + 0.122$ (16)
Magnetometer	$0.001M + 0.1166$ (15)
Earth/Horizon Sensor	$0.0099M + 0.2544$ (8)
Gyroscope	$0.0011M + 0.1663$ (6)
Star Sensor	$0.0037M + 0.5493$ (8)

표 7. 구동기의 질량 특성방정식

Actuator	Characteristic Equation[kg]
Permanent Magnet	$951.8 \times T_D^{51}$
Damper	$5.4 \times T_D^{51}$
Reaction/Momentum Wheel	$0.005M + 0.9497$ (32)
Magnetic Torquer	$0.001M + 0.434$ (23)
Gravity Gradient Boom	$0.0289M + 1.3049$ (10)

표 8. 센서의 전력 특성방정식

Sensor	Characteristic Equation[W]
Sun Sensor	$3 \times 10^{-5}P + 0.1051$ (14)
Magnetometer	$0.0006P + 0.3214$ (14)
Earth/Horizon Sensor	$0.0173P + 1.4271$ (6)
Gyroscope	$0.0007P + 2.3821$ (8)
Star Sensor	$0.0348P + 7.0388$ (5)

표 9. 구동기의 전력 특성방정식

Actuator	Characteristic Equation[W]
Reaction/Momentum Wheel	$0.0093P + 1.7448$ (21)
Magnetic Torquer	$0.0117P + 1.4017$ (18)

M[kg]: 위성의 총 질량
 P[W]: 위성의 평균 전력
 T_D[Nm]: 총 외란

퍼의 질량의 경우는 위성의 총 질량보다는 계산된 총 외란에 따라 설계되는 것이 더욱 정확할 결과를 보인다.⁵⁾

2.2.6 추진계(Propulsion Subsystem)

추진계는 소형위성의 특징이 가장 두드러지게 나타나는 설계과정을 가지고 있다. 소형위성에서는 질량 및 전력버짓을 맞출 수가 없기 때문에 대형위성이 갖는 추진시스템을 쓸 수가 없다. 따라서 향후에는 널리 사용될 소형위성용 추진시스템의 기본 성능을 설계할 수 있도록 하였다.[표 10]⁶⁾

추진계의 설계과정은 우선 추진시스템의 기능을 선정하고 그에 따른 ΔV를 구한 후, 추진제

표 10. 소형위성용 추진시스템

Propulsion Type
Hydrazine(Micro Monopropellant)
Hydroxylammonium Nitrate (Micro Monopropellant)
FEPP(Field Emission Electric Propulsion)
Colloid Thruster
μPPT(Micro Pulsed Plasma Thruster)
Ion Engine
Hall Thruster
(Micro) Cold Gas
FMMR(Free Molecule Micro-Resistojet)
Arcjet
MEMS Thruster
Small Bipropellant Engine

질량을 구하게 된다. 마지막으로 추진계가 갖는 구성품의 질량과 전력을 설계하게 된다. 다음의 식은 기능에 따른 ΔV를 나타낸다.

궤도 천이(Orbit Transfer)

$$\Delta V[m/s] = \frac{1}{2} \times \left(\frac{\Delta H}{H} \right) \times 631.3481 \times (H \times 10^3)^{-\frac{1}{2}} \times (\Delta H \times 10^3)$$

궤도 유지(Orbit Maintenance)

$$\Delta V[m/s] = \pi (C_d A_L / M) \rho_a (a \times 10^3) (V_{cir} \times 10^3) \times N \times 365 \times ML$$

여기서, H는 고도, ΔH는 예상되는 궤도오차, C_d는 항력계수, A_L은 위성의 단면적, V_{cir}는 위성의 비행속도, ML은 임무기간, N은 1일 회전수, M은 위성의 총질량을 의미한다.

소형위성의 추진시스템은 소형의 추력기를 사용하게 된다. 현재 대부분의 소형추력기는 개발 및 인증단계에 있으며, 실제 비행실적은 미비한 편이다. 따라서 설계 과정도 아직 확립되어 있지 않아 설계 엔지니어의 설계 어려움을 덜 수 있도록 각 추진시스템에 대해 추력레벨, 비추력, 질량, 전력에 대한 정보를 제공하고 있다.

추진제의 질량(M_{Propellant})은 궤도천이, 궤도유지 기능에 따른 ΔV를 이용하여 구한 추진제의 질량과 자세제어 기능 선택에 따른 총 임펄스(total impulse)를 고려하여 얻은 추진제의 질량을 합하여 구해진다.

궤도천이, 궤도유지 기능에 따른 추진제의 질량을 구하는 식은 다음과 같다.

$$M_{propellant} [kg] = M \times \left(e^{\frac{\Delta V}{9.81 \times I_{sp}}} - 1 \right)$$

자세제어 기능을 선택하면 설계 엔지니어는 펄스 회수(pulse number), 펄스당 가속시간을 입력하여 아래의 식과 같이 총 임펄스를 구하여 자세제어에 필요한 추진제 질량을 산출한다.

$$M_{propellant} [kg] = \frac{F \times t_{on} \times n}{I_{SP} \times 9.81}$$

여기서, I_{SP}는 비추력, M은 위성의 총질량, F는 추력의 크기, t_{on}은 구동시간, n은 펄스 회수를 의미한다.

2.2.7 통신계(TT&C)

통신계의 초기 개념설계는 링크버짓 계산과

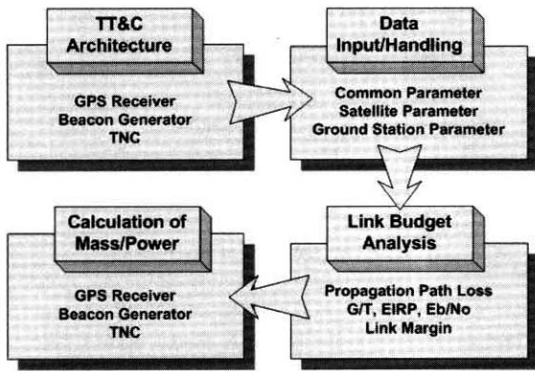


그림 3. 통신계 설계 흐름도

구성품의 질량과 전력을 예측하는 것으로 범위를 설정하였다. 링크버짓 계산은 일반적으로 많이 알려져 있지만 조금씩 계산방법의 차이가 있다. SEDT는 소형위성의 링크버짓 결과를 분석하여 좀더 정확한 결과를 산출할 수 있도록 하였다.

설계 과정은 그림 3과 같다. 기본 구성품 외에 통신계를 구성할 수 있는 GPS 수신기, 비콘 발생기, TNC 등을 선정하고 링크버짓을 계산하는데 필요한 값을 입력하면 링크마진을 계산하고 할당된 질량, 전력버짓을 토대로 각 구성품의 질량, 전력을 산출하게 된다. 통신계의 경우는 다른 서브시스템과 달리 데이터 분석 결과 통신 모듈과 구조에 따라 일정한 질량 및 전력을 예측할 수가 없었다. 따라서 각각의 모듈에 데이터베이스를 근거로 평균적인 값을 할당해주고 있으며 표 11에 보여주고 있다.

표 11. 각 모듈에 할당된 비율

Module		Mass Ratio	Power Ratio
Transmitter		29%	65%
Receiver		24%	10%
Modem		19%	5%
Antenna & Harness		19%	-
Including TT&C Margin	GPS Receiver	9%	20%
	TNC		
	Beacon Gen.		

현재 SEDT의 설계과정을 토대로 진행한 결과와 실제로 설계된 소형위성 데이터를 표 12를 통해 비교해 보았다. 미국의 퍼듀 대학(Purdue Univ.)에서 개발한 20kg급 위성인 BBB(Burn Baby Burn)와 SAT²(Student Animal Tracking Satellite), 스탠포드 대학(Stanford Univ.)에서

개발한 15kg급 위성인 Sapphire와 피코위성인 QuakeSat의 데이터를 SEDT에 적용하여 본 결과, 위성의 질량과 전력에 다소 차이는 있지만, 링크마진을 비교해 본 결과 상당히 근접한 결과 값을 보여주고 있다.

표 12. 링크마진 검증사례

Item	Burn Baby Burn		SEDT	
	U/L	D/L	U/L	D/L
Link Margin [dB]	55.04	31.47	56.4	32.86
	SAT ²		SEDT	
	U/L	D/L	U/L	D/L
	34	14	40	20
	QuakeSat		SEDT	
	U/L	D/L	U/L	D/L
	37	35	38.6	38.6
	Sapphire		SEDT	
	U/L	D/L	U/L	D/L
	18	12	22.5	16.5

2.2.8 열제어계(TCS)

구성품의 온도범위를 설정하고 위성의 표면처리 방법을 설정, 전력소비를 예측하고 위성의 최고, 최저온도를 계산하는 과정을 거친다. 이후 설계 엔지니어가 결과 비교를 통해 적절한 열제어 방식을 선택하게 되면 그에 따른 질량과 전력을 산출하게 된다.

위성의 열제어를 하는데 있어서 중요한 표면 처리는 위성 전체의 흡수율, 방사율을 설정하고 분석을 통하여 선정하는 방식과 미리 결정하여 표면처리에 따라 위성의 흡수율, 방사율을 결정하는 방식이 있는데, 프로그램의 원활한 흐름을 위해 SEDT는 후자를 따르고 있다.

또한 위성내부의 전력소산을 고려할 수 있도록 하였다. 위성의 평균전력은 전장품을 지나면서 전장품을 구동하는데 사용되지만, 일부는 열로 소산된다. SEDT에서는 총 열소산은 평균전력을 공급하기 위해 더 많은 전력이 컨버팅되면서 일부 소산되고 평균전력이 남는 것을 고려하여 최대 평균전력만큼의 열이 내부에서 발생하는 것으로 미리 설정되어 있다. 최소 열소산은 보통 전장품의 효율을 25%로 가정하여 평균전력의 75%가 열로 발생하는 것을 기준으로 하였으며, 설계 엔지니어가 변경할 수 있다.

위성이 겪을 수 있는 최고온도(T_{Max}), 최저온도(T_{Min})는 다음의 관계를 가진다.

$$T_{Max} = \left(\frac{A_c G_s S_{\alpha} \alpha + A F q_{limas} S_{\alpha} \alpha + A F G_s a_t S_{\alpha} K_a}{A \sigma S_{\alpha} \xi} \right)$$

$$T_{Min} = \left(\frac{AFq_{lmin}Sa\xi + Q_{Wmin}}{A\sigma Sa\xi} \right)^{1/4}$$

여기서, A_C 는 구형위성의 단면적, G_S 는 태양 유속, $Sa\alpha$ 는 흡수율, $Sa\xi$ 는 방사율, Q_{Wmax} 는 최대전력소산, Q_{Wmin} 는 최소전력소산, a_l 는 알베도, σ 는 스테판-볼츠만 상수, K_a 는 알베도 보정계수, F 는 형상계수, q_{lmax} 최대 지구 적외 방사선, q_{lmin} 는 최소 지구 적외 방사선을 나타낸다.

설계 엔지니어는 위에서 구해진 온도와 구성품의 온도 범위를 비교하여 열제어 방식을 선정한다. SEDT는 수동 열제어 방식을 기본으로 선정하도록 하였으며, 온도 비교에 따라 능동 열제어 방식인 히터를 설계하도록 하였다. 히터가 요구하는 전력은 다음의 관계를 가지고 있다.

$$Q_H = (A_R \xi \sigma T_L^4) - (A_R \xi \sigma T_W^4)$$

여기서, A_R 방열기 면적, σ 는 스테판-볼츠만 상수, T_L 는 구성품의 최저운용온도, T_W 는 방열기 최저온도, ξ : 태양전지셀의 적외선 방사율을 의미한다.

데이터베이스 분석 결과 대부분의 소형위성은 기본적으로 수동방식을 사용하고 있으며, 부가적으로 능동방식을 사용하는 것으로 판단되며 표 13은 열제어 방식에 따라 만들어진 질량 특성방정식을 나타내고 있다.

표 13. 열제어 방식에 따른 질량 특성방정식

Thermal Control Method	Characteristic Equation[kg]
Passive	0.0208M + 0.1826 (6)
Active	0.0195M + 1.486 (12)

M[kg]: 위성의 총 질량

2.2.9 명령 및 데이터처리계(C&DH)

명령 및 데이터처리계는 다음의 기능, 구조, 장애복구 시스템을 설정함에 따라 시스템의 복잡성을 결정하고[표 14], 그에 따라 질량과 전력을 산출하는 과정으로 이루어진다.

표 14의 선택사항에 따라 시스템은 세 가지 복잡성(Simple, Typical, Complex) 중 한 가지를 결정해준다. 데이터베이스 분석 결과 C&DH의 구조(architecture), 하드웨어 시스템(hardware system)에 따라 C&DH의 질량과 전력에 영향을 주는 것을 확인하고 분류기준을 마련하였다.

표 14. 시스템 복잡성 결정을 위한 선택항목

Item	Description
Function	Data Storage
	Health Monitoring
	Telecommand Handling
	Telemetry Data Handling
	Subsystems Control
	Power Management
	Attitude Determination Control
	Autonomous Fault Detection, Isolation & Recovery
	Others
Architecture	Centralized
	Federated Bus
	Distributed Bus
Hardware System	Single-unit System
	Multiple-unit, Distributed System
	Integrated System into One System
Fault Tolerance	Redundancy
	Distributed Processing
	Watchdog Timer
	EDAC

중앙 집중화 구조(Centralized)와 집적된 시스템(Integrated System into One System)으로 설계할 경우 Simple, 분산화 버스 구조(Distributed Bus)와 싱글 유닛 시스템(Single Unit System)을 설계할 경우 Complex, 이외의 경우는 Typical로 복잡성을 분류하였다.

이러한 시스템 복잡성은 질량과 전력을 산출하는 설계 요소로서 각 복잡성에 해당하는 데이터를 분석하였고, 표 15 및 16은 유도된 질량 및 전력특성방정식을 보여주고 있다.

표 15. 복잡성에 따른 질량 특성방정식

Complexity	Characteristic Equation[kg]
Simple	0.324M - 0.1569 (11)
Typical	0.055M - 0.2266 (41)
Complex	0.0771M - 0.2139 (7)

M[kg]: 위성의 총 질량

표 16. 복잡성에 따른 전력 특성방정식

Complexity	Characteristic Equation[W]
Simple	0.057P + 0.2345 (8)
Typical	0.0817P - 1.584 (29)
Complex	0.1174P + 3.2587 (7)

P[W]: 위성의 평균전력

또한 아래의 수식들을 토대로 데이터량을 계산한다.

샘플율[Hz]: $S = \frac{ND}{P \times 60}$

SOH 데이터율[bps]: $R_i = Q_i \times S \times W_i$

총 SOH 데이터율[bps]: $R_{Total} = \sum R_i$

SOH 데이터 저장량[Mbits]:

$D_{SOH} [Mbits] = R_{Total} \times P \times 60 \times (1024^{-2})$

탑재체 데이터 저장량[Mbits]:

$D_{Payload} = DR_p \times P \times 60$

데이터 전송량[Mbits]:

$D_{Trans} = R_{D/L} \times T \times 60 \times (1024^{-2})$

여기서, ND는 노드개수, P는 궤도주기, Q_i 는 i 번째 센서개수, W_i 는 i 번째 단어크기, T는 한 주기 동안의 관측시간, DR_p 는 탑재체 데이터율, $R_{D/L}$ 는 하향 링크 데이터율을 의미한다.

2.3 성능검증 블록(PVB; Performance Verification Block)

위성의 모든 시스템 설계를 마치게 되면 성능 검증 블록에서는 시스템설계 블록의 질량, 전력 버짓과 설계 엔지니어가 구성한 시스템을 바탕으로 한 질량, 전력설계를 검토하게 된다. 전체 설계 데이터를 한눈에 봄으로써 설계 엔지니어로 하여금 서브시스템 단계의 설계를 변경한다든지, 구성품의 개수를 변경하면서 설계를 수정하는데 도움을 주는 참고자료가 된다.

SEDT의 버짓은 약 200여개의 데이터를 바탕으로 위성의 총 질량에 따른 가장 이상적인 버짓을 할당하고 있으므로 위성 시스템이 갖는 규격대로 설계할 경우 버짓을 넘지 않는 범위에서 가장 근사한 결과를 산출할 경우 적합한 설계가 이루어졌다고 할 수 있다. 또한 오차를 고려한 검증 결과, 아래의 첫 번째 식과 같이 약 10%이내의 설계 마진이 남도록 설계되면 타당성을 가진 설계라 할 수 있다. 단, 전체 시스템의 버짓을 초과하는 경우와 기타의 경우는 시스템 구조 변경을 통한 재설계를 고려해야 한다.

적합한 설계 범위: $0.9 < \frac{M_{EST}}{M_{ALLOC}} < 1.0$

재설계 요구 범위: $\frac{M_{EST}}{M_{ALLOC}} > 1.0$

여기서, M_{EST} 는 산출된 위성의 총 질량, M_{ALLOC} 은 위성의 총 질량 버짓을 의미한다.

2.4 비용 블록(CB; Cost Block)

앞에서 이미 설계된 시스템 또는 서브시스템의 설계값을 토대로 위성의 버스 비용을 산출한다. 다음의 비용예측관계식(CERs; Cost Estimation Relationships)은 비용 산출 근거를 보여주고 있다. 여기서 E_i 는 비용예측관계식에 대한 평균 오차율을 나타낸다.

$C_1 = 6.47 (P_{EOL})^{0.1599} (PA)^{-0.356}, E_1: 0.2955$

$C_2 = 0.702 (M_{TTC})^{0.554} (PP)^{0.0363}, E_2: 0.3568$

$C_3 = 1.44 (R_d \times 10^{-3})^{0.0107} \times (P_{ave})^{0.509} \times 1.0096^{PM_{Dro}}, E_3: 0.3566$

$C_4 = 0.6416 (M)^{0.661} - 1.5117 (PA)^{0.289}, E_4: 0.3719$

$C_5 = 4.291 (A_{SC})^{0.255} \times 1.989^{ADCS_{type}}, E_5: 0.3853$

$C_6 = 0.602 (M_{EPS})^{0.839}, E_6: 0.3707$

여기서, P_{EOL} 은 임무말 요구전력, PA 는 자세 지향 정밀도, M_{TTC} 는 TT&C의 질량, PP 는 탑재체 전력, R_d 는 하향 링크의 데이터 전송율, P_{ave} 는 요구 평균전력, P_s 는 추진계의 건조질량, M 은 위성의 총질량, A_{SC} 는 태양전지셀 면적, $ADCS_{type}$ 은 3축제어 일 경우 1, 그 외의 경우는 0, M_{EPS} 는 전력계 질량을 나타낸다.

위의 각 CER을 계산하여 표준 오차율(E_i ; standard error)을 곱함으로써 다음의 관계식을 만족하도록 한다.

$\sigma_i = C_i \times E_i$

위 두 가지 요소를 가지고 다음 식과 같이 위성버스 비용(SBC)과 탑재체 비용(SPC)을 구한다.

$SBC = \frac{\sum (C_i / \sigma_i^2)}{\sum (1 / \sigma_i^2)}$

$SPC = SBC \times 0.4$

마지막으로 버스 비용과 탑재체 비용에 위성의 개발착수년도에 따른 인플레이션 요소(inflation factor)를 곱함으로써 좀더 정확한 비용을 예측할 수 있다.⁷⁾

2.5 형상화 블록(Visualization Block)

형상화 블록은 위성의 초기 개념설계가 끝나고 위성의 형상 및 구조에 관련된 요소를 토대로 위성의 개념도를 제시하는 역할을 한다. 태양전

지판의 전개, 안테나의 부착 및 전개형상 등 사용자가 각 서브시스템에서 설계된 위성의 기본형상에 관련된 데이터를 바탕으로 위성을 가시화함으로써 위성에 대한 이해도를 높이고, 구조적 형상을 확인할 수 있다.

III. 프로그램 검증

초기 개념설계 시의 자료는 실제 개발완료 단계의 자료를 토대로 볼 때 초기 모델을 제시하는 역할을 한다고 볼 수 있다. 이것의 신뢰도가 높을수록 개발 타당성을 높여줄 수 있다. 따라서 많은 사용사례와 검증을 통해서 SEDT의 신뢰도를 높여야 한다. SEDT는 국가지정 우주시스템연구실에서 개발중인 25 kg급 나노위성 HAUSAT-2의 초기 개념설계를 검증하는 역할을 가지고 있다. 이에 현재 진행 중인 HAUSAT-2의 기본시스템을 SEDT에 적용한 결과를 표 17과 표 18에 나타내었다.

표 17. 질량과 전력

Subsystem	HAUSAT-2 Allocated Budget	SEDT Budget		SEDT Design Results	
	Mass [kg]	Mass [kg]	Power [W]	Mass [kg]	Power [W]
Payload	3.2	3.6	6	3.6	6
EPS	4	4.5	-	4.1	-
Structure	5.5	7.7→6	-	6.1	-
ADCS	6	3.4→5.1	3.7	4.04	12.83
Propulsion	-	-	-	-	-
TT&C	1.5	1.6	5.3	1.61	5.28
TCS	0.8	0.4	0.2	2	3.84
C&DH	1.3	1.4	3	0.4	1
Margin	2.7	2.5	1.8	-	-
Total	25	25	20	21.9	28.95

표 18. 비용 계산

System Cost [M\$]			
S/C Bus cost according to inflation factors			1.78
S/C Payload cost according to inflation factors			0.712
Subsystem Cost [M\$]			
Payload	0.712	Propulsion	0
Structure	0.356	TT&C	0.244
EPS	0.452	TCS	0.039
ADCS	0.358	C&DH	0.331
Total Cost [M\$]			
2.492			

100 kg급의 마이크로 위성에 대한 검증을 위해 SEDTSAT이라는 120kg급의 PaperSat 모델을 만들어 SEDT로 설계할 경우의 결과값을 알아보고 이를 표 19와 표 20에 비교하였다.

표 19. 질량과 전력

Subsystem	SEDT Budget		SEDT Design Results	
	Mass [kg]	Power [W]	Mass [kg]	Power [W]
Payload	19.5	18	19.5	18
EPS	22.3	-	14.52	-
Structure	38.7	-	41.1	-
ADCS	15.5	22.5	10	25.5
Propulsion	6.3	10.4	7.1	4.8 (Micro)
TT&C	6.8	40.8	6.8	37.3
TCS	3.3	1.9	8	10.7
C&DH	4.6	14.1	6.9	11.4
Margin	13	12	-	-
Total	130	120	113.92	107.7

표 20. 비용 계산

System Cost [M\$]			
S/C Bus cost according to inflation factors			4.683
S/C Payload cost according to inflation factors			1.855
Subsystem Cost [M\$]			
Payload	1.855	Propulsion	0.393
Structure	0.857	TT&C	0.59
EPS	1.091	TCS	0.094
ADCS	0.862	C&DH	0.796
Total Cost [M\$]			
6.538			

표 17부터 20까지의 결과를 살펴보면 위성의 임무, 크기와 질량 등의 기본시스템이 적용됨에 있어서 각 서브시스템별로 질량과 전력의 버짓과 설계 결과가 타당성 있는 범위 내에서 이루어지는 것을 확인할 수 있었다. 비용 산출 역시 현재의 위성 제작비용 추세를 볼 경우 어느 정도 타당성을 확인하였다.

따라서 다수의 사례를 적용하면서 계속적으로 프로그램 검증을 하고 위에서 언급한 설계 타당 범위, 프로그램의 신뢰도와 오차율을 분석하고 정의를 내리는 작업이 수반되어야 한다.

IV. 데이터베이스 활용

현재 개발된 SEDT는 1990년부터 2004년 말까지 개발되었거나 또는 개발 예정중인 위성의 데이터를 대상으로 알고리즘 상 필요한 특성방정식

을 만들었다. 소형위성의 설계 특성을 파악하는 자료에 있어서 제작년도보다는 소형위성 내에서도 위성 전체질량에 따라 그 특성이 달라지는 것을 알 수 있었다. 하지만, 질량에 따라 데이터를 분류해서 사용하기에는 현재의 데이터가 부족한 것이 사실이다. 질량과 같은 유효한 요소 및 그룹에 따라 달라지는 데이터의 추세를 검토하였으나, 오히려 데이터의 부족으로 인해 부적합한 결과를 보이기도 하였다. 이에 SEDT는 10~200kg급의 위성을 하나의 그룹으로 설정하여 질량과 제작년도와 같은 항목에 따라 구분하지 않고 시스템 및 서브시스템 데이터를 사용하였으나, 궁극적으로는 사용되는 데이터도 여러 요소를 고려하여 적합한 것을 선별해야 할 것이다.

V. 결 론

인공위성을 개발하는데 있어서 초기의 신뢰성 높은 개념설계와 비용예측은 매우 중요하다. 현재, 미항공우주국(NASA), 유럽우주기구(ESA) 및 대형 우주비행체 제작업체에서는 정형화된 개발 프로그램(General Studies Program)의 틀 안에서 매년 많은 초기 개념설계 평가를 수행하고 있다. 특히, 위성 발주 프로그램을 위해 제안서를 제출할 때 시스템 수준의 개념설계와 비용산출 수행시 상당히 유효한 도구로서 사용되고 있다. 개발된 SEDT는 이와 같은 역할을 수행할 수 있는 국내 최초의 위성 초기개념설계를 위한 설계도구이며, 개발과정에서 위성의 임무, 크기와 질량 등의 기본시스템 설계에 대해 기존의 위성 데이터를 적용하여 설계의 타당성을 확인하였다. 따라서 SEDT는 인공위성 시스템의 개념을 확립할 수 있는 기회를 제공해주며, 개발기간 및 비용을 줄일 수 있는 위성설계의 효율적인 도구로서 사용될 수 있다. 또한 국내의 인공위성분야의 저변확대에도 큰 기여를 할 것이다.⁸⁾

앞으로의 과제는 SEDT의 신뢰도를 높일 수 있도록 더욱 많은 데이터베이스를 구축하고 좀더

구체화함으로써 활용도를 높이는 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부 국가지정연구실(NRL) 사업의 지원에 의하여 이루어졌으며, 이에 감사를 드립니다.

참고문헌

- 1) M. Bandecchi & B. Melton, F. Ongaro, "Concurrent Engineering Applied to Space Mission Assessment and Design", EESA Bulletin 99, September 1999.
- 2) <http://www.lsmc.caltech.edu/>.
- 3) Allan I. McInnes, Daniel M. Harps, Jeffrey A. Lang, "A System Engineering Tool for Small Satellite Design", Proceedings of the 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, 2001.
- 4) Wiley J. Larson and James R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design", 3rd ed., Microcosm Inc. 1999.
- 5) Brian M. Menges, Carlos A. Guadamos, and Emily K. Lewis, "Dynamic Modeling of Micro-Satellite Spatnik's Attitude".
- 6) Michael M. Micci and Andrew D. Ketsdever, "Micropropulsion for Small Spacecraft", Volume 187, Progress in Astronautics and Aeronautics, 2000.
- 7) James R. Wertz and Wiley J. Larson "Reducing Space Mission Cost", Microcosm Inc. 1996.
- 8) Ki-Lyong Hwang, Bo-Ra Lee, Young-Keun Chang, "Development of System Engineering Design Tool for Small Satellite", Proceedings of the 2004 KSAS Spring Conference, 2004, pp. 802-805.