

## 技術論文

## 위성 시스템 개념설계 소프트웨어 개발

박우성\*, 윤중섭\*, 유창경\*, 최기영\*, 김희섭\*\*

## Development of Satellite Conceptual Design Software

Woosung Park\*, Joongsup Yun\*, Chang-Kyung Ryoo\*, Keeyoung Choi\* and Hee-Seob Kim\*\*

## ABSTRACT

In this paper, we introduce a satellite conceptual design software which can be used for outlining a new satellite as well as for educational purpose. This software consists of three commercial tools: MATLAB, STK(Satellite Tool Kit), and Excel. The management of the design software is done by MATLAB which provides basic calculations, GUI(Graphical User Interface), Excel data base management, and STK control. STK, an orbital simulation software developed by AGI, takes a part of obtaining accurate orbital information of a satellite. Excel, a product of Microsoft, is used for the data base of previous satellites and for the saving place of temporary and final results of the software. The conceptual design of a satellite is to roughly estimate power system and mass. In the power system design, the sizes of solar array and battery are determined. Based on the database of existing satellites, we can estimate the subsystems's mass fraction of a target satellite. Design examples for Kompsat 1 and 2 are suggested for verification of the developed software.

## 초 록

본 논문에서는 위성의 개념설계와 교육목적에 활용할 수 있는 위성 시스템 개념설계 소프트웨어 개발에 관한 내용을 담고 있다. 이 소프트웨어는 상용도구인 MATLAB, STK, Excel을 이용하여 구성되었다. MATLAB은 기본연산, GUI 구성, 엑셀 데이터베이스 관리 및 STK의 제어를 담당한다. AGI사에서 개발한 궤도 시뮬레이션 소프트웨어인 STK는 위성의 정밀 궤도정보의 산출을 담당한다. 마이크로소프트사의 엑셀은 기존 위성들의 데이터베이스와 본 개념설계 소프트웨어의 임시적 및 최종 결과의 저장장소로 사용된다. 위성의 개념설계는 위성의 대략적인 전력시스템과 질량계를 추정하는 것이다. 전력시스템 설계과정에서는 태양전지판과 배터리의 크기를 결정한다. 기존 위성들의 데이터베이스를 기반으로 목표 위성의 부시스템의 질량 분할을 추정할 수 있다. 개발된 소프트웨어의 입증 을 위해 아리랑 1호 및 2호에 대한 개념설계결과를 포함하였다.

**Key Words** : Satellite(위성), Conceptual Design Tool(개념설계 도구), Connection Design(접속설계), Database(데이터베이스)

† 2009년 6월 15일 접수 ~ 2009년 8월 26일 심사완료

\* 정희원, 인하대학교 항공우주공학과  
교신저자, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr  
인천시 남구 용현동 253번지

\*\* 정희원, 한국항공우주연구원

## 1. 서 론

우주분야의 기술 개발은 국가적인 위상 제고와 기술 축적을 통한 상업화 달성 및 세계시장 진출이라는데 의미가 있다. 또한, 우주 개발의 첫

결음인 위성에 대한 국가적인 관심의 증가와 통신 산업의 발달로 위성의 수요가 증가함에 따라 새로운 위성의 설계 소요시간 및 비용 감소 방안이 점진적으로 중요하게 되었다.

위성의 설계 단계는 크게 개념설계, 예비설계, 상세설계로 나뉜다. 위성의 개념설계는 설계의 초기단계로 백지에 그림을 그려 나가는 단계다. 설계할 위성의 임무와 운용케도에 따라 각 서브시스템의 전력 사용량, 전력 요구량을 추정하여 배터리 용량 및 크기 추정, 태양전지판 크기를 추정하거나 질량 추정을 통해 위성의 대략적인 형상을 구현하거나 비용을 추정한다. 이 때 기존 위성들의 데이터베이스를 이용하거나 공학자들의 경험을 기반으로 적절하게 Trade Off를 하여 설계를 진행한다.

이전에는 각 서브시스템별로 개념설계가 순차적으로 진행되는 경우가 대부분이었다. 이 경우 상호간 정보교류가 쉽지 않아 설계의 투명성이 보장되지 않으며 설계 시간이 오래 걸렸다. 이를 보완하기 위하여 동시 공학(Concurrent Engineering)의 개념이 도입되었으나 다양한 분야의 전문가들을 동시에 활용해야 한다는 단점이 있었다[1].

이러한 단점을 극복하고자 국내외의 많은 연구기관 및 대학에서는 소수의 인원만으로 단시간에 개념설계를 마칠 수 있는 개념설계 소프트웨어를 개발하였다. 국외에서 개발한 개념설계 소프트웨어로는 ASSESS[2], MuSSat[3], DrawCraft[4] 등이 있으며 국내에는 항공대에서 개발한 SEDT[5]가 있다.

개념설계 소프트웨어에서는 전력계 추정 및 서브시스템 질량 추정 등을 하게 된다. 전력계 추정을 통해 배터리 및 태양전지판의 크기를 추정할 수 있으며, 질량 추정을 통해 얻은 데이터와 함께 위성의 대략적인 형상을 그려볼 수 있다.

개발된 개념설계 소프트웨어는 전혀 새로운 프로그램을 만든 것이 아니라, 기존에 널리 사용되어져온 STK 6.1.1, MATLAB 7.6.0, 그리고 Excel 2007을 이용하여 구성되었다. MATLAB은 이 세 툴 중 가장 중요한 역할을 하게 된다. 주요 역할로 개념설계 연산을 들 수 있으며 또한 주변 툴인 STK와 Excel을 제어한다. 마지막으로 사용자를 위한 GUI를 제공한다. STK는 위성 궤도 시뮬레이션의 전반적인 데이터를 얻는다. 궤도상의 위성의 위치 및 자세만이 아니라 천체의 움직임에 관한 데이터도 획득할 수 있다. Excel은 입출력 데이터 및 기존 위성의 데이터베이스를 저장한다.

본 연구에서 개발한 위성 개념설계 소프트웨어는 위 소프트웨어들에 비해 간단한 인터페이스와 쉬운 프로시저로 사용자의 접근성을 높이는 목표로 만들어졌으며, 결과를 빠르게 확인하게 해 전체 작업의 속도를 높이도록 하였다.

## II. 설계 툴의 역할 및 인터페이스

개념설계 도구를 구성하는 툴로 MATLAB, STK, Excel이 있으며 이 세 툴은 그림 1과 같이 구성된다.

MATLAB을 중심으로 입력 값을 받아 개념설계를 수행한 후 결과 값을 도출한다. 설계를 위해 필요한 위성의 자세 및 위치정보는 STK로부터 얻으며 기존 위성의 데이터베이스 및 입출력 값은 Excel에서 가져온다. 이 장에서는 각 툴의 역할과 기능에 대해 상세히 설명한다.

### 2.1 MATLAB

개념설계 소프트웨어에서 MATLAB은 크게 세 가지의 기능을 한다. 첫 번째는 개념설계에 수반되는 제반 연산을 수행하며, 두 번째는 STK 및 Excel을 다루어 필요한 데이터를 얻는다. 마지막으로 사용자의 편의를 위한 GUI를 제공한다.

MATLAB이 갖는 세 가지 기능은 MATLAB의 장점을 크게 살린 것이다. 타 프로그래밍 언어에 비해 계산에 관해서는 매우 유용하다. 간단한 프로그래밍으로 다양한 수학적 기법을 사용할 수 있도록 되어 있으며 개발자 외에 사람도 쉽게 알고리즘을 이해할 수 있다.

또한 기본적으로 다른 툴과의 연동이 쉽게 이루어지도록 되어있다. STK나 Excel의 데이터를 가져오기 위해 복잡하게 프로그래밍을 하지 않아

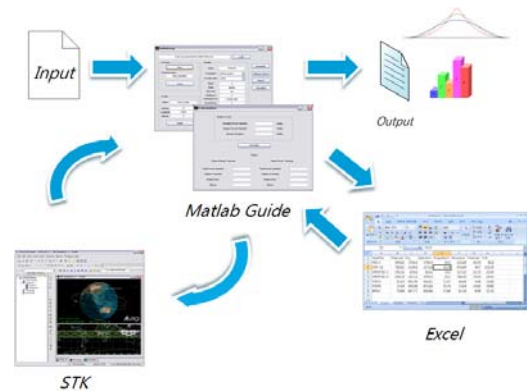


그림 1. 개념설계 소프트웨어 구성안

도 간단히 한 두 개의 함수를 써도 충분하다. 틀간의 인터페이스는 다음 절에서 자세히 설명되어 있다.

MATLAB은 GUIDE tool을 제공하여 쉽게 GUI를 구성할 수 있도록 해 준다. 필요한 객체를 생성하고 callback 등의 subfunction을 구성해 주면 쉽게 원하는 작업을 수행할 수 있다. 단 local 및 global 변수를 잘 지정해 줘야한다.

### 2.2 STK

위성 개념설계 임무 해석 도구로 STK를 사용한다. STK는 AGI(Analytical Graphics, Inc)사에서 만든 상용 툴로 위성 임무해석에 주로 사용된다. STK는 원하는 객체들을 생성시켜 각각의 특성을 부여하여 시뮬레이션 한다. 그 결과는 눈으로 확인이 쉬운 2D 및 3D 그래픽과 Text 보고서로 얻을 수 있다. 서브시스템 설계 모듈로 사용되는 MATLAB과의 연동도 쉽게 가능하다. STK를 이용하면 MATLAB에서 할 복잡한 프로그래밍 없이 위성의 궤도정보 및 천체의 위치정보를 얻을 수 있다.

STK는 임무 및 파라미터 설정, 시뮬레이션, 결과 획득의 과정을 거친다. 이 과정은 반복적이지 않고 일회성을 갖는다. 따라서 파라미터 변화에 대한 다양한 결과 획득을 하기 위해서는 STK 하나 만으로는 힘든 점이 있다. 이에 MATLAB의 if 또는 while, for 구문 등을 이용해서 쉽게 반복적인 임무 수행을 할 수 있다.

그림 2는 STK와 MATLAB간의 접속설계 시 사용되는 stkConnect의 역할을 간략히 나타낸 것이다. stkConnect는 STK와 MATLAB을 연동시키는 MexConnect를 기반으로 STK에서 제공하는 MATLAB Function m-file의 일종이다. MATLAB에서 stkConnect를 실행하면 MexConnect를 불러와서 STK의 기능을 다룬다. STK의 원하는 기능을 실행하기 위해 표 1의 명령어를 이용한다.

MATLAB과 STK가 모두 실행된 상태에서 'stkInit'를 입력하게 되면 두 도구가 연결 되면서 Connect ID가 생성되는데 stkConnect로 이를 호

표 1. 위성 시스템 개념설계 소프트웨어에서 사용된 stkConnect 관련 명령어

명령어	역할
Animate	시뮬레이션 시간 설정
Chains	객체 그룹화
Define	'Basic Properties' 설정
Graphics	그래픽 관련 특성 설정
Location	센서 위치 설정
New	객체 생성
NewMulti	복수 객체 생성
Point Fixed	지향 방향 설정
SetAttitude	자세 설정
SetBoundary	경계 조건 설정
SetConstraint	구속 조건 설정
SetPosition	건물 등의 위치 설정
UnloadMulti	복수 객체 삭제

출해 객체 생성 또는 파라미터를 변경하는 등의 STK기능을 사용할 수 있게 한다[6]. 간단한 사용 방법은 다음과 같다.

stkConnect(conid,'Chains', Path'Add Planet/Moon');

위는 Constellation이라는 객체의 구성 요소에 달을 추가하라는 명령어이다. 먼저 호출 할 Connect ID(conid)를 입력하고 STK로 전달할 명령어(Command; 'Chains')를 입력한다. 다음으로 명령을 실행할 객체의 위치(Object Path; Path)를 지정해 주고 수행할 내용('Add Planet/Moon')을 설정한다. 대부분의 명령은 위와 같은 포맷을 취한다.

도구의 특성상 전체 구성은 초기 설정 창, 임무 설정 창, 개념 설계 창 등으로 나뉘며, 내부적으로도 많은 subfunction을 포함하게 된다. 따라서 Connect ID, Object Path 등은 MATLAB GUI 내에서 global 변수로 선언 해 두어 stkConnect 사용의 편리성을 높였다.

### 2.3 Excel

Excel은 Microsoft사에서 스프레드시트를 관리하게 만든 상용 툴로 표 형식의 데이터를 관리하기가 편리해, 특히 데이터베이스 관리에 실용적이다. 또한 MATLAB과 연동이 쉽다.

위성 시스템 개념설계 소프트웨어의 프로시저를 크게 세 부분으로 나누면 데이터 입력, 개념 설계, 결과 도출로 나눌 수 있다. Excel도 설계 프로시저에 맞춰 아래와 같이 역할이 크게 세 가지로 나뉜다.



그림 2. STK-MATLAB 데이터 및 명령 전달

① 데이터 입력 : 위성의 궤도 및 임무정보, 탑재체 전력요구량

② 개념설계 : 기존 위성의 서브시스템 데이터 베이스

③ 결과 도출 : 설계 결과

입력 데이터는 STK에서 위성의 궤도, 자세 및 시뮬레이션 간격을 설정하기 위한 데이터를 갖는다. 주요 데이터로 시뮬레이션 시작 및 정지 시간, 시간간격, 좌표계 및 궤도 정보와 시간에 따른 위성의 자세 변화 데이터가 있다.

기존 위성의 서브시스템 데이터베이스는 크게 전력요구량과 질량으로 나누어 데이터를 관리한다. 서브시스템은 전력계, 명령 및 통신계, 궤도 및 자세 제어계, 추진계, 구조계, 열 제어계로 나눈다. 데이터베이스의 양이 많아 질 경우 소형, 중형, 대형 위성으로 나누어 설계 시 정밀도를 높인다. 마지막으로 설계를 마치면 결과 값을 저장한다.

Excel과 MATLAB간의 데이터 입출력을 자유롭게 하기위한 명령어로 uigetfile, uiputfile, xlsread, xlswrite가 있다. uigetfile은 불러올 파일의, uiputfile는 저장할 파일의 경로를 지정한다. 또한 xlsread는 Excel 파일의 데이터를 불러오며 xlswrite는 Excel 파일로 데이터를 저장한다.

### III. 위성 시스템 개념설계 과정

#### 3.1 위성 시스템 개념설계 프로시저

위성 시스템 개념설계 소프트웨어의 자세한 프로시저는 그림 3과 같다. 크게 입력, 임무 설정, 개념설계 수행, 결과 부분으로 나뉘어있으며 각각의 역할은 다음과 같다.

① 위성 생성 및 궤도 정보 입력 : 위성 시스템 개념설계 소프트웨어 실행 시 우선적으로 수행하는 작업이다. STK의 시뮬레이션 환경 정보를 갖는 '시나리오' 및 위성을 생성하고 위성이 갖는 궤도 정보를 설정한다.



그림 3. 위성 시스템 개념설계 프로시저

② 위성 임무 설정 : 위성이 궤도를 유영하는 동안 갖는 임무를 설정한다. 임무 설정은 크게 시뮬레이션 기간 동안 단 하나의 임무를 갖는 단일 임무(Standard), 특정 위치를 추적하는 목표 타겟팅(Target Pointing), 시간에 따라 다양한 임무를 하는 복합 임무(Multi Segment)로 세 가지 중 선택 할 수 있다.

③ 전력계 추정 : 탑재체 전력요구량과 데이터 베이스를 기반으로 서브시스템 전력요구량을 추정 후 전력계 관련 공식을 이용하여 태양전지판의 넓이, 배터리의 요구 용량 등을 설계한다.

④ 질량 추정 : 탑재체 질량으로 위성의 건조 질량을 추정하여, 이 값과 비추력, 속도증분으로 추진제질량을 추정하여 초기질량을 구한다. 전력계의 질량은 전력계 추정에서 얻은 전력량을 사용하여 구한다.

⑤ 결과 : 전력계 추정 및 질량 추정의 결과를 같이 확인하도록 모두 볼 수 있는 창을 만들었으며 여기의 값은 Excel File로 저장할 수 있게 하였다.

#### 3.2 전력계 추정

전력계 추정에서는 크게 나눠 배터리의 용량 및 질량과 태양전지판의 크기를 설계한다. 이 두 요소는 위성의 대략적인 형태를 그리는데 중요하게 사용된다. 전력계 개념 설계는 그림 4의 프로 시저로 진행한다. 알고 있는 탑재체 전력요구량을 입력한 후 데이터베이스로 서브시스템의 전력요구량을 구한다. 그리고 전력계 추정 공식을 이용하여 배터리의 요구 용량 및 질량을 추정한다. 또한 태양의 평균입사각을 구하여 태양전지판의

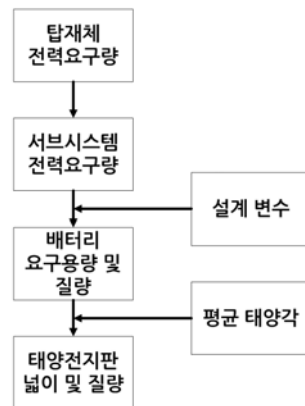


그림 4. 전력계 개념 설계 절차

전력요구량 및 크기를 설계한다. 이 프로시저에서 필요한 데이터인 낮 기간, 식 기간 및 태양의 평균 입사각 등은 STK로 궤도 시뮬레이션을 통해 얻는다.

태양전지판 및 배터리의 요구 조건을 추정하는 수식은 다음과 같다. 먼저 태양전지판 요구전력은 다음 식 (1)로 구한다[5].  $P_{SA}$ 는 Eclipse에서의 소요 전력 및 Daylight에서의 소요 전력량을 Daylight Duration으로 나눈 값이다. 아래의 식 (2)는 태양전지판 표면에서 발생하는 전력량으로 지구 주위에서 얻을 수 있는 태양에너지( $SR$ )와 셀 효율( $\eta_{SA}$ )의 곱을 나타낸다.

$$P_{SA} = \frac{\frac{P_e T_e + P_d T_d}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}}{T_d} \quad (1)$$

$$P_b = SR \times \eta_{SA} \quad (2)$$

식 1에서 P는 전력요구량, T는 시간, X는 전력 조절방식에 따른 효율이며 하첨자 e는 Eclipse, d는 Daylight 때를 나타낸다.

BOL(Beginning of Life)에서 발생하는 면적당 전력량은 표면에서 발생하는 전력량( $P_b$ )과 전지판 특성에 따른 감쇄( $Id$ ) 및 들어오는 입사각( $\cos(\theta)$ )의 곱으로 아래의 식과 같다.

$$P_{BOL} = Id \times P_b \times \cos \theta \quad (3)$$

EOL(End of Life)에서 발생하는 면적당 전력량은 식 (4)와 같이  $P_{BOL}$ 에 Life Degradation ( $Ld$ )을 고려한 값으로 구한다. 다음 식에서처럼 미션이 진행되는 해(year) 만큼 반복한다.

$$P_{EOL} = P_{BOL}(1 - Ld) \quad (4)$$

태양 전지판의 면적은 최악의 조건인 EOL에서 발생하는 전력량으로 총 요구 전력량을 나눠서 다음의 식으로 계산한다.

$$A_{SA} = P_{SA} / P_{EOL} \quad (5)$$

마지막으로 배터리 용량은 Eclipse 동안 요구되는 총 전력량에 DoD, 배터리와 부하사이의 전달 효율( $n$ ) 및 배터리의 개수( $N$ )를 고려하여 다음과 같이 계산한다.

$$J_B = P_e \times T_e \times \frac{100}{DoD} \times \frac{1}{n} \times \frac{1}{N} \quad (6)$$

위의 식들을 흐름도로 표현하면 그림 5와 같다. 태양각은  $\cos \theta \sim 1$  사이의 값을 사용자가 입력으로 넣을 수 있다. 태양전지판이 받은 평균 태

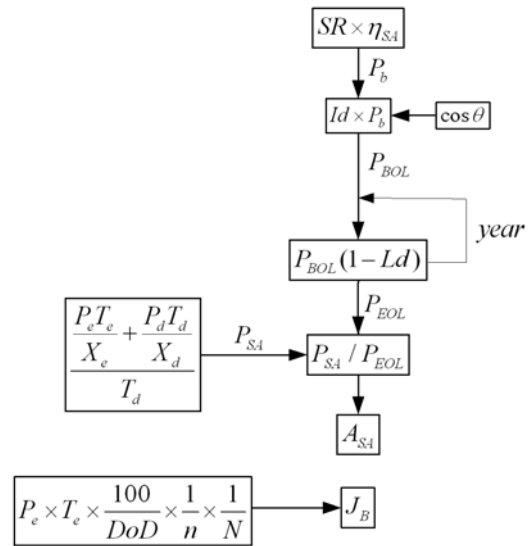


그림 5. 태양 전지판 및 배터리 추정 흐름

양각은 위성에 nadir 방향으로 들어오는 각으로 선택하였다.

### 3.3 질량 추정

마지막으로 각 서브시스템의 질량을 추정한다. 질량 추정은 그림 6의 프로시저를 따른다. 데이터베이스를 이용하여 건조질량, 열제어계 질량, 원격측정 및 명령계 질량, 하니스 질량, 구조계 질량을 구하며 초기질량은 속도 증분으로 구한 추진계 질량과 건조질량을 더한 값이다. 결과로 전력계 개념 설계에서 얻은 전력계 질량과 함께 전체에 대한 각 서브시스템의 비율을 확인할 수 있다.

추진계의 질량은 데이터베이스를 이용하여 추정하는 다른 서브시스템에 비해 임무기간, 임무 궤도 등의 영향을 크게 받기 때문에 건조질량으

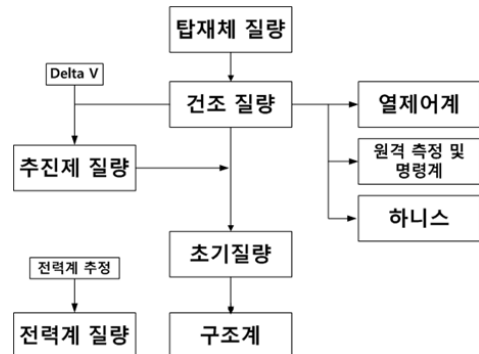


그림 6. 질량 추정 프로시저

로 추진제 질량을 구할 수 있는 공식을 유도하여 사용한다. 추진제 질량은 다음 식으로 주어진 로켓 방정식에 의하여 계산된다[8].

$$m_p = m_0 \times \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{g I_{sp}}}\right) \quad (7)$$

여기서  $m_p$ 는 추진제 질량,  $m_0$ 는 위성의 초기 질량,  $\Delta V$ 는 속도 증분이다. 위성의 초기질량은 다음의 식과 같이 구성된다.

$$m_0 = m^* + m_p + m_s \quad (8)$$

$m^*$ 은 탑재체 질량,  $m_s$ 는 구조체 질량이다. 또한 초기질량은 다음과 같이 쓸 수 있으므로

$$m_0 = m_p + m_{dry}, \quad (m_{dry} = m^* + m_s) \quad (9)$$

식 (7)과 식 (9)를 이용하여 위성의 건조질량에 대한 추진제질량 추정 공식을 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$m_p = m_{dry} \left(e^{\frac{\Delta V}{g I_{sp}}} - 1\right) \quad (10)$$

고려해야하는 속도 증분 사항으로는 크게 세 가지로 구분 할 수 있다. 첫 째는 위성의 임무 기간동안 외란에 대해 자세 및 궤도를 유지하는데 필요한 속도 증분이다. 두 번째는 궤도 천이 시 필요한 속도증분이며, 마지막으로 정지궤도 위성의 경우 임무 말 폐기궤도로 천이에 필요한 속도 증분이 있다.

그림 7에서처럼 추진제 질량 추정에 필요한 주요사항에 대한 속도 증분을 입력할 수 있도록 구성하였다. 기본적으로 보통위성에 흔히 적용되는 값을 써 냈으며 사용자가 임의로 값을 수정할 수 있다. 속도 증분 및 비추력 값을 입력하고 'Estimate'를 클릭하면 각각 사항에 대한 추진제

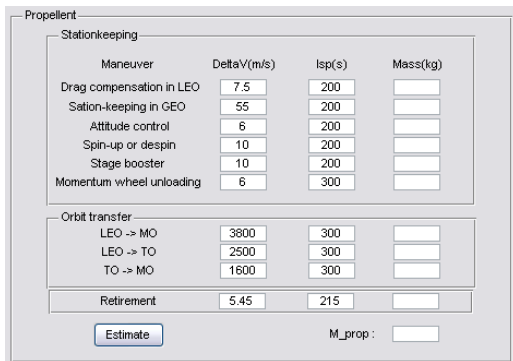


그림 7. 추진제질량 추정 창

질량이 구해지고 모두 합한 값이 가장 아래에 표시된다.

질량 추정 단계에서 추진제 질량 및 전력계 질량 외 건조, 열제어계 등의 질량 추정은 데이터베이스를 선형화하여 구한 식을 이용한다. 다음 식(11), (12), (13), (14)는 참고문헌[9]에 수록되어 있는 위성 데이터베이스를 이용하여 선형식을 구한 것이다.

$$M_{Dry} = \frac{M_{PL} + 94.7542}{0.4291} \quad (11)$$

$$M_{TH} = 0.0242 \times M_{Dry} - 0.0537 \quad (12)$$

$$M_{TCR} = 0.0523 \times M_{Dry} - 7.7660 \quad (13)$$

$$M_{ST} = 0.2043 \times M_{Mj} - 12.8595 \quad (14)$$

- $M_{PL}$ =탑재체의 질량
- $M_{Dry}$ =위성의 건조질량
- $M_{TH}$ =열제어계 질량
- $M_{TCR}$ =통신계 질량
- $M_{Mj}$ =위성의 초기질량
- $M_{ST}$ =구조계 질량

이 값은 위성 데이터베이스에 따라서 달라질 수 있는 값이다. 질량 추정 시, 가장 먼저 선형식을 유도하도록 하여 항상 최신의 데이터베이스가 반영하도록 하였다.

## IV. 개념설계 적용 예

### 4.1 전력계 추정

전력계 개념 설계는 아리랑 1호 위성[9]의 설계 값을 넣어 결과와 비교하였다. 그 결과는 표 2와 같다. 표 2의 값은 아리랑 1호의 전력계 설계 값이다. 전력계 설계 값은 탑재체의 구성에 따라 임무가 세 개로 나뉜다. 이 중 두 임무에 따른 결과를 모두 비교해 보았다. 전력계 추정은 실제 설계 값과 추정 값의 차이가 크지 않다.

### 4.2 질량 추정

질량 추정 결과는 표 3, 표 4와 같다. 질량 추정 결과는 아리랑 1호[9]와 2호[10]의 설계 값과 비교하였다. 건조질량은 구조계, 열제어계 원격측정 및 명령계, 전력계와 기타 질량을 더한 값이다. 여기서 기타질량은 건조질량에서 구조계, 열제어계, 원격측정 및 명령계, 전력계 질량을 제

표 2. 전력계 개념 설계 결과

	아리랑 1호 Mission 1[9]	개념설계 S/W	아리랑 1호 Mission 2[9]	개념설계 S/W
Solar Array Power(W) =	751.40	747.653	762.30	749.446
Efficiency(Si)(%) =	14	14	14	14
ld =	0.77	0.77	0.77	0.77
Theta =	0	0	0	0
P_BOL(W/m^2) =	146.3	146.3924	146.3	146.3924
Life Degradation Ld(%) =	3.75	3.75	3.75	3.75
P_EOL(W/m^2) =	130.45	130.533128	130.45	130.533128
Area_Solar_Array(m^2) =	5.760015421	5.72769	5.843622943	5.76824
P_Eclipse(W) =	317.28	314.1840	375.98	360.9480
T_Eclipse(hour) =	0.52	0.5232	0.52	0.5232
DoD(%) =	28	28	28	28
N =	1	1	1	1
n =	0.9	0.9	0.9	0.9
Vdc(V) =	28	28	28	28
Cr(Whr) =	656.79	652.349	778.33	749.446

표 3. 질량 추정 결과(1)

탑재체 질량	113.7	
	개념설계 S/W(kg)	아리랑 1호[9](kg)
초기질량	522.713	397.94
추진제질량	28.4029	74.00
건조질량	494.31	341.44
구조계	82.38	69.24
열제어계	11.97	8.19
원격측정 명령계	19.34	15.36
전력계	96.07	95.60
기타	170.85	39.35

표 4. 질량 추정 결과(2)

탑재체 질량	135	
	개념설계 S/W(kg)	아리랑 2호[10](kg)
초기질량	574.318	743.52
추진제질량	31.20	73.00
건조질량	543.11	670.52
구조계	93.3	203.20
열제어계	13.15	29.91
원격측정 명령계	21.89	26.00
전력계	104.993	155.81
기타	174.7	120.6

하고 남은 질량을 말한다. 질량 추정에서는 결과가 차이가 난다. 결과 차이의 가장 큰 원인은 바로 데이터베이스에 있다. 위성은 중량에 따라서 (소형 위성, 중형 위성, 대형 위성) 질량 특성이 차이를 보이는 데, 본 개념설계 소프트웨어는 위성 데이터를 10기 미만에서 얻었기 때문에 중량

에 관계없이 선형 방정식을 세울 수밖에 없었다. 따라서 이 같은 문제점을 발생시켰다고 본다.

또한, 설계변수의 다양화가 필요할 것으로 보인다. 기존 데이터베이스의 선형식을 이용하였기 때문에 오차가 크게 발행하였다. 개념설계 단계에서 고려해 줄 수 있는 설계 변수를 찾아 오차를 줄일 수 있도록 해야 한다. 예를 들어 구조계는 quasistatic load, frequency response requirement, stiffness requirement 등의 입력 변수를 설정 할 수 있다.

하지만 전체 결과 값이 실제 설계 값과 경향성이 비슷한 것을 보아, 데이터베이스를 많이 확보하여 Input Parameter를 늘리면 충분히 보완할 수 있을 것이라고 본다.

## V. 결 론

본 연구는 소수의 인원이 단시간에 위성 시스템 개념 설계 결과 도출을 위하여 프로시저를 세우고 이에 맞춰 전력계 추정 및 질량 추정이 가능한 소프트웨어를 상용툴들을 이용하여 개발하였다. GUI창과 주변 도구들을 적절히 구성하여 사용자의 접근이 용이하도록 하였으며 쉽게 결과를 확인하고 저장 할 수 있다. 따라서 이 소프트웨어를 이용해서 얻는 결과는 개념설계 단계에서 소요되는 시간을 단축시킬 것으로 보인다. 특히 이 개념설계 소프트웨어는 교육용으로 활용될 예정이다. 이후 연구에서는 실제 값과 차이가 큰 점을 해결하기 위해 원인을 다양한 각도로 분석하고, 위성 데이터베이스 확보 및 적용을 통해 보다 정밀한 결과를 얻도록 한다.

## 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 다목적실용위성 3호 시스템종합개발사업 (IV)의 일환으로 수행된 “위성 시스템 개념 설계 도구 개발 방안 연구” 연구결과의 일부이며 연구비 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) 윤중섭, 박우성, 유창경, 최기영, 김희섭, “위성의 개념설계 절차”, 한국항공우주학회지, 제 36권 제4호, 2008, pp. 384~392.
- 2) T. Mosher, M. Barrera, D. Bearden, and N. Lao, “Integration of Small Satellite Cost and Design Models for Improved Conceptual Design-to-Cost”, *IEEE Proceedings of 1998 Aerospace Conference*, Vol. 3, 1998, pp. 97-103.
- 3) M. Wilke, O. Quirnbach, M. Schiffner, and E. Igenbergs, “MuSSat - A Tool for satellite Design in Concept Design Centers”, *Proceedings of EuSEC 2000*, 2000, pp. 337-344.
- 4) B. S. Ardan, “Drawcraft: A Space Craft Design Tool For Integrated Concurrent Engineering”, *IEEE Proceedings of 2000 Aerospace Conference*, Vol. 1, 2000, pp. 501-510.
- 5) 황기룡, 이보라, 김수정, 고성환, 권순경, 이미현, 장영근, “소형위성 개념설계를 위한 SEDT의 개발”, 한국항공우주학회지, 제33권 제1호, 2005, pp. 93-103.
- 6) STK 8 Connect User's Manual, Analytical Graphics Inc.
- 7) 이훈구, “관측위성을 위한 별센서 탑재 방향 결정에 관한 연구”, 한국항공우주학회지, 제35권 제8호, 2007, pp. 735~740.
- 8) William E. Wiesel, *Spaceflight Dynamics*, Mc Graw Hill, 1997.
- 9) 류장수 외, 다목적 실용과학 위성의 시스템 설계연구, 최종연구보고서, 한국항공우주연구소, 1995.
- 10) 김학정 외, 다목적실용위성 2호 시스템 설계 및 개발(II), 한국항공우주연구원, 2001.