

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 568-583(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.568

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Collaborative Optimization을 이용한 지구관측위성의 다분야 통합 최적 개념설계

김홍래, 장영근*

Multidisciplinary Design Optimization of Earth Observation Satellite Conceptual Design using Collaborative Optimization

Hongrae Kim and Young-Keun Chang*

School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

ABSTRACT

In this paper, the conceptual design procedure and results of Earth observation satellite through Multidisciplinary Design Optimization (MDO) are described. The conceptual design equations for major parameters are developed based on the established database of Earth observation satellite so far. The MDO conceptual design tool for Earth observation satellite was developed by applying the Collaborative Optimization (CO) architecture amongst several MDO architecture techniques available today. The objective for this research was set to minimize the total mass of satellite as well as satisfy all design constraints by utilizing the Sequential Quadratic Programming (SQP) algorithm. Eventually the effectiveness of MDO conceptual design tool was verified through proposing a comparison between the conceptual design results with MDO applied and the design specification of ASNARO-1 & IKONOS-2 Earth observation satellite.

초 록

본 논문에서는 다분야 통합 설계최적화(MDO : Multidisciplinary Design Optimization)를 적용한 지구관측위성의 개념설계 과정 및 결과를 기술하였다. 현재까지 구축된 지구관측위성의 데이터베이스를 기반으로 주요 파라미터에 대한 개념설계식을 정립하였으며, 다분야 통합 최적설계 아키텍처 중 CO(Collaborative Optimization) 기반을 이용하여 지구관측 위성 시스템의 최적 개념설계를 수행할 수 있는 설계 도구를 개발하였다. 주어진 제약조건을 만족시키면서 위성의 총 질량을 최소화하는 것을 설계 목표로 설정하였으며, 최적화 알고리즘으로는 SQP(Sequential Quadratic Programming)를 이용하였다. 다분야 통합 최적설계를 적용한 개념설계 결과와 ASNARO-1 및 IKONOS-2 위성 규격의 비교를 통해 해당 설계도구의 유용성을 검증하였다.

Key Words : Multidisciplinary Design Optimization(다분야 통합 최적설계), Conceptual Design(개념설계), Collaborative Optimization(CO), SQP(Sequential Quadratic Programming)

† Received : January 17, 2015 Revised : May 25, 2015 Accepted : May 27, 2015

* Corresponding author, E-mail : ykchang@kau.ac.kr

I. 서론

위성과 같은 대형복합시스템의 설계를 수행하기 위해서는 상호 연관된 여러 분야(서브시스템)의 설계요소가 고려되어야 한다. 과거에는 각 분야의 순차적인 설계를 통해 대형복합시스템의 설계가 수행되었으며, 이에 따라 상호 연관된 설계요소를 일치시키기 위해서 수많은 시행착오가 필요하였다. 따라서 이러한 시행착오를 최소화하기 위해 상호 연관된 분야들을 동시에 고려하는 효율적인 설계 방법에 대한 연구가 수행되기 시작하였으며, 그 결과 서로 영향을 주는 다분야의 설계요소를 동시에 고려하는 다분야 통합 최적설계(Multidisciplinary Design Optimization; MDO) 방법이 등장하게 되었다.

1960년대 Schmit가 구조설계에 적용한 이후에 이를 기반으로 1980년대 많은 연구자들이 다분야 통합 최적설계를 제안하였다[1]. NASA의 Sobieski[2]는 복합시스템에 다분야 최적설계를 처음으로 적용하였고 다양한 최적화 아키텍처를 제시하였다. 이후에 Sobieski의 연구를 바탕으로 항공기[3, 4], 발사체[5, 6], 위성[7] 등의 대형복합시스템의 설계에 다분야 통합 최적설계를 적용한 연구가 수행되었다.

특히 위성에서 임무를 위한 탑재체 그리고 버스시스템이 상호 연관된 대형복합시스템으로써 이를 효율적으로 설계하기 위한 다분야 통합 최적설계를 적용한 연구[8~10]가 활발히 진행되고 있다. 하지만 대부분의 연구에서는 위성을 구성하는 특정의 서브시스템만을 고려한 최적설계를 수행하거나 구성품 수준에서 최적설계를 수행하였다.

본 논문에서는 대형복합시스템인 지구관측위성의 개념설계에 다분야 통합 최적설계를 적용한 연구를 수행하였다. 개념설계식의 경우 앞서 언급한 한계성을 극복하기 위해 데이터베이스 구축연구[11, 12]를 통해 얻어진 설계식을 이용하였으며, 이를 통해 각 서브시스템의 주요 구성품 수준의 개념설계가 가능하도록 하였다. 그리고 다분야 통합 최적설계 아키텍처(Architecture) 중 CO(Collaborative Optimization) 기법을 적용하여 지구관측위성의 최적 개념설계 도구를 개발하였으며, 최적화를 위해 SQP 알고리즘을 이용하였다. 최종적으로 다분야 통합 최적 개념설계 도구를 이용한 개념설계 결과와 고해상도의 경량 위성인 ASNARO-1과 IKONOS-2 위성의 설계규격 사이의 비교를 통해 개념설계 도구의 유용성을 검증한다.

II. 지구관측위성의 최적 개념설계

2.1 지구관측위성 개념설계 모듈

지구관측위성의 초기설계를 위한 개념설계 모듈을 구성하기 위해서는 설계추세식이 필요하다. 일반적으로 알려진 위성의 설계추세식[12, 13]을 이용하여 개념설계를 수행할 경우 각 서브시스템의 주요 구성품 수준까지 개념설계를 수행하는 것은 한계가 있다. 따라서 각 서브시스템의 주요 구성품 수준의 개념설계를 위해서는 현재까지 개발된 관측위성의 데이터베이스를 기반으로 각 구성품들의 설계식을 도출할 필요가 있다.

본 연구에서는 설계추세식[12 ~ 14]을 바탕으로 개념설계 모듈을 임무설계 모듈과 시스템 설계모듈로 구성하였다. 임무설계 모듈에서는 사용자의 요구사항을 바탕으로 위성의 임무수명, 궤도형태, 재방문주기, 고도 등을 설계할 수 있도록 하였다. 시스템설계 모듈에서는 임무설계 결과를 바탕으로 위성의 탑재체 및 버스시스템의 설계를 수행하도록 하였으며, 버스시스템은 자세결정 및 제어계(Attitude Determination and Control Subsystem), 통신계(Communication Subsystem), 탑재컴퓨터(On-board Computer), 전력계(Electrical Power Subsystem), 열제어계(Thermal Control Subsystem), 구조계(Structure and Mechanism Subsystem) 및 추진계(Propulsion Subsystem) 등으로 구성하였다.

다음 Table 1 및 2는 각각 시스템 수준의 설계 변수 및 연계변수를 나타낸다. 시스템 수준의 설계 변수는 임무수명, 궤도요소, 시스템 수준의 질량 및 전력 그리고 위성 제원 등의 변수로 구성된다.

Table 1. System Level Design Variables

Variable	Description
z_1	Mission Life Time
z_2	LTAN
z_3	Altitude
z_4	Maximum Tilt Angle
z_5	Predicted Satellite Mass
z_6	Predicted Propellant Mass
z_7	Predicted Power
z_8	Satellite Width
z_9	Satellite Depth
z_{10}	Satellite Height

Table 2. System Level Coupling Variables

Variable	Description
y_1	Angular Radius of the Earth
y_2	Orbit Period
y_3	Revolution per Day
y_4	Eclipse Time
y_5	Daylight Time
y_6	Satellite Velocity
y_7	Ground Track Velocity
y_8	Slew Rate
y_9	Pointing Knowledge
y_{10}	Satellite Moment of Inertia
y_{11}	Satellite Surface Area
y_{12}	Satellite Cross Section Area

연계변수는 설계를 위해 여러 설계 모듈이 공유하고 있는 변수를 의미하며 임무기하(Mission Geometry)나 자세제어 및 결정 성능, 위성의 형상 특성 등이 이에 포함된다.

이 외에 각 서브시스템 별로 공유 설계변수 (x_{share}) 및 지역설계변수 (x_{local})가 존재한다. 설계 변수에 대한 보다 구체적인 설명은 각 서브시스템에서와 2.2절에서 설명한다.

2.1.1 임무설계 모듈

임무설계 모듈은 모든 서브시스템의 설계와 연관된 위성궤도 및 임무성능과 관련된 설계를 수행하기 위한 설계식으로 구성된다. 사용자의 요구조건으로부터 궤도 형태, 고도 등의 설계 변수를 입력받아 각 서브시스템의 설계에 필요한 위성의 공전 주기 및 속도 그리고 일기간 및 식기간 등의 설계요소들을 결정하게 된다. 또한 사용자의 요구조건을 바탕으로 임무성능과 관련된 기동율(Slew Rate) 및 매핑 정밀도(Mapping Accuracy), 그리고 지향 정밀도(Pointing Accuracy) 등을 결정하게 된다. Fig. 1은 임무설계 모듈의 구성을 나타낸 그림이다.

2.1.2 탑재체(Payload) 설계 모듈

일반적으로 지구관측을 위한 탑재체는 EO/IR(Electro-optical/Infra-red)과 SAR(Synthetic Aperture Radar)로 구분할 수 있으며, 본 연구에서는 EO/IR을 탑재체로 하는 지구관측위성의 설계에 초점을 두었다. 또한 여러 가지 EO/IR 탑재체 형태 중, 고해상도의 영상을 얻기 위해 사용되는 카세그레인 망원경(Cassegrain Telescope) 형태만을 고려하여 탑재체 개념설계를 수행하였다. EO/IR 탑재체는 전자광학시스템(Electro-Optical System)과 탑재체데이터 전송 시스템(Payload Data Transmission System)으로

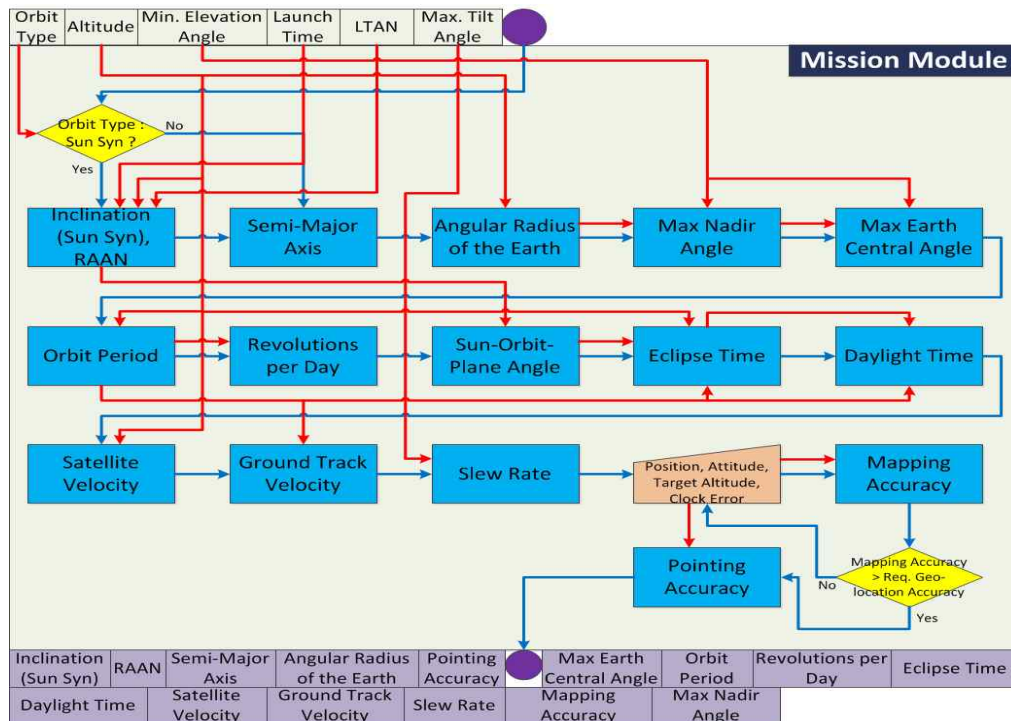


Fig. 1. Mission Design Module

구성되며, 이들의 개념설계를 위한 설계모델 연구[15]를 바탕으로 탑재체 개념설계 모듈을 구성하였다.

탑재체 설계는 해상도 요구조건을 만족하면서 다른 설계 변수들을 변경하게 되며, 설계 절차는 다음과 같다. m_{pay} 은 각 구성품수준의 설계가 완료된 이후에 최종 합산하여 산출한다. 해상도를 사용자 요구조건에 따라 매개변수로 두고 시작하고 있기 때문에 탑재체 입력변수인 Table 1과 2에 정리한 시스템 설계 변수인 z_3 (Altitude) 과 연계변수인 y_1 (Angular Radius of the Earth), y_7 (Ground Track Velocity)에 의해서 설계가 수행된다.

해상도 요구조건을 맞추기 위한 망원경 설계 이후 반사경의 질량을 추정한다. 망원경 설계 수행은 z_3 (Altitude), y_1 (Angular Radius of the Earth)을 시스템 수준에서 입력 받으면 이를 바탕으로 서브시스템 설계 변수인 해상도 ($x_{local_{payload1}}$)와 관측폭(Swath Width)($x_{local_{payload2}}$)을 변경하면서 설계를 수행하게 된다.

망원경의 설계 결과로 주반사경과 부반사경의 질량이 산출되게 되고 주반사경과 부반사경의 질량의 합을 바탕으로 그 외의 반사경(Tertiary, Quaternary, etc.)의 질량을 비율로서 추정하게 된다. 반사경 질량 추정관계식은 전자광학탑재체 개념설계에 관한 연구결과[15]를 참조하였다.

다음 단계로 구조의 개념설계가 이루어진다. 경통 질량을 계산하고 주반사경 지지구조 질량, 모듈화 설계에 따른 구조 박스 질량 계산이 수행된다. 경통과 주반사경 지지구조는 주반사경 질량과 주반사경과 부반사경의 거리에 의해서 결정된다.

이후 기타 전장품의 질량을 추정하게 되고, 탑재체 데이터 전송시스템 설계를 수행한다. 탑재체 데이터 전송시스템 설계는 y_7 (Ground Track Velocity)에 따라 결정되며 이를 바탕으로 사용자가 요구하는 최장 영상의 길이(Along Track Swathwidth)를 계산하고 이를 바탕으로 지상에 전송할 영상의 크기를 결정하게 된다. 지상국과의 접촉횟수와 한 번의 접촉에서 내려보낼 영상의 수에 따라 설계가 wlsgod된다. 탑재체 데이터 전송시스템은 변조방식에 따라 QPSK(Quadratic Phase Shift Keying) 혹은 16 QAM(Quadrature Amplitude Modulation) 등을 선택할 수 있으며, 두 개의 변조 방식에 따라 설계가 자동 수행되도록 하였다. 전송시스템에 대한 질량은 본 연구팀에서 획득한 데이터베이

스를 평균하여 산출한 결과를 활용하였고, 안테나 및 안테나 제어장치의 경우에는 공개되어 있는 데이터를 바탕으로 평균값을 산출하여 이용하였다.

P_{pay} (탑재체 전력)의 경우에는 회귀분석을 통해 산출된 전력추정관계식을 이용하여 탑재체 수준(망원경 + 탑재체 데이터 전송시스템)에서 전력을 추정하였다. 사용된 전력추정관계식은 다음 식 (1)과 같다.

$$P_{EO} = e^{-0.161 \times \ln(AD) + 0.929 \times \ln(FL) - 2.127} [W] \quad (1)$$

여기서 AD는 Aperture Diameter의 약자로 망원경의 구경을 의미하며, FL은 초점거리(Focal Length)의 약자로 카세그레인 망원경의 유효초점거리(Effective Focal Length)를 의미한다.

2.1.3 자세결정 및 제어계(ADCS) 설계 모듈

자세결정 및 제어계 설계 모듈에서는 위성의 자세결정에 필요한 센서와 자세제어에 필요한 구동기를 설계하게 된다. 자세 결정 및 제어의 설계는 Table 1에 정리된 시스템설계 변수 중 z_3 (Altitude)와 z_4 (Maximum Tilt Angle), Table 2에 정리된 시스템 수준의 연계 변수(Coupling Variable)중에 y_2 (Orbit Period), y_6 (Satellite Velocity), y_8 (Slew Rate), y_9 (Pointing Knowledge), y_{10} (Moment of Inertia), y_{11} (Surface Area)등에 의해서 설계가 수행된다.

여기서 z_3 , z_4 , y_8 과 y_{10} 을 바탕으로 정해진 기동력을 갖도록 구동기 설계를 수행하며 구동기 토크 계산을 위한 외란토크 및 요구 구동기의 최대운동량 계산은 z_3 , y_2 , y_{10} 과 y_{11} 에 의해서 수행되고, y_9 를 바탕으로 센서를 설계하게 된다.

총 외란토크 및 기동 요구조건으로부터 구동기의 필요 각운동량 및 토크를 산출하게 되며 이를 바탕으로 구동기의 설계를 수행하게 된다. 본 연구팀에서 개발한 자세결정 및 제어계 설계 모델에서는 반작용 휠(Reaction Wheel) 또는 제어모멘트자이로(CMG; Control Moment Gyros)를 선택하여 적용 가능하다. 본 연구에 적용 시에는 위성의 자세제어방식으로 3축 제어방식을 고려하였으며, 반작용 휠을 위성 자세제어를 위한 구동기로 고려하였다.

반작용 휠의 개념설계를 위한 질량 및 전력설계 모델은 데이터베이스 분석 연구[13]에서 도출된 결과를 이용하였으며, 그 결과는 Fig. 2와 3과 같고 이로부터 유도된 반작용 휠의 질량추정

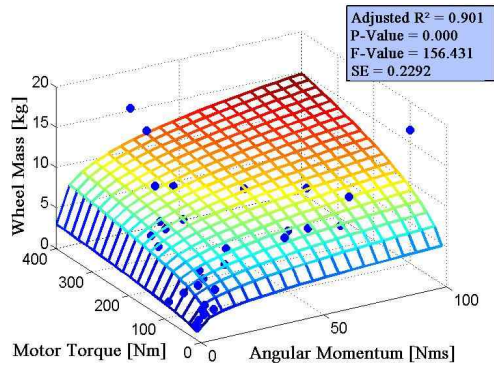


Fig. 2. Torque & Angular Momentum vs. Wheel Mass

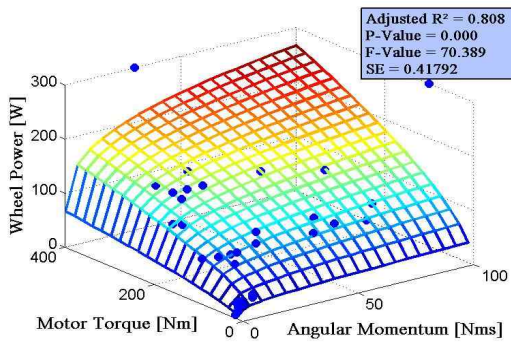


Fig. 3. Torque & Angular Momentum vs. Wheel Power

관계식 및 전력추정관계식은 식 (2) 및 (3)과 같다.

$$m_{Wheel} = e^{(0.237\ln(T) + 0.272\ln(AM) + 0.1601)} \quad (2)$$

$$P_{Wheel} = e^{(0.573\ln(T) + 0.202\ln(AM) + 1.228)} \quad (3)$$

제어모멘트자이로의 개념설계를 위한 질량 및 전력 설계 모델은 데이터베이스 분석[13]을 통해 도출하였으며, 유도된 제어모멘트자이로의 질량 추정식 및 전력추정식은 식 (4) 및 (5)와 같다.

$$m_{CMG} = 2.094\ln(T) + 0.609AM + 3.148 \quad (4)$$

$$P_{CMG} = e^{(0.960\ln(AM) - 0.167\ln(T) + 2.460)} \quad (5)$$

식 (2) ~ (5)에서 T 는 구동기의 토크이고, AM 은 구동기의 각운동량을 나타낸다.

위성의 자세를 측정하기 위한 센서로는 별센서, 자기센서, 지구센서, 태양센서, 자이로 등이 있으며 센서들의 개념설계를 위한 설계모델은 관련 연구[13]을 참조하였다. 센서의 선정은 위성의 자세 정밀도 요구조건에 따라 달라질 수

있다. 본 연구에서는 고해상도의 전자광학위성에 주로 사용되는 센서들을 위주로 분석하였다. 별센서, 지구센서 그리고 태양센서의 질량 및 전력 추정을 위한 식은 식 (6) ~ (11)과 같이 자세정밀도(A)에 대한 함수로 유도되었다.

$$m_{star} = e^{-0.486\ln(3600A_{star} + 1.941)} \quad (6)$$

$$P_{star} = -0.399(3600A_{star}) + 11.409 \quad (7)$$

$$m_{ES} = 0.124531A_{ES}^{-0.763233} \quad (8)$$

$$P_{ES} = 0.4952A_{ES}^{-0.529273} \quad (9)$$

$$m_{Sun} = 0.116709A_{Sun}^{-0.493010} \quad (10)$$

$$P_{Sun} = 0.101774A_{Sun}^{-0.345855} \quad (11)$$

자이로, 가속도 및 자기센서의 경우에는 데이터의 경향이 나타나지 않아 참고문헌[11]을 바탕으로 설계 시 각각 2.25kg 및 0.7kg의 질량과 15W 및 1W의 전력을 할당하였다.

각 구동기와 센서의 설계가 완료되면, 각 구동기별 및 센서별 질량이 산출되고 그 밖에 ADCS 전장품 질량을 산출되면 탑재되는 구동기 및 센서의 개수를 고려하여 이를 합산하여 m_{ADCS} 를 산출한다. 역시 P_{ADCS} 도 앞서 소개한 전력추정관계식을 바탕으로 산출되며, 앞서 자세 결정 및 제어계의 질량과 마찬가지로 탑재되는 구동기 및 센서의 개수를 고려하여 산출하게 된다. 자세결정 및 제어계에는 별도의 지역설계변($x_{local_{ADCS}}$)가 존재하지 않으며, 모든 변수가 다른 설계 변수와 공유하고 있어 설계 변동이 가장 많이 일어나게 된다.

2.1.4 통신계(CS) 설계 모듈

통신계 설계 모델은 지상국과 위성의 통신 가능 여부를 판단하기 위한 링크버짓 해석 모델과 구성품의 질량을 추정하기 위한 모델로 구성된다. 통신계 설계는 시스템 수준에서 y_1 (Angular Radius of the Earth)이 결정되며 이를 바탕으로 설계가 수행된다. 통신시스템의 지역 설계 변수($x_{local_{CS}}$)에는 위성의 최소 고각(Minimum Elevation Angle), 주파수(Frequency), 편파 손실(Polarization Loss), Implementation Loss, 안테나의 대역폭(Bandwidth), Line Loss(선로 손실), Antenna Pointing Loss(안테나 지향 손실)등이 있고 이를 기준으로 설계가 진행된다.

통신계는 안테나(Antenna), 송신기(Transmitter), 수신기(Receiver)와 케이블로 구성하여 개념설계

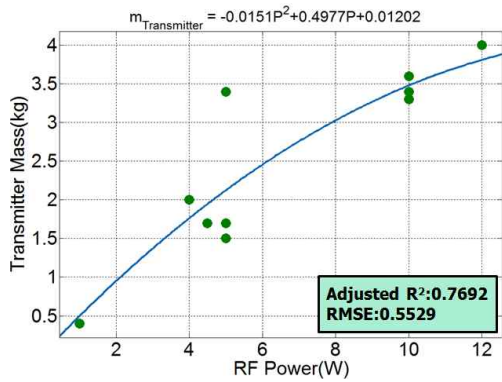


Fig. 4. RF Power vs. Transmitter Mass

가 수행되도록 하였다. 안테나의 경우 포물선 (Parabolic) 형태를 고려하였으며 안테나의 질량 [14]은 식 (12)와 같이 안테나 직경(D)을 이용하여 추정할 수 있다.

$$m_{Antenna} = 2.89D^2 + 6.11D - 2.59 \quad (12)$$

송신기의 질량추정식은 데이터베이스 분석을 통해 송신기의 RF(Radio Frequency) 출력에 관한 함수로 유도되었으며 그 결과는 식 (13) 및 Fig. 4와 같다.

$$m_{Transmitter} = -0.0151P^2 + 0.4977P + 0.01202 \quad (13)$$

수신기의 경우 데이터베이스 분석을 수행할 수 있을 정도의 데이터가 확보되지 않아 확보된 데이터의 평균인 0.66kg을 수신기의 질량으로 할당하였다.

케이블의 질량은 관련 연구[14]에 제시된 데이터를 바탕으로 케이블을 제외한 통신계 질량의 36%를 통신계 케이블의 질량으로 할당하였다.

지상국과의 원활한 통신을 위해서는 통신 주파수가 10GHz 이하일 경우 3dB 이상의 링크 마진이 필요하며, 주파수가 10GHz 이상일 경우 6dB 이상의 링크 마진이 필요하다. 링크 마진은 참고문헌[14]에 제시된 식을 이용하여 계산하였으며, 이 값을 통해 설계된 위성이 지상국과 통신이 가능한지 여부를 판단할 수 있게 된다.

Table 3. OBC Mass Factor

Complexity(c) Structure(h)	Low (1)	Normal (2)	High (3)
Command(1)	0.75	0.81	1.05
Telemetry(2)	0.75	1	1.375
Combined(3)	1.12	1.25	1.5

통신계의 질량(m_{CS})은 송신기, 수신기, 안테나의 개수를 고려하여 산출되며, 통신계의 전력(P_{CS})은 송신기, 수신기, 안테나와 다르게 평균값 활용하여 개수에 따라 전력을 산출하도록 하였다.

2.1.5 탑재컴퓨터(OBC) 설계 모듈

탑재컴퓨터는 위성의 데이터 처리 및 관리를 목적으로 하는 서브시스템이다. 탑재컴퓨터는 연계 변수인 y_2 (Orbit Period), y_3 (Revolution per Day) 그리고 탑재체의 질량 및 탑재체의 데이터 전송률을 바탕으로 설계한다.

y_2 , y_3 와 탑재체의 데이터 전송률을 바탕으로 OBC(텔레메트리 또는 통합)의 복잡도를 결정하며, 명령개수는 매개변수로 입력되어 OBC(명령 또한 통합)의 복잡도를 결정하게 된다.

탑재컴퓨터를 설계하기 위해 위성시스템의 서브시스템 및 구성품의 질량 및 전력 추정에 관한 연구[14]를 바탕으로 하드웨어 구조(Hardware Architecture) 및 시스템 복잡도(System Complexity), 그리고 탑재체의 질량을 이용하여 질량 및 전력을 추정하도록 한 설계 모델은 다음 식 (14)와 같다.

$$m_{OBC} = 0.16 \times m_{pay} \times K(h,c) \quad (14)$$

식 (14)는 탑재컴퓨터의 질량(m_{OBC})을 추정하기 위한 식이며, m_{pay} 는 탑재체 질량, $K(h,c)$ 는 하드웨어 구조(h) 및 시스템 복잡도(c)에 따른 질량추정인자로서 Table 3과 같이 정의된다. OBC 전력(P_{OBC}) 또한 앞서 OBC의 질량 추정과 마찬가지로 복잡도와 구조에 따라 산출되며, 복잡도가 '단순'일 때는 명령, 텔레메트리, 통합이 모두 2W로 고려하였다. 복잡도가 '보통'일 때는 명령만을 수행하는 OBC의 경우 10W, 텔레메트리수집만하는 OBC의 경우 16W, 2개가 통합되어 있는 경우 20W, 복잡도가 '복잡'인 경우에는 명령용 OBC, 텔레메트리 수집용 OBC, 2개가 통합된 OBC의 전력은 각각 12W, 18W, 25W로 산출된다.

2.1.6 전력계(EPS) 설계 모듈

전력계 설계 모듈은 태양전지판 및 배터리 설계를 위한 설계 모델로 구성된다. z_1 (Mission Life Time), z_5 (Predicted Satellite Mass), z_6 (Predicted Propellant Mass), z_7 (Predicted Satellite Power)의 시스템수준 설계변수와 y_4 (Eclipse Time)와 y_5 (Daylight Time)의 연계 변수로 전력계 설계를 수행한다. 설계 매개변수로

는 전력조절타입(DET(Direct Energy Transfer) 또는 MPPT(Maximum Power Point Tracker)), 배터리 타입, 태양전지셀 타입이 있으며 이는 사용자가 설계 전에 선택한다.

위성운용을 위해 태양전지판이 생산해야하는 전력은 식 (15)와 같이 계산되어지며, 태양전지의 종류에 따른 특성[16]을 바탕으로 임무말기에 태양전지판의 면적당 생산되는 전력은 식 (16)과 같이 계산할 수 있다.

$$P_{sc} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \right)}{T_d} \quad (15)$$

$$P_{EOL} = P_{BOL} \left(1 - \frac{\text{degradation/yr}}{100} \right)^{ML} \quad (16)$$

식 (15)에서 아래첨자 e 는 식기간, 아래첨자 d 는 일기간을 의미하며, P , T , X 는 각각 시스템의 소모전력, 시간 그리고 전력제어기의 효율을 의미한다. 여기서 P_d 는 z_7 와 기타 다른 EPS 구성품의 소모전력(P_{EPS})을 바탕으로 계산되며, P_e 는 P_d 의 일정 비율이라고 가정하여 계산을 수행한다.

식 (16)에서 ML 은 위성의 임무수명(Mission Lifetime)을 의미하며, degradation/yr 는 태양전지의 연간 성능감쇄율, P_{BOL} 은 임무초기에 태양전지판에서 생산되는 전력을 의미한다.

임무말 위성운용에 필요한 전력을 생산하기 위해 필요한 태양전지판의 면적은 식 (15) 및 (16)의 결과를 이용하여 식 (17)와 같이 계산된다.

$$A_{sc} = \frac{P_{sc}}{P_{EOL}} \quad (17)$$

식기간 동안 위성이 필요로 하는 전력을 공급하기 위한 배터리의 용량은 식 (18)과 같이 계산되며, 배터리의 질량은 배터리 용량에 에너지밀도를 나누어 추정할 수 있으며 배터리 종류에 따른 에너지 밀도는 Table 4와 같다.

$$J_B = \frac{P_e \times (T_e/3600)}{\eta_{dis} \times DOD} \left(1 + \frac{\text{Margin}(\%)}{100} \right) \quad (18)$$

식 (18)에서 P_e 는 식기간에서 위성이 필요로 하는 전력이며, T_e 는 식기간, η_{dis} 는 컨버터 효율, DOD (Depth of Discharge)는 배터리 방전율을 의미한다.

전력계의 질량(m_{EPS})은 PCU(Power Control

Table 4. Energy Density of Battery

Battery Type	Energy Density(Whr/kg)
Ni-Cd	30
Ni-H ₂	60
Li-Ion	125

Unit), 조절기와 전환기(Regulator/Converter), 와이어, 태양전지패널의 질량, 배터리 질량, 등을 기준으로 계산하게 된다. PCU의 무게는 태양전지판이 생산하는 전력량에 비례하도록 산출되는 질량추정관계식을 이용하였으며, Regulator/Converter는 각 위성체에서 사용되는 예상전력(z_7)을 바탕으로 산출되고, 전력용 와이어 질량은 위성체의 건조질량(z_5 와 z_6 의 차이)의 4%를 할당하였다.

전력계의 소모전력(P_{EPS})의 경우에는 전력계 구성품에서 소모되는 전력과 전력용 와이어에서 소모되는 전력의 합으로 산출된다. 전력계 구성품의 전력 소모는 통계분석을 통해 전체 위성의 소모 전력의 2.5% 정도를 소모한다고 가정하여 분석을 수행하였다.

2.1.7 열제어계(TCS) 설계 모듈

열제어계는 열제어계는 우주환경에서 위성의 구성품들이 원활하게 작동할 수 있는 온도환경을 제공하는 것을 목적으로 하며, 제어방식에 따라 수동 열제어 및 능동 열제어로 구분할 수 있다.

열제어계는 System Optimizer로부터 시스템 변수인 z_7 (예상 소모 전력), y_1 (Angular Radius of the Earth)와 연계변수인 y_{11} (Surface Area), y_{12} (Cross Section Area)를 받아서 설계를 진행하며, y_1 은 알베도 보상수치와 관측인자를 계산하는데 사용된다. z_7 , y_{11} 와 y_{12} 는 위성시스템의 최대, 최소 온도를 계산하는데 사용되며, 해당 수치를 바탕으로 필요한 다층박막 단열재(MLI; Multi-Layer Insulator)의 질량, 히터의 질량과 전력, 라디에이터의 질량과 전력을 추정하였다.

본 연구에서는 다층박막 단열재(MLI)를 이용한 수동 열제어방식을 기본으로 하여 개념설계를 수행하도록 설계모델을 구성하였으며, 위성의 표면적에 다층박막 단열재의 면적당 밀도값인 0.73 kg/m^2 을 곱하여 위성의 수동 열제어를 위해 사용된 다층박막 단열재의 질량을 추정할 수 있도록 하였다.

능동 열제어 방식에서는 히터와 라디에이터를 이용하였다. 라디에이터의 질량은 최대 온도와 위성이 사용하는 전력량을 바탕으로 산출하고, 히터의 질량은 히터에서 필요한 전력량을 바탕으로 산출한다.

최종적으로 MLI의 질량, 라디에이터의 질량과 히터의 질량으로 열제어계질량(m_{TCS})을 산출하게 되고, 히터에서 사용되어야 하는 전력을 바탕으로 열제어계 전력(P_{TCS})을 산출하게 된다.

2.1.8 구조계(SMS) 설계 모듈

일반적으로 위성의 구조는 주 구조물 및 부 구조물 그리고 발사체와의 인터페이스를 위한 구조물로 구성된다.

본 연구에서 사용된 구조계 설계 모델은 z_5 (Predicted Satellite Mass), z_6 (Predicted Propellant Mass) 과 y_{11} (Surface Area)를 시스템 수준에서 입력받아 설계를 수행한다. 서브시스템수준의 설계 변수로는 코어의 두께, 면재 두께를 변경하며 구조계 설계를 수행한다.

본 연구에서는 주 구조물의 재료로서 하니콤 (Honeycomb)을 고려하였으며, 하니콤의 평균밀도는 식 (19)와 같이 계산된다.

$$\rho_{mean} = \frac{2t_f \rho_{f_s} + t_c \rho_c}{2t_f + t_c} \quad (19)$$

식 (19)에서 아래첨자 f_s 는 면재(Face Sheet), c 는 코어(Core), t , ρ 는 각각 두께 및 밀도를 의미한다.

주 구조물의 질량은 위성의 표면에 주 구조물의 두께와 밀도를 곱하여 계산할 수 있다.

부 구조물의 경우 개념설계 단계에서는 상세한 설계가 이루어지지 않으며 일반적으로 주 구조물의 질량 대비 비율로 추정하게 된다. 본 연구에서는 부 구조물의 질량을 주 구조물 질량의 15%로 추정하였다[14].

발사체와의 인터페이스를 위한 구조물의 질량은 일반적으로 위성 건조질량의 3%로 추정된다 [14].

구조계 질량(m_{SMS})는 추정된 구조계의 총 합이며, 앞서 소개한 발사체와의 인터페이스를 위한 구조물의 질량은 시스템 수준에서 입력된 z_5 와 z_6 에 의해서 계산된 위성의 건조질량을 바탕으로 계산된다.

2.1.9 추진계(Propulsion Subsystem) 설계 모듈

추진계 개념설계에서는 위성이 임무기간동안

사용할 추진계의 양을 예측하고, 추력기 및 추진계 탱크에 관한 설계를 수행하게 하고 추진계의 양을 계산하게 된다.

추진계는 시스템 수준의 설계 변수인 $z_1, z_2, z_3, z_5, z_6, z_{10}$ 와 시스템 수준의 연계 변수인 $y_2, y_6, y_8, y_{10}, y_{12}$ 에 의해서 설계를 수행한다. 설계 변수를 바탕으로 궤도천이 및 궤도보정, 모멘텀 덤핑에 필요한 Delta-V를 산출하게 된다. 이러한 산출과정에서 매개변수로 설정되는 것들은 위성의 처리고도(Disposal Altitude), 가속시간, 추진계 종류, 탱크 타입, 안전계수(Safe Factor), 모멘텀 덤핑을 위한 하루 동안의 추력기 사용횟수, 탱크 압력, 탱크 재료, 허용 스트레스, 추력기 개수, 마진 등이 있으며 이는 사용자에게 의해서 설정되게 된다.

추진계 질량($m_{propellant}$)의 경우 위성 궤도천이 및 궤도보정 그리고 구동기의 모멘텀 덤핑을 위해 사용되어지며 Delta-V 분석을 통해 사용량을 예측한다. 추력기의 추력은 적정한 범위 내에서 사용자가 설정하거나 추진계 종류에 따라 평균적인 수치를 사용하도록 하였다.

본 연구에서는 위성의 추력기로 단일추진계 (Monopropellant) 추력기를 고려하였으며, 관련 연구[14]를 바탕으로 추력기의 질량과 전력을 식 (20) 및 (21)과 같이 추력기의 추력(T)을 이용하여 추정하였다.

$$m_{tm} = 0.005035 T + 0.245809 \quad (20)$$

$$P_{tm} = 0.7434 T + 6.4061 \quad (21)$$

추진계 탱크의 경우 구형 탱크를 고려하여 설계가 가능하도록 하였다.

추진계 설계 모듈에서는 추력기의 개수, 추력기 질량, 탱크 질량에 따라 $m_{propulsion}$ (추진계 질량)은 산출하게 된다. $P_{propulsion}$ (추진계의 전력)은 추력기에서 사용되는 전력에 추가적으로 마진을 고려하여 계산한다.

2.1.10 설계 모듈의 데이터베이스 특성 및 설계 추정관계식의 신뢰 수준 평가

각 서브시스템에 활용된 성능, 질량, 전력 데이터베이스는 크게 각 위성 부품사의 데이터, 설계검토회의 문서, 각 위성 제작사로의 질문서 배포, 논문 검색을 통해 획득한 위성부품에 대한 정보를 데이터베이스화하였다.

본 연구팀에서는 이를 바탕으로 설계추정관계식을 생성하고, 이에 대한 통계적 데이터를 바탕으로 설계 모델을 검증하였다. 모델의 적합성

Table 5. Design Estimation Relationship of Major Components for LEO EO Satellite

Item	Design Relationship	F-value	Adj-R2	p-value
Mirror Mass Estimation	$M_{Mirror} = 55.422D_{mirror}^{1.9367} f_{Material}$ D_{mirror} : Diameter of Mirror $f_{Material}$: Material Factor([15])	69.124	0.794	0.000
Optical Payload Power Estimation (Telescope + Datalink)	See Eq. (1)	9.266	0.601	0.007
Reaction Wheel Mass Estimation	See Eq. (2)	156.431	0.901	0.000
Reaction Wheel Power Estimation	See Eq. (3)	70.389	0.808	0.000
CMG Mass Estimation	See Eq. (4)	9.372	0.807	0.096
CMG Power Estimation	See Eq. (5)	37.050	0.947	0.026
Magnetic Torquer Mass Estimation	$M_{MT} = 0.021 \times DM + 0.482$ DM; Dipole Moment	346.566	0.894	0.000
Magnetic Torquer Power Estimation	$P_{MT} = e^{0.557DM - 1.588}$ DM; Dipole Moment	64.364	0.607	0.000
Star Sensor Mass Estimation	See Eq. (6)	10.358	0.483	0.011
Star Sensor Power Estimation	See Eq. (7)	11.867	0.521	0.007
Earth Sensor Mass Estimation	See Eq. (8)	60.861	0.691	0.002
Earth Sensor Power Estimation	See Eq. (9)	30.521	0.710	0.005
Sun Sensor Mass Estimation	See Eq. (10)	20.353	0.803	0.000
Sun Sensor Power Estimation	See Eq. (11)	8.531	0.617	0.001

을 살펴보기 위하여 F-value, p-value, adj-R²를 구하였다. 본 논문에서 사용된 주요 설계추정관계식과 각 관계식에 대한 통계 수치는 Table 5와 같다.

F-value와 Adj-R²를 통해 회귀분석에 적용된 모델이 활용된 데이터베이스에 대하여 대표성을 잘 띄는지 확인하였으며, p-value를 통해서 분석된 결과가 통계적으로 유의한지 판단하였다. F-value가 높을수록 적용 모델이 대표성을 잘 갖는 것을 의미하고 Adj-R²는 1에 가까울수록 데이터와 모델의 경향이 비슷함을 의미하며 통산 0.4 이상이면 통계적인 의미를 갖는다. p-value의 경우에는 0에 가까울수록 통계적 유의성(Significance)을 갖는다고 할 수 있다.

본 연구를 통해 이러한 통계적 대표성과 유의성 분석을 통해 적합한 수학적 모델을 선정하여 설계추정관계식을 수립하였다.

2.2 CO 기반의 다분야 통합 최적설계 모델

일반적으로 알려진 다분야 통합 최적설계의 아키텍처로는 CO(Collaborative Optimization), BLISS(Bi-Level Integrated System Synthesis), MDF(Multi-disciplinary Feasible) 등이 있다. CO 아키텍처의 경우 일반적인 적용이 용이할

뿐만 아니라 해석 및 최적화의 병렬처리가 가능하고, 이에 따라 분산컴퓨팅 환경에 가장 적합하며 많은 계산이 필요한 대형 설계문제에 가장 적합한 방법이다. BLISS 아키텍처는 설계민감도 정보를 사용하는 특징이 있으며 선형시스템의 최적 설계에 적합한 방법이지만 수렴성의 보장이 제한적인 단점이 있다. MDF 아키텍처는 해석의 병렬처리가 가능하고 수렴성이 보장되는 특징이 있다. 위성의 개념설계는 다분야의 해석과 최적화가 필요한 대형 설계 문제이다. 따라서 본 연구에서는 대형 설계 문제에 적용이 가능한 CO 아키텍처를 이용하여 지구관측위성의 다분야 통합 최적 개념설계를 수행하였다.

CO 아키텍처[17]은 최적설계를 시스템 수준과 서브시스템 수준으로 구분하여 설계를 수행하는 것이 특징이다. 시스템 수준에서는 설계의 최종 목적을 목적함수로 정의하여 이를 최적화하기 위한 설계변수를 찾는 것을 목표로 한다. 서브시스템 수준에서는 시스템 수준과 서브시스템 수준 사이의 연계 변수(Coupling Variable)의 불일치를 최소화하는 것을 설계 목적으로 한다.

Figure 5는 본 연구에서 제시한 CO 아키텍처를 적용한 지구관측위성 개념설계의 아키텍처이며, Fig. 6은 다분야 통합 최적설계를 적용한 지

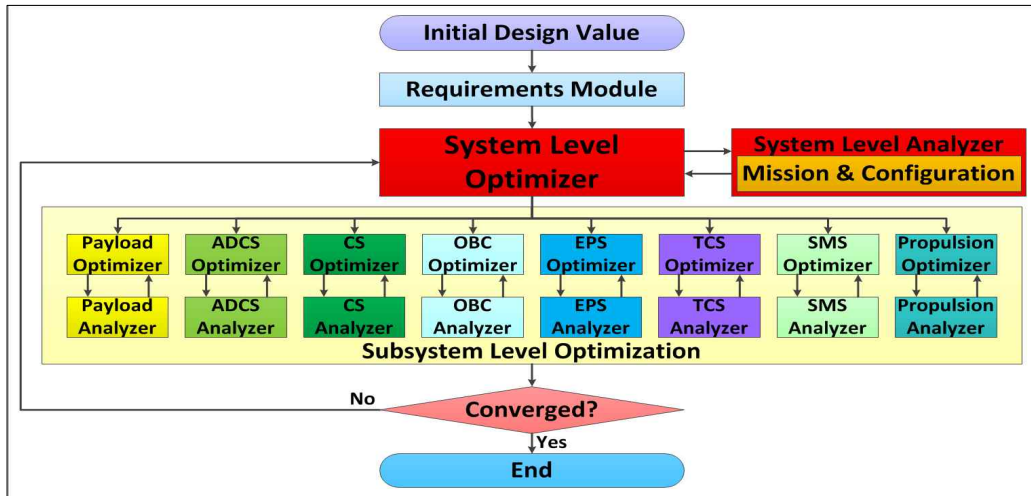


Fig. 5. CO Architecture for Earth Observation Satellite Conceptual Design

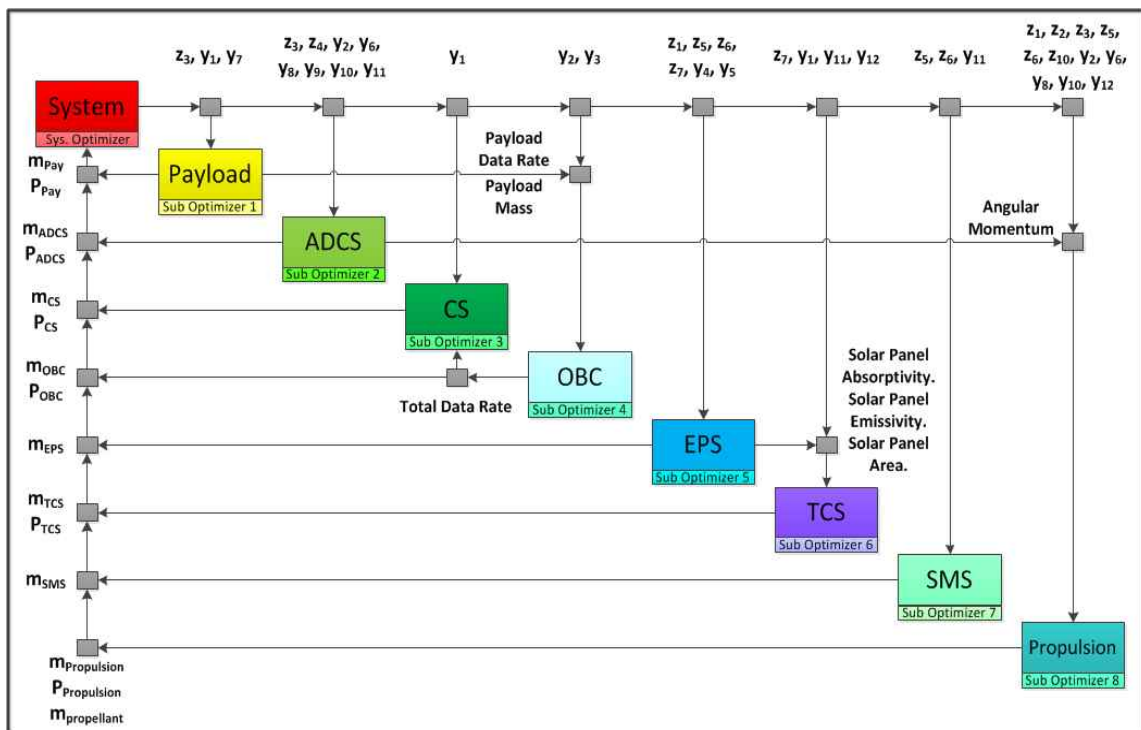


Fig. 6. Data Flow Chart for Optimal Conceptual Design

지구관측위성의 데이터 흐름을 나타낸 그림이다.

위한 최적화 모델은 식 (22)와 같다.

2.2.1 시스템 수준의 설계 모듈

시스템 수준의 설계 모듈은 주어진 제약조건을 만족시키면서 위성의 질량을 최소화하는 설계변수를 찾기 위한 Optimizer와 위성 임무 및 형상 설계를 수행하기 위한 Analyzer로 구성된다.

2.2.1.1 시스템 수준의 Optimizer

시스템 수준의 Optimizer는 지구관측위성의 총 질량을 최소화하는 것을 목적으로 하며 이를

$$\begin{aligned}
 & \text{find } Z = \{z_1, z_2, \dots, z_{10}\}^T \\
 & \min F(Z) = m_{sat} \quad (22) \\
 & \text{Subject to } \begin{cases} J_i \leq 10^{-6} (i = 1, 2, \dots, 8) \\ C_k \leq 10^{-6} (k = 1, 2, 3) \\ Z^{LB} \leq Z \leq Z^{UB} \end{cases}
 \end{aligned}$$

식 (22)에서 Z 는 시스템 수준의 설계변수를 의미하며 이들의 구성은 Table 1과 같다. J_i 는

각 서브시스템의 최적설계를 통해 계산되는 목적함수 값을 의미하며, C_k 는 시스템 수준에서 설계 변수로 사용된 예측 값(z_5, z_6, z_7)과 실제 설계 값($m_{sat}, m_{propellant}, P_{sat}$)의 일치 여부를 확인하기 위한 제약조건이며 식 (23) ~ (25)와 같이 정의된다. 이러한 일치여부를 확인하는 것은 각 서브시스템의 설계가 이전 단계에서 수행된 값들을 바탕으로 설계되기 때문이다. 각 설계가

진행될 때마다 예측 값인 z_5, z_6, z_7 은 업데이트 된다.

$$C_1 = (m_{sat} - z_5)^2 \tag{23}$$

$$C_2 = (m_{propellant} - z_6)^2 \tag{24}$$

$$C_3 = (P_{sat} - z_7)^2 \tag{25}$$

식 (23) ~ (25)에서 m_{sat} 은 설계된 위성의 총

Table 6. Subsystem Level Design Variables

Subsystem	Variable	Group	Subsystem	Variable	Group
Payload	Altitude	x_{share}	EPS	Mission Life Time	x_{share}
	Angular Radius of the Earth			Satellite Dry Mass	
	Ground Track Velocity			Satellite Power	
	Swath Width	Eclipse Time			
	Ground Resolution	Daylight Time			
ADCS	Altitude	x_{share}	TCS	DoD	x_{local}
	Tilt Angle			Power Margin	
	Orbit Period			Satellite Power	x_{share}
	Satellite Velocity			Angular Radius of Earth	
	Slew Rate		Surface Area		
	Pointing Knowledge		Cross Section Area	x_{local}	
	MOI		Surface Treatment Ratio		
	Satellite Surface Area				
CS	Angular Radius of the Earth	x_{share}	SMS	Satellite Dry Mass	x_{share}
	Min. Elevation Angle			Surface Area	
	Frequency	Core Thickness		x_{local}	
	Polarization Loss	Face Sheet Thickness			
	Implementation Loss	Mass Margin			
	Antenna Bandwidth				
	Line Loss				
Antenna Pointing Loss					
OBC	Orbit Period	x_{share}	Propulsion	Mission Life Time	x_{share}
	Rev per Day			LTAN	
	CMD Rate	Altitude			
	Number of CMD Channel	Satellite Dry Mass			
	Telemetry Sampling Rate	Satellite Size			
	Telemetry Sampling Quantity	Orbit Period			
	Number of Telemetry Channel	Satellite Velocity			
		Slew Rate			
	MOI				
	Cross Section Area	x_{local}			
	Propellant Margin				

질량, $m_{propellant}$ 는 설계된 추진제의 질량, P_{sat} 은 설계된 위성의 필요 전력을 의미한다.

2.2.1.2 시스템 수준의 Analyzer

시스템 수준의 Analyzer는 위성 임무와 관련된 설계를 수행하기 위한 임무설계 모듈과 위성 형상과 관련된 설계를 수행하기 위한 형상설계 모듈로 구성된다. 시스템 수준의 Analyzer로부터 설계된 값은 서브시스템 수준 설계 시 연계 변수로 사용되며 상세한 사항은 Table 2와 같다.

2.2.2 서브시스템 수준의 설계 모듈

서브시스템 수준의 설계 모듈은 지구관측위성의 탑재체 및 버스시스템 설계를 수행하게 되며 시스템 수준의 설계 모듈과 동일하게 Optimizer 및 Analyzer로 구성된다.

2.2.2.1 서브시스템 수준의 Optimizer

서브시스템 수준의 Optimizer는 시스템 수준과 연계 변수의 불일치를 최소화하는 것을 목적으로 하며 이를 위한 최적화 모델은 식 (26)와 같다.

$$\begin{aligned}
 & find X = \{x_{share}, x_{local}\}^T \\
 & \min J_i = \sum (x_{share} - z)^2 + \sum (x_{share} - y)^2 \quad (26) \\
 & Subject to X^{LB} \leq X \leq X^{UB}
 \end{aligned}$$

식 (26)에서 X 는 서브시스템 설계를 위한 설계변수를 의미하고, 이는 x_{share} 및 x_{local} 로 분류할 수 있다. x_{share} 는 시스템 수준의 설계변수와 공유하고 있는 공유변수를 의미하며, x_{local} 은 시스템 수준의 설계변수와 연계되어 있지 않은 서브시스템 고유의 설계변수를 의미한다. 시스템 수준에서 할당받은 z 와 y 에 대해서 각 서브시스템은 설계를 수행하게 된다. 최적화 문제로 정의하면 내부적으로 설계되는 x_{share} 와 시스템 수준에서 할당받은 z , y 의 차이의 합이 점차 최소화하도록 한다.

각 서브시스템의 설계변수 구성의 상세사항은 Table 6과 같다.

2.2.2.2 서브시스템 수준의 Analyzer

서브시스템 수준의 Analyzer는 Optimizer에 의해 결정된 설계변수를 이용하여 각 서브시스템의 성능해석을 수행한다. 각 서브시스템의 Analyzer는 위성 개념설계 모델을 기반으로 각 서브시스템의 성능해석을 수행하게 되며 이를 통해 계산된 각 서브시스템의 질량 및 전력을 시스템 수준의 설계 모듈에 전달하게 된다.

2.2.3 최적화 알고리즘

지구관측위성의 개념설계 모델은 다수의 설계 변수를 가지는 비선형식으로 구성된다. 따라서 개념설계 모델을 이용하여 최적설계를 수행하기 위해서는 비선형 최적화를 수행할 수 있는 알고리즘이 필요하다. 비선형 최적화 알고리즘 중 SQP(Sequential Quadratic Programming) 알고리즘의 경우 다른 최적화 방법에 비해 효율적이고 신뢰성이 높은 장점이 있다[18]. SQP 알고리즘 이외에 GA(Genetic Algorithm), PSO(Particle Swarm Optimization) 알고리즘 등이 비선형 문제의 최적화에 이용될 수 있으나 개념설계 단계에서는 단시간 내에 다양한 조건에서 설계를 수행하여 이들의 결과를 비교 분석할 필요가 있으며 이에 따라 최적해를 탐색하는 소요 시간이 짧은 알고리즘을 선택할 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 다수의 변수를 이용하여 많은 계산량이 필요한 지구관측위성의 최적화를 단시간에 수행할 수 있는 SQP 알고리즘을 최적화 알고리즘으로 사용하였다.

III. 최적 개념설계 결과

앞서 제안한 지구관측위성의 최적설계 모델을 MATLAB을 이용하여 도구화하여 최적개념설계를 수행할 수 있도록 하였다. 설계변수의 제약 조건 및 초기조건은 Table 7과 같으며, 0.5m의 해상도와 1deg/s의 기동율(Slew Rate)을 성능 제약조건으로 할당하였다. 여기서 z_5 를 460kg으로 설정한 것은 설계에 있어 각 서브시스템 설계에 시스템 질량에 대한 설계변수를 할당하기 위한 값으로 계산이 한번 수행되고 나면 새로운 값을 갖게 된다. 처음 시행을 하고 나면 그 값으로 설계를 시작한다. Fig. 7에 나온 초기 결과는 541kg이며, 이는 초기값 460kg을 바탕으로 처음 산출된 위성의 질량을 의미한다.

주어진 조건에서 총 55회의 반복 설계를 통해 위성의 최적 개념설계가 완료되었으며, 시스템 수준의 목적함수로 정의한 위성의 총 질량은 Fig. 7과 같이 480.83 kg으로 수렴하였다.

또한 Fig. 8을 통해 시스템 수준의 제약조건인 $C_1 \sim C_3$ 의 값이 제약조건으로 할당한 10^{-6} 이하의 값으로 수렴하는 것을 알 수 있으며, 이는 각 서브시스템의 설계를 위해 시스템 변수로 사용된 예측값과 최적 개념설계를 통해 설계되어진 설계값의 차이의 제공이 허용범위 내에 있다는 것을 의미하고 이를 통해 예측값과 설계값의 차이가 허용범위 내에 있음을 알 수 있다.

최적 개념설계를 통해 설계된 지구 관측위성과 설계 초기값으로 선정된 위성의 성능을 비교한 결과는 Table 8과 같다. 목적함수로 정의한 위성의 총 질량에 대한 결과를 보면 다분야 최적화를 통해 제약조건을 만족시키면서 약 11.8%의 질량을 경량화할 수 있다는 것을 알 수 있다.

Table 7. Constraints of System Level Design Variables(Minimum and Maximum) and Initial Guess Value

Variable	Min.	Initial	Max.
z_1	3	3.6	5
z_2	10.5	10.8	11.5
z_3	480	507	570
z_4	10	19	40
z_5	400	460	600
z_6	20	44	100
z_7	100	520	1500
$z_8 \sim z_{10}$	1	1.3	2

설계변수의 경우 고도, LTAN 그리고 임무 수명의 경우 증가하는 방향으로, 위성의 크기는 감소하는 방향으로 최적화가 수행되는 것을 확인할 수 있다. 또한 성능 제약조건으로 할당된 해상도 및 기동율(Slew Rate) 요구조건을 만족하는 설계가 이루어진 것을 알 수 있다. 각 서브시스템별 질량 변화는 Fig. 9와 같다. 상호 연관성이 깊은 ADCS, SMS와 EPS는 급격한 변화가 있는 것을 알 수 있으며 약 20회가 된 시점에서부터 점차 수렴하는 것을 알 수 있다. 특히, 구조의 경우 최소값의 한계치인 1에 도달하는 것을 알 수 있다. 이는 지구관측위성의 버스질량-부피의 추세를 살펴보면 $480\text{kg} \pm 1\sigma$ 에서 $0.91 \text{ m}^2 \sim 3.4 \text{ m}^2$ 이내에 들어오는 수치이다. 하지만 이는 실제 형상이 고려된 것이 아니기 때문에 한계가 존재한다. 본 연구팀에서는 이를 보완하기 위하여 향후 3차원 레이아웃 설계까지 고려된 다분야 최적 설계 연구를 수행할 예정이다.

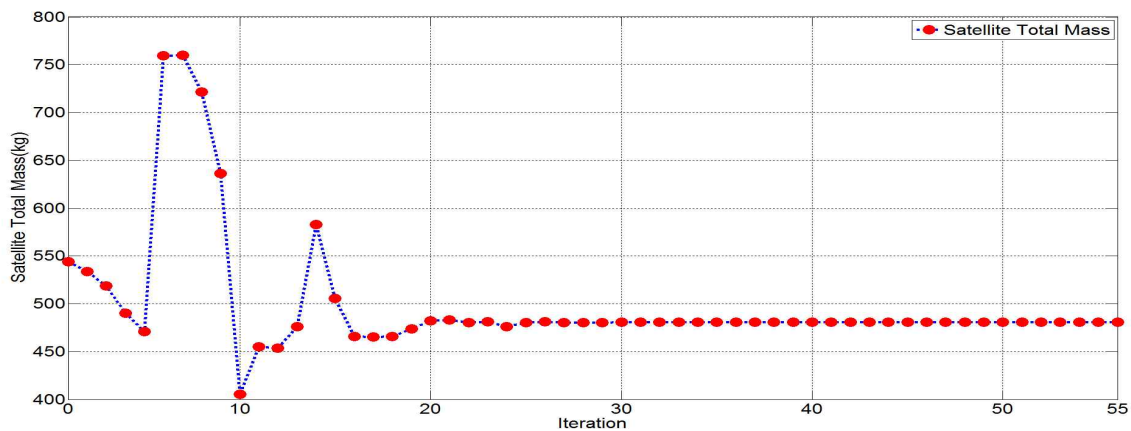


Fig. 7. System Level Objective Function History

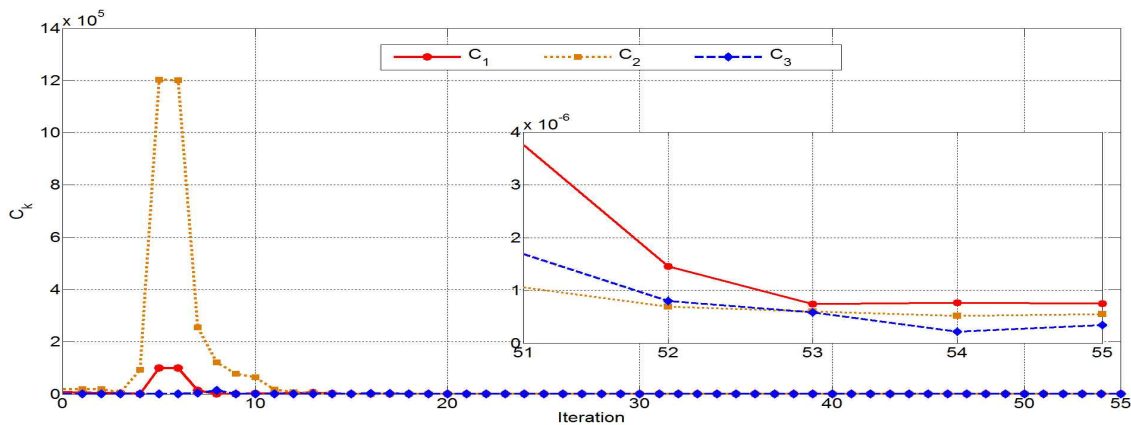


Fig. 8. System Level Constraints History

Table 8. Comparison of Conceptual Design Results

Item	Value		
	Without Opt	With Opt.	
Satellite Total Mass(kg)	543.91	480.83	
Power Generation(W)	1369.15	1003.49	
Mission Life Time(yr)	3.6	5	
LTAN(hr)	10.8	10.93	
Altitude(km)	507	568.64	
Max. Tilt Angle(deg)	19	15.10	
Size(m)	W	1.3	1.00
	D	1.3	1.01
	H	1.3	1.00
Orbit Period(s)	5685	5762	
Eclipse Time(s)	2141.9	2131.6	
Satellite Velocity(km/s)	7.61	7.58	
Slew Rate(deg/s)	1.28	1	
Resolution(m)	0.5	0.5	
Primary Mirror Diameter(m)	0.80	0.90	
Payload Data Rate(Mbps)	387.65	382.51	
Required Angular Momentum(Nms)	5.91	2.89	
Required Torque(Nm)	0.77	0.37	
Link Margin(dB)	13.48	11.54	
Required Memory Size(Gbits)	250.85	247.46	
Solar Panel Area(m ²)	4.79	3.56	
Battery Capacity(Whr)	3421.09	2527.25	

본 논문에서 제안된 최적 개념설계 도구를 현존하는 위성 요구조건에 맞춰 적용하였으며, 해당 위성의 규격과 최적 개념설계 도구를 이용한 설계 결과를 비교하였다. 비교 결과는 Fig. 10과 같다. 비교를 위해 사용된 위성은 ASNARO-1[19]과 IKONOS-2이다. ASNARO-1 와 IKONOS-2는 지구관측을 위한 고해상도의 위성으로써 동일 성능의 위성 중 가장 경량 위성으로 초기 목적 중 하나가 질량을 최소화시킨 위성을 개발하는 것이었다. 이에 따라 질량 최소화가 목적인 최적 개념설계 결과와 비교하기에 적절한 위성이다. 이러한 결과 비교는 최적 개념설계 모델이 잘 적용되는지 검증한다는 데 의미가 있다.

ASNARO-1의 경우, 위성 총질량은 약 2.8%의 차이가 존재하는 것을 알 수 있으며, 세부적으로는 탑재체의 경우 약 6%, BUS의 경우 약 3.3%, 추진체의 경우 약 9.8%의 차이가 존재함을 알 수 있다.

IKONOS-2의 경우 위성 총질량은 약 13.9%의 차이가 존재하는 것을 알 수 있으며, 세부적으로는 탑재체의 경우 약 7.6%, BUS의 경우 약 12.8%, 추진체의 경우 약 9.8%의 차이가 존재함을 알 수 있다.

ASNARO-1의 경우에는 비교적 차이가 크지 않았지만 IKONOS-2의 경우에는 차이가 많이 발생하였다. IKONOS-2의 경우에는 자세제어를 위해서 반작용휠뿐만 아니라 추력기를 사용하는 형태라 많은 연료가 탑재하고 있어 연료량이 차이가 발생한 것으로 보이며 이로 인해 다른 버스시스템의 설계에서도 차이가 나타난 것으로 보인다. 하지만 주요한 몇 가지 위성에 적용해 본 결과 본 연구에서 제안된 지구관측위성의 최

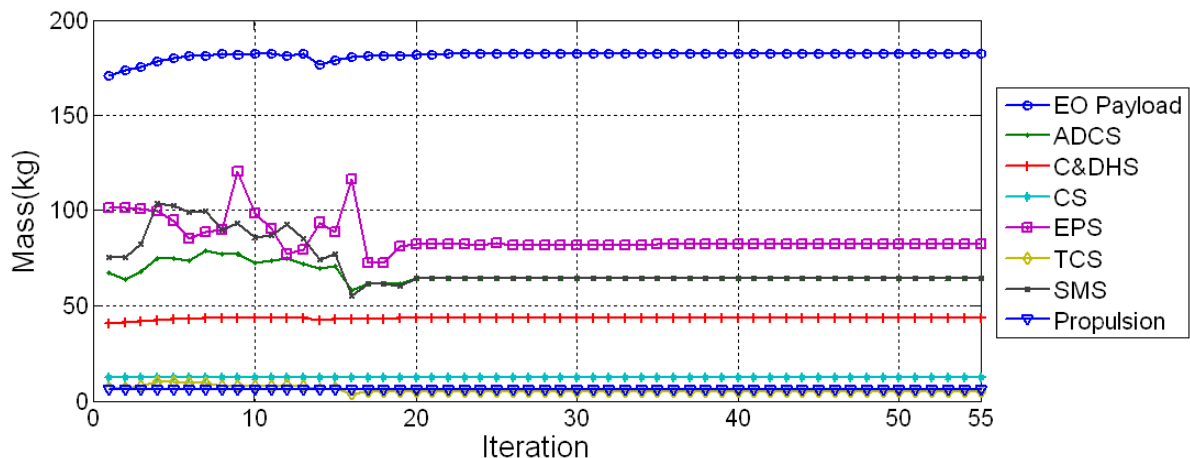


Fig. 9. Subsystem Level Mass Histories

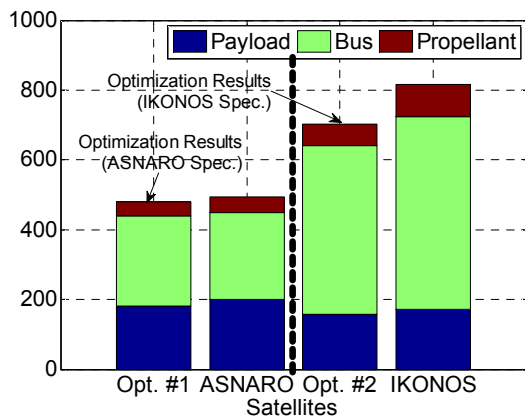


Fig. 10. Comparison of Optimal Conceptual Design Results with ASNARO-1 & IKONOS Design Specification

적 개념설계 도구가 지구관측위성의 개념설계 단계에서 유용하게 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 다분야 통합 최적설계를 적용한 지구관측위성의 최적 개념설계에 관한 연구를 수행하였다. 다분야 통합 최적설계 아키텍처 중 CO 기법을 이용하여 지구관측위성의 최적 개념설계 모델을 구성하였으며, 각 서브시스템의 부품 수준의 개념설계를 수행하기 위해 현재까지 개발된 위성 구성품의 데이터베이스를 기반으로 지구관측위성의 개념설계 모델을 제안하였다. 최적화 알고리즘으로써 구배기반(Gradient-based)의 SQP 알고리즘을 이용하였으며 제안된 최적 개념설계 모델을 MATLAB을 이용하여 도구화하였다.

제안된 최적 개념설계 도구를 이용하여 위성의 개념설계를 수행한 결과 초기 설계점에 대해서 수렴된 해를 도출하는 것을 확인하였으며, 해로 도출된 설계변수들이 모든 제약조건을 만족함과 동시에 목적함수로 정의된 위성의 질량 최소화가 이루어지는 것을 확인하였다. 이를 통해 CO 아키텍처를 적용한 지구관측위성의 개념설계 도구가 유용하게 사용될 수 있음을 판단할 수 있다. 또한 고해상도의 경량 위성인 ASNARO-1 및 IKONOS-2의 규격과 최적 개념설계 결과 비교를 통해 개념설계 결과가 허용할 수 있는 오차범위 내에 있는 것을 확인하였으며, 이를 통해 제안된 최적 개념설계 도구가 유용하게 사용될 수 있음을 보았다.

추후 지구관측위성의 개념설계에 다양한 다분야 통합 최적설계 아키텍처 및 최적화 알고리즘을 적용한 비교 연구를 추가로 수행할 계획이며, 실제 위성의 레이아웃을 고려한 최적화 연구를 수행할 것이다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

Reference

- 1) G. N. Vanderplaats, "Thirty years of modern structural optimization," *Advances in Engineering Software*, Vol. 16, Issue. 2, 1993, pp.81-88.
- 2) J. Sobieszczanski-Sobieski, "A linear decomposition method for large optimization problems," NASA TM-83248, 1982.
- 3) I. Kroo, S. Braun, P. Gage and I. Sobieski, "Multidisciplinary Optimization Methods for Aircraft Preliminary Design," AIAA 94-4325, 1994.
- 4) D. S. Jo, et al., "Development of an Automated Aero-Structure Interaction System for Multidisciplinary Design Optimization for the Large AR Aircraft Wing", *Journal of Korean Society of Aeronautical Space Sciences*, Vol. 38, Issue. 7, 2010, pp. 716-726.
- 5) R. D. Braun, R. W. Powell, R. A. Lepsch, D. O. Stanley and I. M. Kroo, "Comparison of two multidisciplinary optimization strategies for launch vehicle design," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.32, No.3, May-June 1995, pp. 404-410.
- 6) Y. C. Choi, J. Lee, and Y. Byun, "Optimal Supersonic Air-Launching Rocket Design Using Multidisciplinary System Optimization Approach", *Journal of Korean Society of Aeronautical Space Sciences*, Vol. 33, Issue. 12, 2005, pp. 26-32.
- 7) W. Wu, H. Huang and B. Wu, "Multidisciplinary Optimization to a Remote Sensing Satellite," 9th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization,

2011.

8) W. Wu, H. Huang, S. Chen and B. Wu, "Satellite Multidisciplinary Design Optimization with a High-Fidelity Model," *Journal of Spacecraft and Rockets* Vol. 50, No. 2, 2013, pp. 463-466.

9) A. Jafarsalehi, P. M. Zadeh and M. Mirshams, "Collaborative Optimization of Remote Sensing Small Satellite Mission Using Genetic Algorithms," *Iranian Journal of Science and Technology-Transactions of Mechanical Engineering*, Vol. 36, No. 2, 2012, pp. 117-128.

10) C. D. Jilla, "A multiobjective, multidisciplinary design optimization methodology for the conceptual design of distributed satellite systems," Doctoral dissertation, Massachusetts Institute of Technology, 2002.

11) J. K. Choi, "Mission Design and System Conceptual Design of High-Agility Small Observation Satellite," Master's thesis, Korea Aerospace University, 2012.

12) H. W. Hwang, "Parametric Analysis for System Conceptual Design of High Agility Small Observation Satellite," Master's thesis, Korea Aerospace University, 2012.

13) N. Lee, H. W. Hwang, B. I. Jeon, M. M. Choi, H. Kim, Y. K. Chang, "Parametric Analysis for System Conceptual Design of Small Observation Satellite," *KSAS Spring Conference*, Apr. 2012, pp. 1072-1078.

14) J. R. Wertz, D. F. Everett and J. J. Puschell, "Space Mission Engineering : The New SMAD," Microcosm Press, 2011.

15) H. Kim, Y. K. Chang, "Conceptual Design of Electro-Optical Payload System for Small ISR Satellite," *The 8th Conference on National Defense Technology*, July. 2012, pp. 335-344.

16) C. D. Brown, "Elements of Spacecraft Design," AIAA Education Series, 2002.

17) R. D. Braun, "Collaborative optimization: an architecture for large-scale distributed design," Doctoral dissertation, Stanford University, 1996.

18) K. Schittkowski, C. Zillober and R. Zotemantel, "Numerical comparison of nonlinear programming algorithm for Structural Optimization," *Structure Optimization*, Vol. 7, 1994, pp. 1-19.

19) eoPortal, <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/asnaro#footback1%29>