

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 787-798(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.787

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

중·소형 지구관측위성의 개념설계 도구를 위한 GUI 개발

박기연, 김홍래, 장영근*

GUI Development for Conceptual Design Tool of Mid-to-Small Earth Observation Satellite

Kiyun Park, Hong-Rae Kim and Young-Keun Chang*

Dept. of Aerospace & Mechanical Engineering, Graduate School, Korea Aerospace University

ABSTRACT

The emergence of mid-to-small satellites has created a need for rapid development with a relatively low cost. However, the development of mid-to-small satellites requires considerable time and cost in early phase, in particular, during the development of mission and system requirements through iterations of conceptual design and mission design. In this research, Spacecraft Conceptual Design Tool(SCDT) which is based on Graphical User Interface(GUI) was developed to reduce the time and cost for early phase development. Furthermore, GUI-based software can make the input values to be editable easily and show users design results in various way. In this paper, the development results of MATLAB GUI-based SCDT are introduced.

초 록

중·소형위성은 적은 비용으로 단기간에 개발 및 운용할 수 있어야 한다. 하지만 개발 초기 단계에서 임무를 설계하고 분석하는 과정과 위성시스템의 개념설계를 수행하는 과정을 반복 수행하면서 사용자의 요구사항을 맞추고, 개발방향을 정립하는 과정에서 많은 시간과 비용이 소요하게 된다. 본 연구에서는 이러한 초기 단계에서 소요되는 시간과 비용을 줄이기 위해 GUI(Graphical User Interface) 기반의 소프트웨어인 SCDT(Spacecraft Conceptual Design Tool)를 개발하였다. GUI 기반의 소프트웨어는 입력된 값들의 수정이 용이하고 다양한 방법으로 사용자에게 결과를 보여줄 수 있다. 본 논문에서는 MATLAB GUI 기반의 SCDT를 개발한 과정 및 개발된 SCDT GUI를 소개한다.

Key Words : SCDT(Satellite Conceptual Design Tool, 위성개념설계도구), GUI(Graphical User Interface), MDO(Multidisciplinary Design Optimization, 다분야 최적 설계), GA(Genetic Algorithm, 유전알고리즘), CO(Collaborative Optimization)

1. 서 론

위성의 설계 단계는 크게 개념설계, 예비설계,

상세설계 단계 등으로 분류할 수 있다. Fig. 1은 위성의 수명주기비용 곡선을 나타내는 것으로, 초기 단계인 개념설계 단계에서 위성체계 개발비

† Received : April 20, 2015 Revised : August 4, 2015 Accepted : August 25, 2015

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

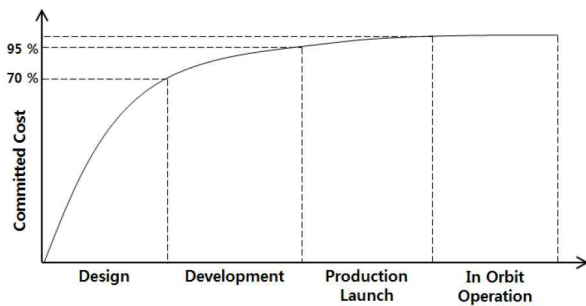


Fig. 1. Life Cycle Cost of Space Missions[1]

용 소요가 많음을 알 수 있다[1][2]. 따라서 위성 초기 개발과정에서 비용과 시간을 절감하기 위해 개념설계 절차를 파라미터 분석 및 통계학적 데이터를 이용하여 소프트웨어 도구를 개발할 필요가 있다[3][4]. 대다수의 대형 위성시스템 개발기관에서는 개발 초기단계에서 개발 기간을 단축하기 위해 위성 개념설계 도구를 자체적으로 개발하여 개발 프로젝트에 적용하고 있다.

GUI(Graphical User Interface)는 그래픽적인 요소를 이용하여 사용자가 시스템을 제어할 수 있는 환경을 의미하는 것으로 화면에 있는 버튼, 텍스트 박스와 같은 그래픽 도구를 사용자가 선택하여 사용한다. 이러한 GUI는 직관성이 높기 때문에 소프트웨어를 손쉽게 사용할 수 있게 한다.

본 연구는 중·소형위성에 적용될 수 있는 위성 개념설계 도구(SCDT)의 GUI를 개발하는데 목적이 있다. 본 논문에서는 GUI의 개발 방법과 개발된 GUI를 소개한다.

II. SCDT 아키텍처

SCDT는 MDO(Multi-disciplinary Design Optimization) 수행을 위한 분석도구와 매개변수 분석을 위한 분석도구로 구분된다. MDO 수행을 위한 분석도구는 위성 데이터베이스에 근거한 설계추정관계식(DER; Design Estimating Relationship)을 이용하여 질량, 전력, 부피를 추정하는 방법과 이론적 해석을 이용하여 성능을 분석하는 방법을 포함한다. 이 방법은 MDO 알고리즘이 각 분야별 분석기(Analyzer)에 사용되어 최적의 개념설계 결과를 도출하도록 한다. 반면 매개변수 분석을 위한 분석도구는 이론적 성능분석 모델만을 이용하여 결과를 도출한다.

Figure 2는 SCDT의 구조를 나타내는 것으로, MDO 수행을 위한 분석도구에는 설계 및 해석 모듈(Design and Analysis Module)이 포함되어

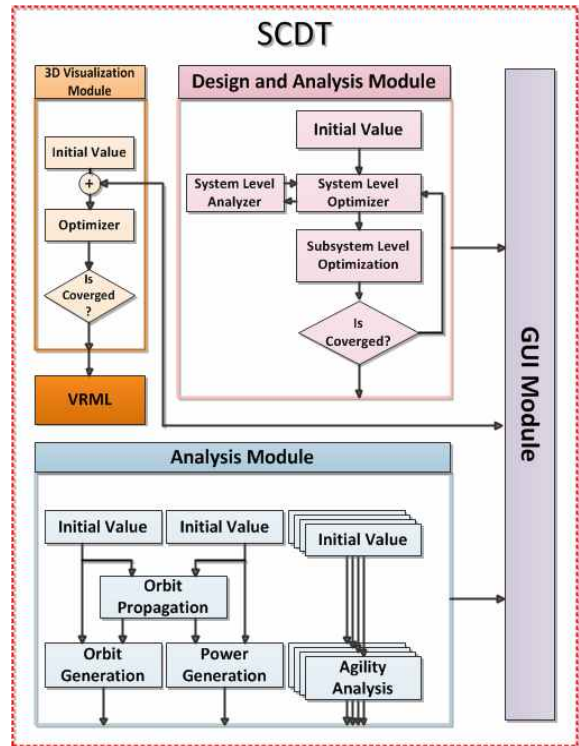


Fig. 2. SCDT Architecture

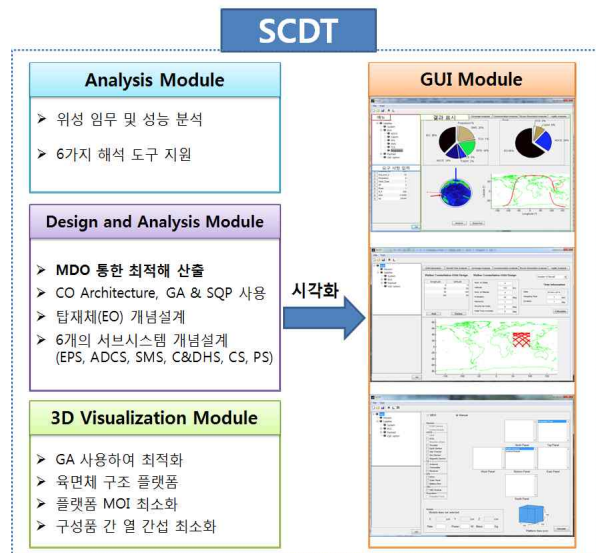


Fig. 3. SCDT Description and Visualization for Each Module

있고 매개변수 분석을 위한 분석도구에는 3D 시각화 모듈(3D Visualization Module)과 해석 모듈(Analysis Module)이 포함되어 있다. 3D 시각화 모듈은 설계 및 해석 모듈에서 계산된 결과나 사용자가 입력한 값을 초기값으로 이용한다. GUI 모듈은 각 다른 모듈에서 계산된 결과를 화면에 표시해주는 모듈이다. 각 모듈에 대한 설명은 Fig. 3에서 보는 바와 같다.

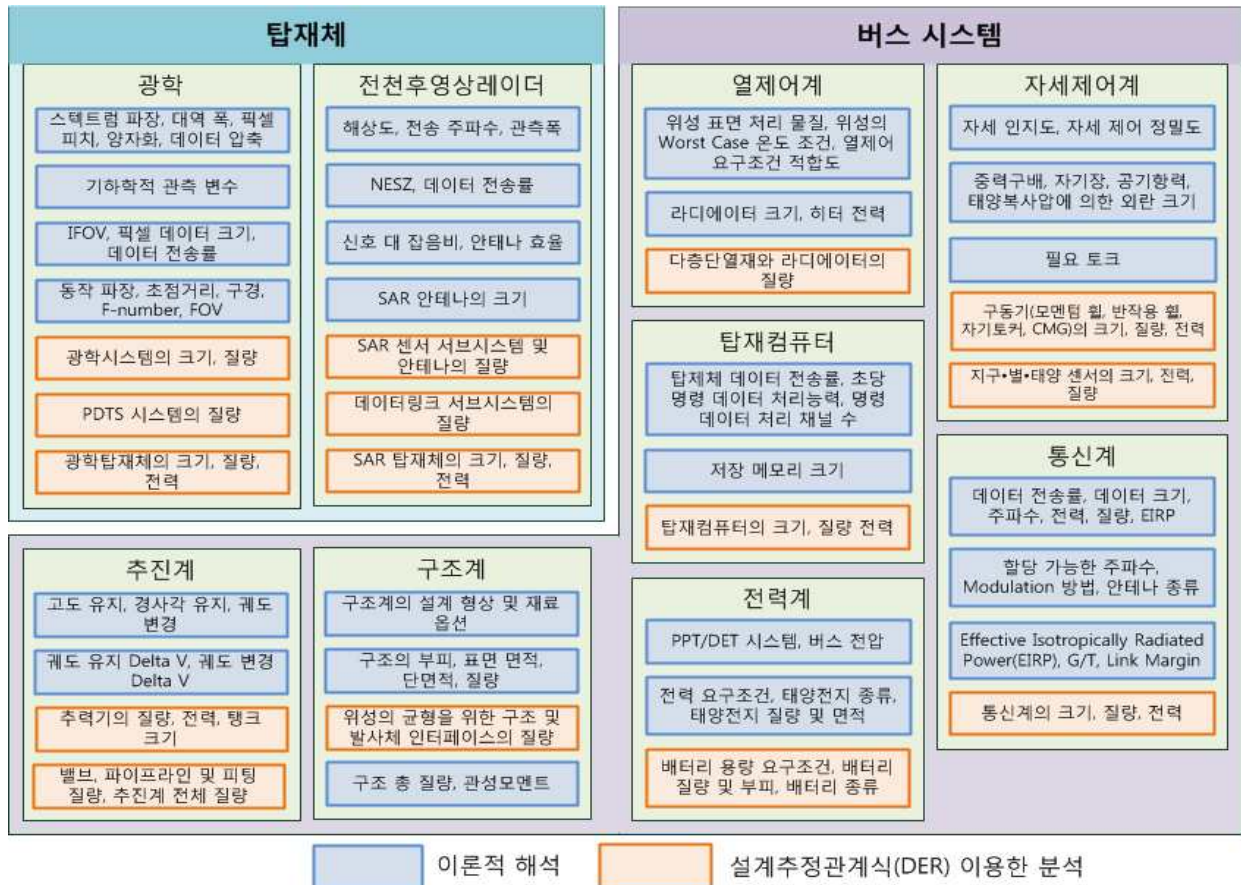


Fig. 4. Analysis Tools based on MDO

2.1 MDO 수행을 위한 분석도구

MDO 수행을 위한 분석도구는 기존 개념설계 도구의 한계를 극복하기 위해 각 서브시스템의 주요 구성품에 대한 데이터베이스를 구축하였으며, 이를 이용하여 설계추정관계식을 유도하여 구성품 수준의 설계가 가능하도록 한 것이 특징이다.

SCDT의 MDO 수행을 위한 분석도구는 CO (Collaborative Optimization)[5] 아키텍처를 이용하여 시스템(상위 수준)과 서브시스템(하위 수준)으로 나누었고, 서브시스템들끼리 자율성을 최대한 보장하면서 상위 수준에서 최적해를 찾도록 개발되었다. 최적해 산출을 위해 시스템 수준에서는 GA(Genetic Algorithm)[6]를 이용하고 서브시스템 수준에서는 SQP(Sequential Quadratic Programming)[7] 알고리즘을 이용한다.

MDO 수행을 위한 분석도구는 지구관측위성의 개념설계를 수행하기 위해 크게 요구사항 확인 모듈(Requirements Validation Module), 임무 모듈(Mission Module), 시스템 모듈(System

Module), 비용 모듈(Cost Module), 시각화 모듈(Visualization Module)로 구성되며 위성체 설계에 사용되는 모듈은 요구사항 확인 모듈, 임무 모듈, 시스템 모듈이다. 각 모듈은 MDO에서 각 분야(Disciplines)를 의미하고, 위성시스템에서는 서브시스템을 의미한다.

Figure 4는 MDO 결과 도출을 위해 사용되는 분석도구의 분석 종류를 나열한 것이며, 이론적 해석을 이용한 방법과 설계추정관계식을 이용한 방법으로 구분하여 표시하였다.

2.2 매개변수 분석을 위한 도구

매개변수 분석을 위한 도구는 이론적 해석을 통한 플랫폼의 서브시스템 분석과 임무분석을 수행한다. 매개변수 분석을 위한 도구에서는 재방문주기, 커버리지 분석, 궤도생성, 통신 해석, 전력생산 해석, 기동성 해석 등에 대해 분석이 수행된다. 제시된 분석도구는 임무성능에 영향을 주기 때문에 보다 세밀한 분석이 요구되며 설계 변수의 변화에 따른 경향을 파악해야 한다. 또한 MDO가 진행될 때 사용되는 분석은 표면적으로

나타나지 않기 때문에 별도의 분석도구를 이용한 매개변수 분석이 필요하다. 이를 위해 SCDT에서는 사용자가 입력한 설계 범위에서 임무성과 시스템성능이 어떤 양상으로 변하는지 분석할 수 있는 매개변수 분석도구를 지원한다.

III. GUI의 개발 방법 및 구성

3.1 GUI의 목적

GUI는 그래픽적인 요소를 추가하여 사용자의 이해도를 높이며 사용성을 높이기 위해 사용된다. 자바, MFC(Microsoft Foundation Class), Xcode, MATLAB과 같은 많은 GUI 개발 도구가 개발되었고 사용자는 개발하고자 하는 소프트웨어의 특성을 파악하여 적절한 GUI 개발도구를 선택할 수 있다. 본 논문에서 소개하는 SCDT는 MathWorks에서 개발한 MATLAB GUIDE(Graphical User Interface Design Environment) 도구를 이용하여 개발되었다. GUIDE 도구는 다른 GUI 개발도구보다 많은 내부 함수가 존재하며, 행렬 계산에 사용이 편리한 장점을 가지고 있다. 또한, 필요한 객체를 생성하고, Callback, Create, Delete 등의 Subfunction으로 구성되어 GUI 화면 구성과 코드 작성을 효과적으로 할 수 있다.

3.2 GUI의 개발 방법

소프트웨어 개발 방법은 폭포수 모델, 프로토타이핑 모델, 점증적 모델, V 모델, 일정 중심 설계 모델, 진화적 출시 모델과 같은 방법이 있다. 그 중에서 SCDT 개발에는 Fig. 5와 같은 점증적 모델중 하나인 나선형 모델(Spiral Model)[8]을 사용하였다. 나선형 모델의 특징은 높은 안정성의 개발능력과 시스템 확장이 용이하다. 또한, 모듈 단위로 개발되기 때문에 관리자에게 보이는

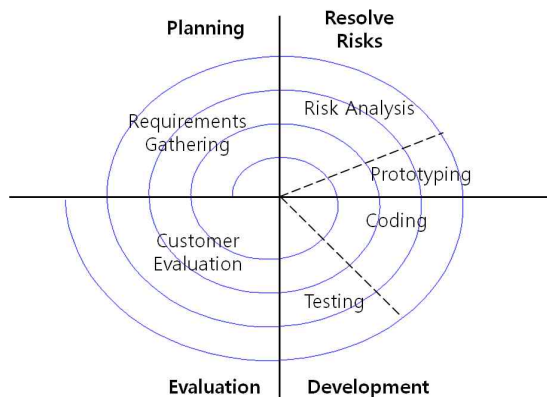


Fig. 5. Diagram of Spiral Model[8]

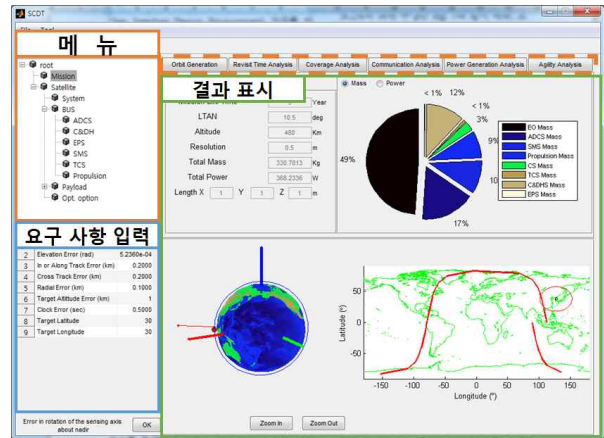


Fig. 6. SCDT's Basic Window Composition

가시성이 좋다.

나선형 모델은 계획 및 요구분석 후에 위험 요소를 분석하는 단계가 있다. 따라서 다른 개발 모델보다 위험적인 요소를 줄일 수 있는 장점을 가지고 있다. 나선형 모델은 계획 수립(Planing), 위험 분석(Risk Analysis), 개발(Development), 평가(Evaluation) 단계가 하나의 수명 주기를 이루며 이를 반복 수행한다. 계획 수립은 목표, 제약 조건, 모듈을 결정하며, 위험 분석은 위험 요소에 대한 분석 모듈의 우선순위를 결정한다. 선택된 모듈은 개발과 평가가 이루어지며 한 단계를 마무리 한다. 한 단계가 마무리되면 다음 모듈에 대해서 동일한 방법으로 개발이 진행된다.

3.3 SCDT의 GUI 화면 구성

SCDT의 화면 구성은 Fig. 6과 같이 메뉴, 요구사항 입력, 결과 표시 화면으로 구성되어 있다. 메뉴는 두 가지로 구성되어 있으며, 왼쪽 메뉴(실선)는 MDO를 이용하기 위한 메뉴로 각 서브시스템이 나열되어 있다. 오른쪽 메뉴(점선)는 궤도 생성, 재방문 주기 등과 같은 매개변수 분석을 위한 분석도구들이 나열되어 있다. 요구사항 입력 화면은 MDO 수행을 위한 분석도구에서 사용될 변수들을 입력받는 화면이고, 결과 표시 화면은 MDO 수행을 위한 분석도구의 결과와 매개변수 분석을 위한 분석도구의 결과들이 표시되는 화면이다. 결과표시 방법은 사용자가 이해하기 쉽게 2D와 3D 그래픽 도구를 이용하여 궤도, 지상국 위치와 통신 가능 범위, 재방문 주기, 질량 분포도 등을 표시한다.

3.3.1 MDO 수행을 위한 분석도구의 GUI 구성

MOD 기반의 분석도구에서는 트리 메뉴(Tree-Menu)를 사용하며 Fig. 7과 같이 구성되어

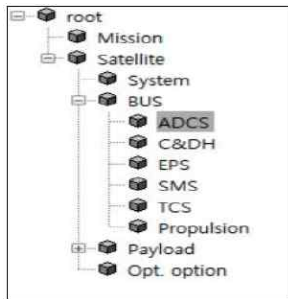


Fig. 7. Menu of Conceptual Design Tool

1	CMG	4
2	MTQ	3
3	Earth sensor	0
4	Star Sensor	2
5	Sun Sensor	5
6	Magnetome...	2
7	Actuator T...	2

Number of CMG

Fig. 8. Dialog Box of ADCS

있다. 트리 메뉴는 계층구조에 적합한 방법으로 개념설계 도구에서 많은 서브 메뉴, 입력 변수, 제약조건 등을 효율적으로 사용자에게 보여줄 수 있다. 요구사항 입력은 Fig. 8과 같이 트리 메뉴에서 선택된 서브시스템의 입력 변수들을 정리하여 나타낸 화면으로 사용자가 직접 원하는 값을 한 개 또는 범위로 입력할 수 있다. 요구사항 입력 화면에 표시된 입력 변수들의 이름은 간략화되어 있지만, 사용자가 값을 입력하기 위해 입력 변수를 선택하면 요구사항 입력 화면 아래에 선택된 변수에 대한 추가적인 설명이 표시된다.

3.3.2 매개변수 분석을 위한 분석도구의 GUI 구성

분석도구는 Fig. 9와 같이 다이얼로그 화면과 결과 표시 화면으로 나누어진다. 다이얼로그 화면은 분석도구에서 필요로 하는 변수들을 입력받는 화면으로 라디오 버튼, 체크 버튼, 텍스트 박스 등으로 구성되어 있다. 라디오 버튼은 궤도입력에서 두 가지 궤도 입력 방법 중 하나를 선택할 때 사용되며, 체크 버튼은 범위 입력을 선택할 때 사용

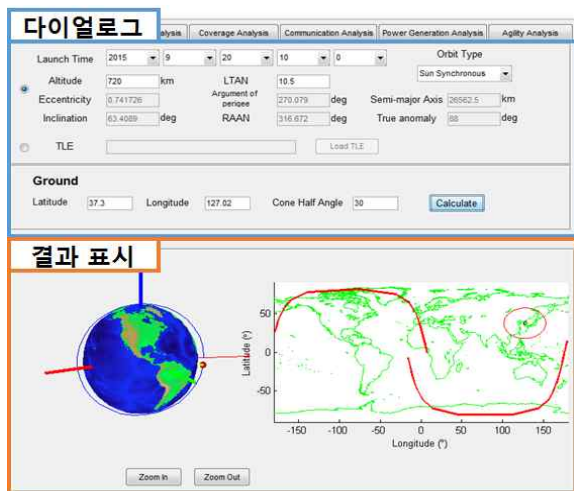


Fig. 9. Dialog Box and Result Windows of Orbit Generation

된다. 표시 화면은 다이얼로그에서 입력받은 값을 기반으로 계산된 결과를 표시하는 화면으로 2D와 3D 그래프를 이용하여 화면에 나타낸다.

분석도구는 많은 GUI 구성품들로 구성되어 있고 이러한 도구들을 그룹화하여 화면 구성을 수정하는 것이 용이하다. 또한, 궤도생성 도구와 전력생산 해석 도구에서는 하나의 궤도정보 입력화면을 사용함으로써 중복되는 GUI 구성품들을 최소화하였다. 효과적인 분석을 위해 하나의 입력 값을 이용하는 것이 아닌 범위 입력을 통해 한 번에 여러 조건들을 계산하여 출력 값들을 비교할 수 있다.

IV. GUI에서의 SCDT 기능 및 결과

4.1 MDO 수행을 위한 분석도구의 기능 및 결과

개념설계에서는 임무, 시스템, 추진, 각 서브시스템에서 필요한 변수들을 입력받아 계산에 이용한다. 입력 변수는 단일 입력 또는 범위로 입력되고, 제약조건을 위한 변수는 범위로만 입력할 수 있다. 제약조건은 최적화가 진행되는 동안 설계 변수가 미리 설정된 제약조건을 위반하지 않는 범위 내에서 위성의 질량 최적화를 진행하기 위해 필요하다. Fig. 10은 MDO의 진행과정을 화면에 표시하는 것으로 설계변수, 목적함수, 제약조건을 나타낸다[9].

개념설계에서 계산된 결과는 각 서브시스템의 질량, 소모 전력, 주요 성능들과 같은 결과를 포함하고 있다. 이러한 정보 중 질량과 전력은 다른 서브시스템과의 결과를 쉽게 비교할 수 있도록 Fig. 11과 같이 파이 그래프를 사용하였다. 또한, 계산된 궤도정보를 이용하여 3D 그래프와

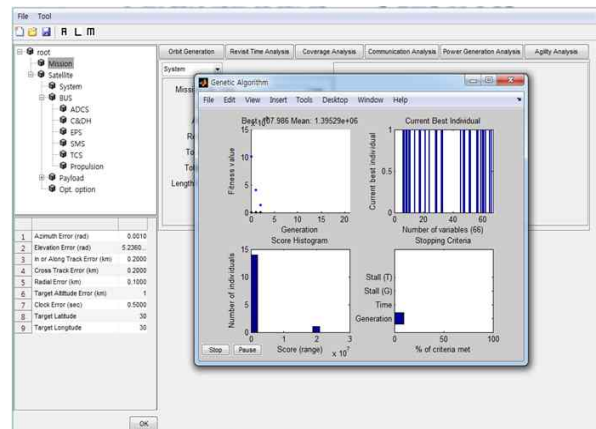


Fig. 10. Information on MDO Design Progress

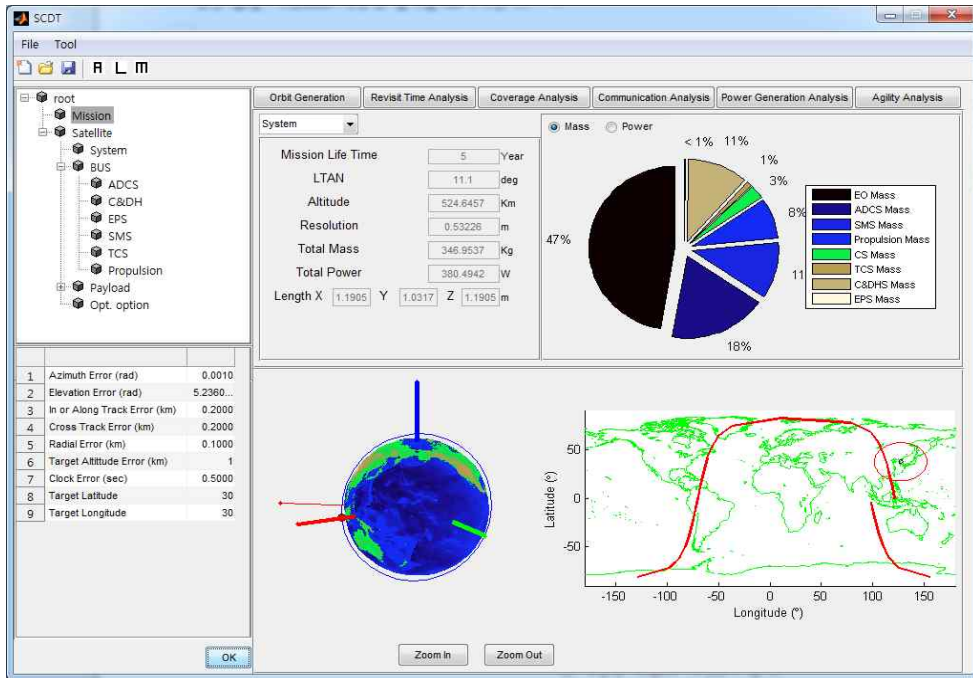


Fig. 11. Conceptual Design Results

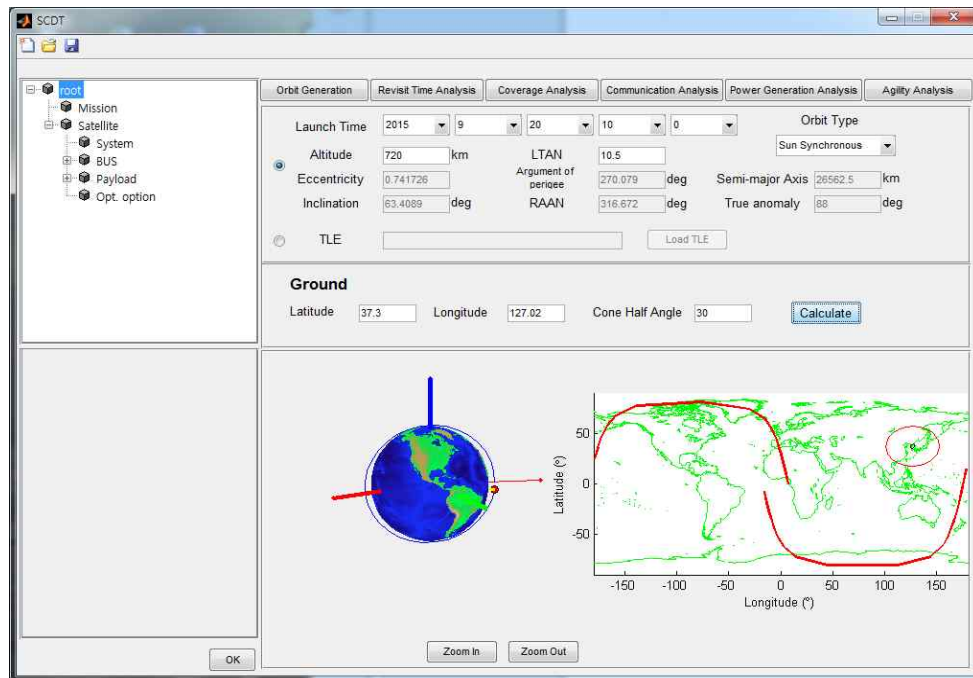


Fig. 12. Orbit Generation Results

2D 그래프를 이용하여 생성된 궤도와 지적선을 표시한다.

4.2 매개변수 분석을 위한 분석도구의 기능 및 결과

궤도생성(Orbit Generation)

궤도생성은 TLE(Two-Line Element) 데이터를

이용하는 방법과 궤도요소(장반경(Semi-major Axis), 이심률(Eccentricity), 궤도경사각(Inclination), 근일점 이각(Argument of Perigee), 승교점 이각(Right Ascension of the Ascending Node), 진근점 이각(True Anomaly))을 이용하는 방법이 있다. 두 가지 방법 중 하나를 선택해 계산에 필요한 데이터를 입력받고, SGP4(Simplified General

Perturbations) 궤도 전과기를 이용하여 궤도생성을 위한 계산을 수행한다. 궤도요소 입력을 사용할 경우 태양동기궤도 또는 그 외에 다른 궤도를 생성할 수 있다. 궤도는 ECI(Earth-Centered Inertial)를 기준으로 한 궤도를 3D 화면에 표시하고, ECEF(Earth-Centered Earth-Fixed)를 기준으로 한 지적선을 2D 화면에 표시한다.

Figure 12는 입력된 궤도 정보에 따라 생성된 궤도를 나타낸다. 궤도 정보 또는 TLE 데이터와 함께 지상국 위치를 입력하면 통신 가능 범위까지 표시할 수 있다.

전력생산 해석(Power Generation Analysis)

전력생산 해석은 위성이 궤도를 돌며 생산할 수 있는 전력량을 분석한 것으로 식 (1)과 같이 정의할 수 있다[10].

$$I = I_{ph} - I_0 \left(e^{\frac{q(V + IR_s)}{nkT}} - 1 \right) \quad (1)$$

여기서 I_{ph} 은 태양전지에서 생산할 수 있는 이 상적인 전류를 말하며, I_0 는 역방향 포화 전류를 나타낸다.

Figure 13은 태양전지에서 생산되는 전력을 나타내는 I-V 곡선으로 태양전지에서 생산되는 최대 전력점(P_{max})을 구하고 이를 바탕으로 위성 궤도 한 주기 동안 생산되는 전력을 구한다.

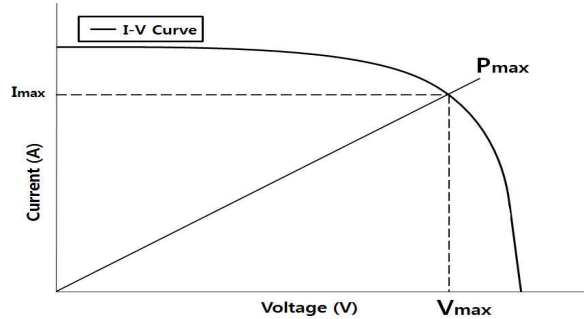


Fig. 13. I-V(Current-Voltage) Curve for a Solar Cell

태양전지셀에서 생산되는 전력은 위성의 궤도와 태양전지셀의 특성에 의해 결정된다. 전력생산 해석에서 필요한 궤도정보들은 궤도생성 도구에서 사용하는 것과 똑같은 방법으로 계산되고 계산된 정보에는 태양 벡터를 포함하고 있어 지구 지향 모드에서 한 주기 동안 생산되는 전력을 구할 수 있다.

Figure 14는 위성의 한 주기 동안 생산되는 전력을 분석한 것으로 태양지향 모드와 지구지향 모드일 경우로 나누어 결과를 표시한다.

재방문주기(Revisit Time Analysis)

재방문주기는 위성이 지상의 같은 지점 상공을 통과하는 시간의 간격을 말하는 것으로 식 (2)와 같이 표현할 수 있다[11].

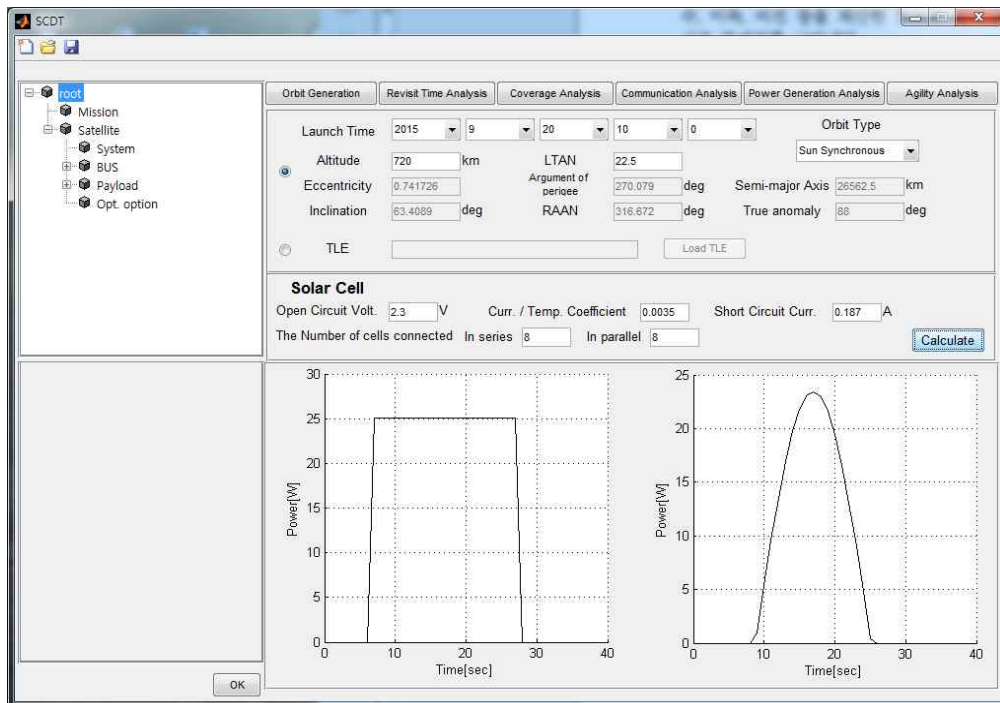
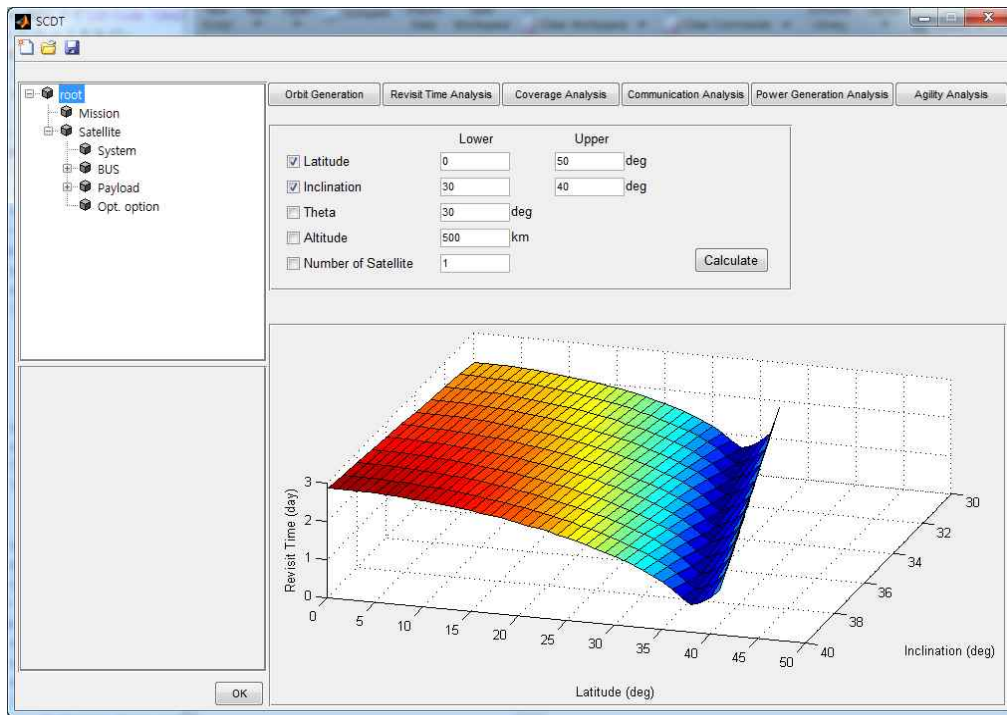
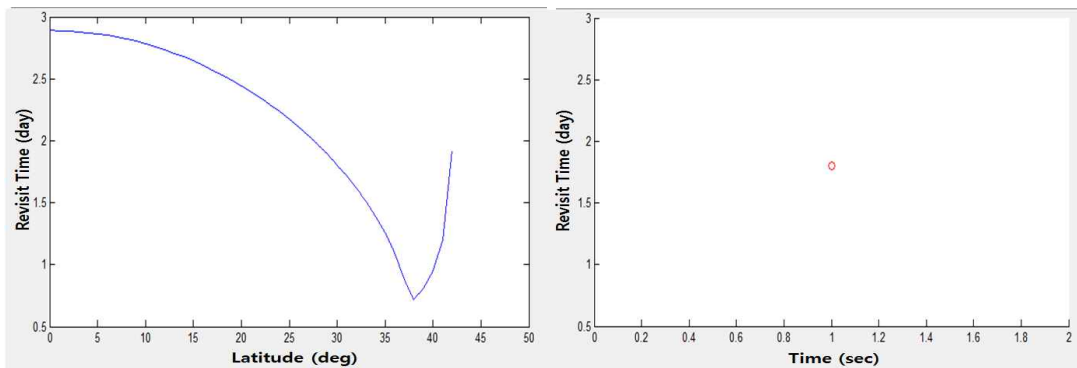


Fig. 14. Power Generation Results



(a)



(b)

(c)

Fig. 15. Results of Revisit Time Analysis; (a) 3D Visualization (b) 2D Visualization (c) 1D Visualization

$$T_{revisit} = \frac{T_{period}}{P_{revisit}} \quad (2)$$

여기서 T_{period} 는 위성의 궤도주기이고, $P_{revisit}$ 는 재방문 확률로 식 (3)과 같다.

$$P_{revisit} = \frac{CoveredArea}{TotalArea} \quad (3)$$

재방문주기는 위성의 수 및 위성의 궤도에 의해 결정된다. 재방문주기에서 모든 변수가 범위 입력이 가능하여 여러 조건에서 분석할 수 있다.

Figure 15는 재방문주기를 분석한 것으로 단일 입력과 범위 입력이 가능하다. 입력을 범위로 하

였을 경우 Fig. 15 (a) 및 (b)와 같은 결과를 얻을 수 있고, 한 개의 값을 입력하면 Fig. 15 (c)와 같은 결과를 얻을 수 있다.

Figure 16은 *CoveredArea*와 *TotalArea*를 나타내는 그림으로 *TotalArea*는 관측 지역의 위도권 (Circle of Latitude)을 말하며, *CoveredArea*는 관측지역의 위도권에서 촬영되는 영역을 말한다.

커버리지 분석(Coverage Analysis)

커버리지 분석은 설정된 범위에서 위성의 촬영가능범위를 나타낸 것이다. 지구관측위성은 EO/IR 탑재체 또는 SAR 탑재체를 주요 센서로 사용하며, 센서의 커버리지 형상은 Fig. 17과 같다. 센서에 의해 결정된 커버리지 영역과 관측하

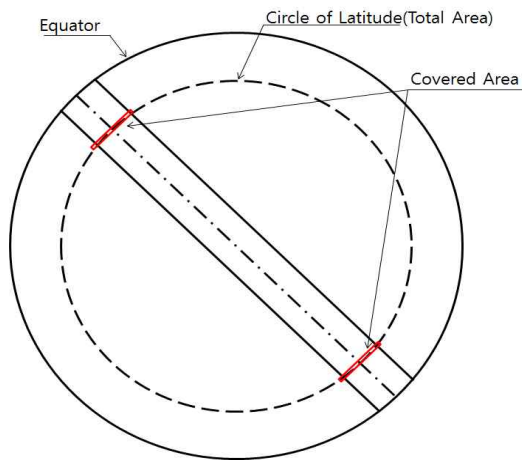
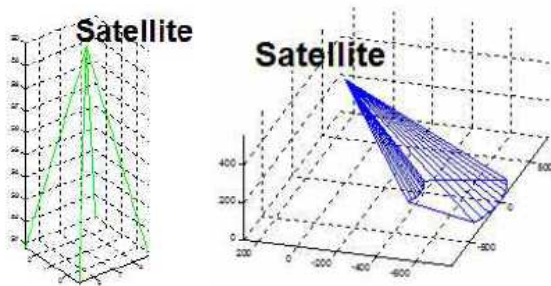


Fig. 16. Description of Covered Area and Total Area



(a) EO/IR Payload (b) SAR Payload

Fig. 17. Coverage Configuration for EO/IR Payload and SAR Payload

고자 하는 영역의 접촉 여부는 식 (4)를 이용하여 판별할 수 있다[12].

$$D = a(x_{grid} - x_{sat}) + b(y_{grid} - y_{sat}) + c(z_{grid} - z_{sat}) \leq 0 \quad (4)$$

여기서 a, b, c 는 탑재체 센서의 커버리지 형상을 이루고 있는 2개의 벡터를 이용하여 계산된 법선벡터(Normal Vector)이며, $x_{grid}, y_{grid}, z_{grid}$ 는 관측하려고하는 목표 지점의 위치이고, $x_{sat}, y_{sat}, z_{sat}$ 는 위성의 위치이다.

커버리지 분석에서는 궤도정보, 위성의 수와 분석기간 등을 이용하여 계산되며 사용자가 필요한 분석 범위를 위도와 경도로 입력하여 분석할 지역을 선택할 수 있다. Fig. 18은 단순 커버리지(Simple Coverage) 분석 결과를 나타낸 것으로 선택된 범위에서 촬영 가능 영역을 보여준다.

통신 해석(Communication Analysis)

통신 해석은 상향(Uplink)과 하향(Downlink)의 링크마진을 계산하는 것으로 식 (5)와 같이 수신기에 도달하는 마진과 요구되는 마진의 차로 정의할 수 있다[13].

$$M_L = (E_b/N_o)_{Received} - (E_b/N_o)_{Required} \quad (5)$$

여기서 $(E_b/N_o)_{Received}$ 는 수신기에 도달하는 비트당 에너지 대 잡음전력밀도를 나타내며, $(E_b/N_o)_{Required}$ 는 변조방식과 BER(Bit Error Rate)에 의해 결정된다.

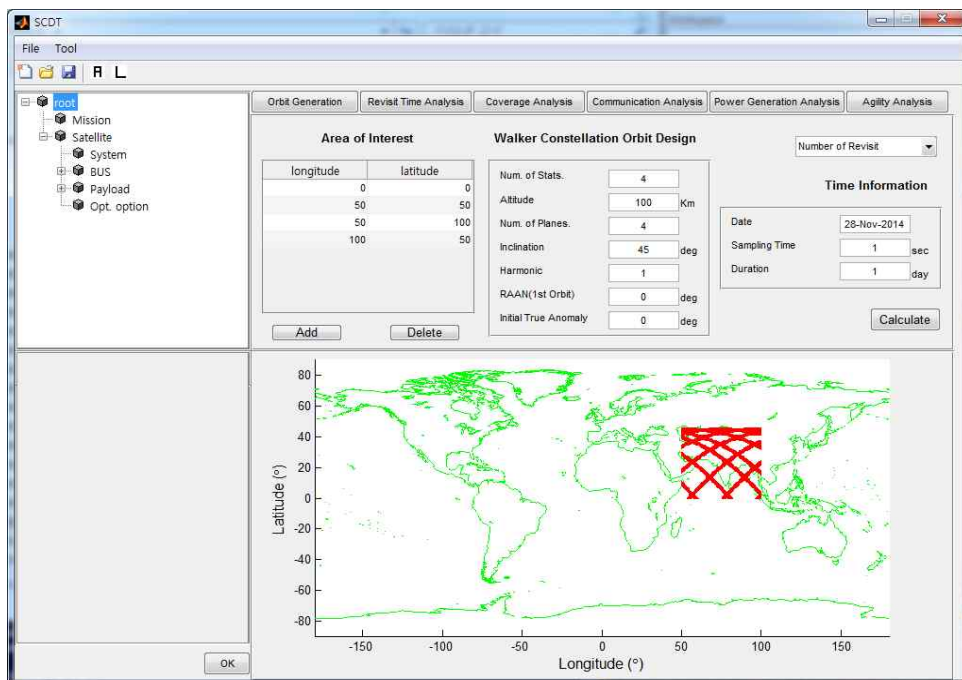
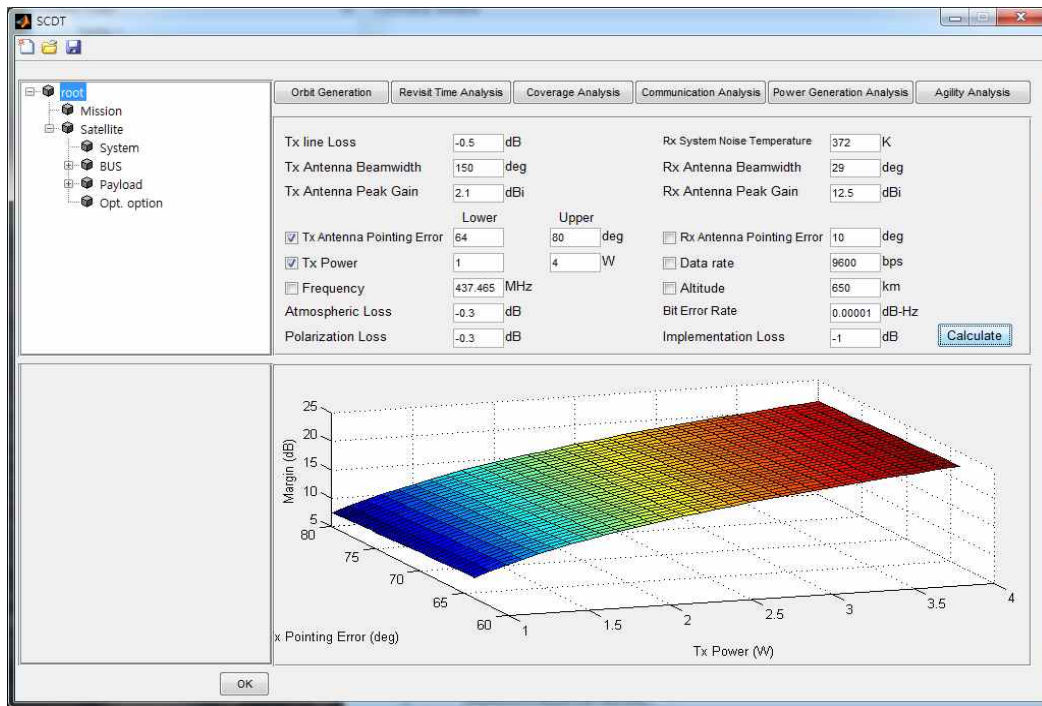
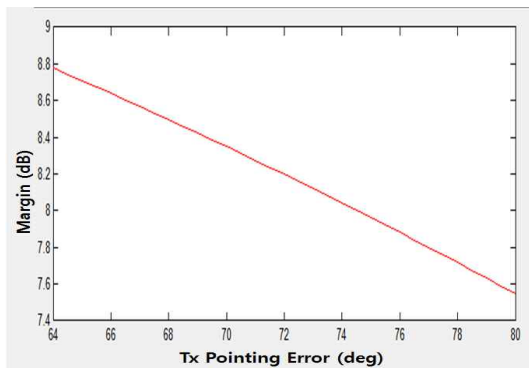


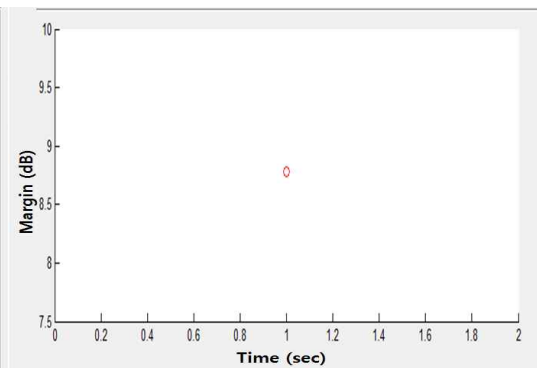
Fig. 18. Coverage Analysis Results



(a)



(b)



(c)

Fig. 19. Results of Communication Analysis; (a) 3D Visualization (b) 2D Visualization (c) 1D Visualization

통신 해석은 수신단의 감도, 잡음 지수, 이득 등을 이용하여 계산된다. 통신 해석에서는 부분적으로 범위 입력이 가능하고, 여러 범위를 입력함으로써 최대 신호 감쇄치를 쉽게 찾을 수 있다.

Figure 19는 통신시스템의 링크 버짓을 분석한 결과로 단일 입력과 범위 입력이 가능하다. 입력 값을 범위로 입력하면 Fig. 19 (a)와 (b) 같은 결과를 얻을 수 있고, 한 개의 값을 입력하면 Fig. 19 (c)와 같은 결과를 얻을 수 있다.

기동성 분석(Agility Analysis)

기동성 분석은 사용자가 요구하는 영상촬영

횡수를 촬영하기 위해 필요한 기동성을 분석하는 것이다. 기동성 분석에서는 SAR 위성과 EO/IR 위성의 기동성 분석을 수행할 수 있으며, 기계적 조향을 하는 SAR 위성의 Spotlight 모드에서의 자세제어 및 분석이 가능하도록 하였다.

Figure 20은 SAR 위성이 두 목표물의 입사각 (Incidence Angle)을 설정하고 Broadside Collection으로 촬영할 때의 소요시간을 분석한 것으로 첫 번째 목표부터 두 번째 목표까지 위성의 자세가 변경되는 시간과 자세정보를 표시하였으며 이는 영상촬영 매수를 도출하는데 사용된다.

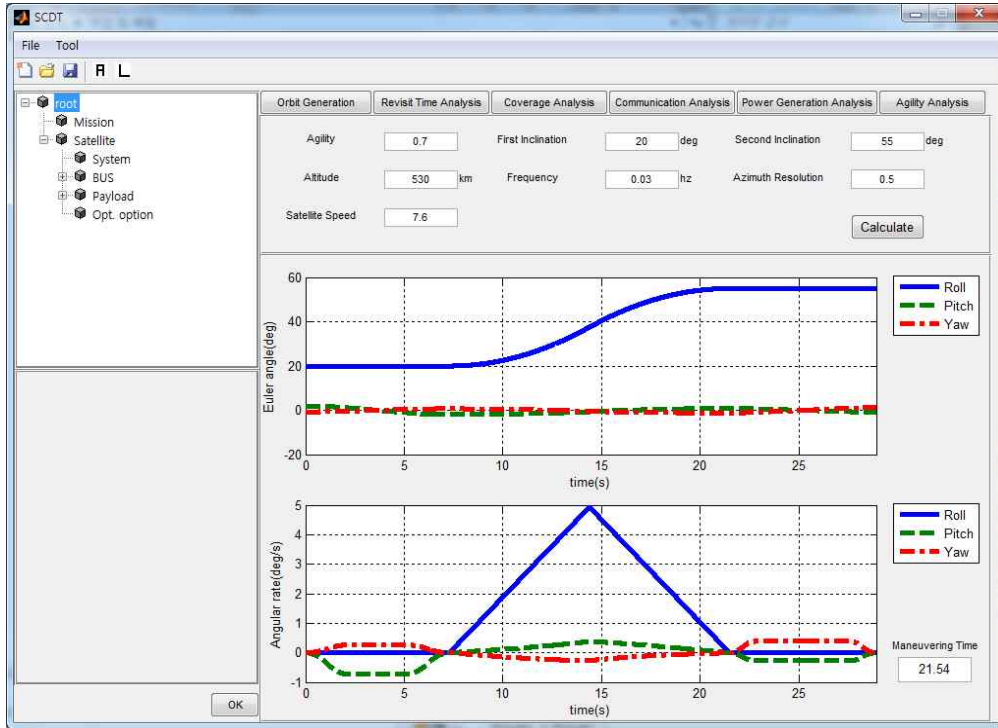


Fig. 20. Agility Analysis Results

V. 결 론

본 논문에서는 중·소형위성의 임무설계, 시스템 설계, 서브시스템 설계를 위해 개발된 소프트웨어 SCDT의 사용성 및 효율성을 증진하기 위한 GUI를 개발하였다.

SCDT는 MDO 수행을 위한 분석도구를 이용하여 주어진 제약조건을 만족하는 설계가 가능하며, 매개변수 분석을 위한 분석도구에서는 MDO에서 불가능한 설계를 이론적 해석을 통해 수행하거나 범위 입력을 통한 비교 분석도 가능하다. 또한, 이러한 기능들과 GUI는 몇 가지 예시를 통해 정상적으로 동작하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 본 연구에서는 GUI를 이용하여 사용자의 편의성을 높이고 계산된 결과를 효율적으로 사용자에게 보여줄 수 있었으며, 이러한 도구를 이용하여 복잡한 설계 및 분석을 좀 더 빠르고 효율적으로 할 수 있었다.

향후 레이아웃 최적화를 이용한 3D 시각화 모듈도 추가할 예정이며 군 위성의 개념설계에 활용될 예정이다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그

램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

Reference

- 1) M. Wilke, O. Quirnbach, H. Negele, E. Fricke, and E. Igenbergs, "3 MUSSAT - A Tool for Model Based System Engineering of Commercial Satellite Systems", INCOSE International Symposium. Vol. 9. No. 1., 1999.
- 2) Useong Park, Joongsup Yun, Keeyoung Choi, Chang-Kyung Ryoo, Heesub Kim, and Dae-won Chung, "A Survey on Domestic and Foreign Cases of Satellite Conceptual Design Tool", KSAS Fall Conference, 2007, pp. 1505-1508.
- 3) Todd Mosher, Mark Barrera, Dave Bearden, and Norman Lao, "Integration of Small Satellite Cost and Design Models for Improved Conceptual Design-to-Cost", Aerospace Conference, IEEE. Vol. 3., 1998.
- 4) Ki-Lyong Hwang, Bo-Ra Lee, Su-Jeoung Kim, Sung-Hwan Ko, Soon-Kyoung Kwon, Mi-Hyun Lee, and Young-Keun Chang, "Development of SEDT(System Engineering Design Tool) for Small Satellite Conceptual Design", Journal of

KSAS, 2005, pp. 93-103.

5) Braun Robert David, "Collaborative Optimization: an Architecture for Large-Scale Distributed Design", PhD Thesis, Stanford University, 1996.

6) Deb Kalyanmoy, Amrit Pratap, and T. Meyarivan, "A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II", *Evolutionary Computation*, IEEE Transactions on 6.2, 2002, pp. 182-197.

7) Paul T. Boggs and Jon W. Tolle, "Sequential Quadratic Programming", *Acta Numerica* 4, 1995, pp. 1-51.

8) Barry W. Boehm, "A Spiral Model of Software Development and Enhancement", *Computer* 21.5, 1988, pp. 61-72.

9) Heung Seop Lee, Hong-Rae Kim, and Young-Keun Chang, "Multidisciplinary Optimization

of Earth Observation Satellite Conceptual Design using Collaborative Optimization", *KSAS Fall Conference*, 2014, pp. 1483-1486.

10) Francisco M. González-Longatt, "Model of Photovoltaic Module in Matlab™", *II CIBELEC*, 2005, pp. 1-5.

11) Elizabeth W. Hayes, "Computation of Average Revisit Time for Earth Observing Satellites", *26th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Vol. 1, 1988.

12) Hongrae Kim and Young-Keun Chang, "Algorithm Development for System Response Time Analysis of Earth Observation Satellites", *KSAS Fall Conference*, 2014, pp. 585-590.

13) James R. Wertz, David F. Everett, and Jeffery J. Puschell, "Space Mission Engineering: The New SMAD", *Microcosm Press*, 2011, pp. 465-481.