

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(10), 875-887(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.10.875>

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

위성 구성품의 3차원 최적 배치 설계

염승용, 김홍래, 장영근*

3D Optimal Layout Design of Satellite Equipment

Seung-Yong Yeom, Hong-Rae Kim and Young-Keun Chang*

Department of Aerospace & Mechanical Engineering, Graduate School, Korea Aerospace University

ABSTRACT

The optimal layout design is used in the development of various areas of industry. In the field of space systems, components must be placed properly in the limited space of spacecraft by considering mechanical, thermal and electrical interfaces. When applying optimal layout design, a proper, even ideal placement of components is possible in the limited space of a satellite platform. Through the optimal placement design, the minimized moment of inertia enhances efficient attitude control, rapid maneuver and mission performance of the satellite. This paper proposes 3D optimal layout design that minimizes the spacecraft's moment of inertia and effect of thermal dissipation between inner components as well as interference between inner components based on a cubic-structure satellite platform. This study proposes the new genetic algorithm for 3D optimal layout design of the satellite platform.

초 록

최적 배치 설계는 다양한 산업분야에서 활용되고 있다. 우주분야인 위성 플랫폼에서도 제한된 공간 내에서 기계적, 열적, 전기적 인터페이스를 고려한 구성품 배치가 가능하도록 최적 배치 설계가 요구된다. 최적 배치 설계를 통해 합리적인 수준에서 최소화된 위성 플랫폼의 관성모멘트는 위성의 효율적인 자세제어 및 신속한 기동을 가능하게 하며, 위성의 임무성능을 향상시키는데 도움을 준다. 이를 위해 본 논문에서는 육면체 구조의 위성 플랫폼을 기반으로 내부 구성품들이 서로 간섭이 없는 상태에서 위성의 관성모멘트와 구성품 간 발열로 인한 영향을 최소화 하는 3D 최적 배치 설계를 제안한다. 본 연구에서는 3D 최적 배치 설계를 위해 새로운 유전 알고리즘을 제안한다.

Key Words : Optimal Layout Design(최적 배치 설계), Genetic Algorithm(유전 알고리즘), TIE(Thermal Interference Effect; 열 간섭도), Sensitivity Analysis(민감도 분석), DER(Design Estimating Relationship; 설계추정방정식)

1. 서 론

위성은 크기 및 임무에 따라 수백 개에서 수십만 개의 부품으로 이루어지며, 수많은 부품들

이 모여 하나의 모듈 형태로 존재하는 구성품도 수십여 개에 달한다. 많은 수의 구성품들은 기능과 목적에 따라 위성 내부의 적절한 위치에 배치되며, 구성품들의 위치는 위성의 구조, 성능, 수

† Received : June 29, 2015 Revised : September 8, 2015 Accepted : September 25, 2015

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

명 등에 직·간접적으로 영향을 끼친다. 이러한 이유로 위성 내부 구성품은 성공적인 임무 수행을 위해서 다양한 영향을 고려하여 합리적이고 효율적으로 배치를 해야 하며, 위성 모듈의 최적 배치 설계는 이러한 목적에서 매우 유용하게 활용될 수 있다. 최적 배치 설계를 통해 합리적인 수준에서 최소화된 관성모멘트는 위성의 효율적인 자세제어와 신속한 기동을 가능하게 한다. 위성의 기동성이 보다 좋아지면 가능한 임무의 폭이 넓어지고 임무성능이 좋아지게 된다.

한편 위성내부에 배치되는 구성품들은 사용하는 전력량에 비례하여 열을 발산하며, 이러한 열이 구성품 배치에 따라 임의의 위치에 집중되는 경우 위성에 위험요소가 될 수 있다. 적절한 구성품의 배치는 위성 내부에 열로 인한 영향이 특정 지점에 집중되지 않고 균일하게 분포할 수 있게 도와주며, 이는 위성의 수명에 직·간접적으로 영향을 미치게 된다.

위성과 관련된 최적 배치 설계는 1990년대 초반부터 연구되기 시작하였으나, 위성의 일부 장비나 모듈에 국한되어 진행되었다. 현재 위성 플랫폼에 대한 최적 배치 설계 연구는 2000년 초부터 중국의 대련이공대학(大連理工大學, Dalian University of Technology)을 중심으로 진행되고 있다[1][2]. 대련이공대학의 연구는 체계적인 이론과 다양한 기법들을 이용하여 다양한 결과를 나타내고 있지만, 구성품들의 특성과 목적이 고려되지 않은 상태에서 구조적인 안정만을 위해 배치되는 한계가 있다.

위성 내부에 배치되는 구성품들은 각각 목적을 가지고 있으며, 몇몇 구성품들은 목적에 따라 제한된 영역에 배치되어야 한다. 이에 따라 본 논문에서는 위성 구성품들의 목적과 용도를 고려하여 위성의 관성모멘트를 최소화하고, 또한 각 구성품의 소모 전력을 바탕으로 구성품 간의 발열로 인한 영향을 최소화 하는 방향으로 최적 배치 설계를 진행한다. 또한 최적 배치 설계에 들어가는 구성품들이 서로 간섭하지 않도록 배치하는 알고리즘은 기존의 FCM(Finite Circular Method)을 이용하지 않고 보다 간편하고 효율적인 새로운 방법을 제안한다. 최적 배치 설계를 위해 이용하는 최적화 알고리즘은 유전 알고리즘(Genetic Algorithm)을 사용하였다.

II. 본 론

2.1 최적 설계 알고리즘

본 논문에서 해결하고자 하는 최적 배치 문제

는 많은 국지해(Local Minima)를 갖는 조합 최적화 문제(Combinatorial Optimization Problem)로 분류된다. 이러한 조합 최적화 문제는 계산 복잡도 이론에서 가장 높은 난이도의 NP-Complete(Non-deterministic Polynomial time Complete) 문제에 해당되고, 비결정적이며 미분 불가능한 특성을 가진다. 이러한 특성들로 인해 목적함수 변화율에 근거한 지역 최적화(Local Optimization) 알고리즘으로 최적 배치 문제에 접근하게 되면 국지해(Local Minima)에 빠지기가 쉽다. 국지해로 인한 문제를 해결하기 위해 다양한 전역 최적화(Global Optimization) 알고리즘이 개발되었으며, 그 중 본 논문에서는 유전 알고리즘을 사용하였다[3]. 유전 알고리즘의 구체적인 이론 및 원리는 참고문헌[4]와 [5]에서 찾아볼 수 있다.

2.2 최적 배치 설계 대상의 정의

우선 최적 배치 설계를 위해 배치 대상과 환경에 대한 정의가 필요하다. 이를 위해 위성의 형태, 내부에 배치되는 구성품의 종류와 수, 위성 목적에 따른 구성품의 배치 요구조건을 결정한다.

먼저 위성의 형태는 목적과 용도에 따라 다양하게 존재한다. 과거에는 자세제어가 비교적 단순한 원통 형태의 회전 안정화 위성이 많았으나, 자세제어 장치의 발달로 인하여 육면체, 육각기둥을 비롯해 임무에 따라 다양한 형태의 3축 안정화 위성이 주류를 이루고 있다. 본 논문에서 대상으로 하는 위성의 형상은 Fig. 1과 같이 최근 가장 널리 설계되는 육면체 구조이다. 따라서 위성의 외부 형상은 육면체로 가정하며 구성품들은 위성 내부에서 각 육면체의 면에 위치하도록 설계된다.

위성 플랫폼 내부에 배치되는 구성품의 목록은 Table 1과 같이 탑재체를 포함한 5개의 서브시스템에 15가지 종류의 22개의 구성품으로 이루어져

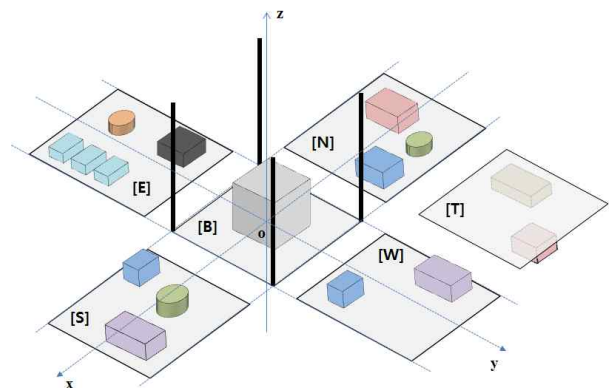


Fig. 1. Exploded View of Satellite Platform

Table 1. Assumed Components List in the Satellite

No.	Subsystem	Component	Size(cm)	Mass(kg)	Power(w)	Quantity
1	Payload	EO/IR Camera Module	40 x 40 x 25	35.5	185.0	1
2		Scientific Measurement Equipment	28 x 25 x 16	6.5	11.0	1
3	ADCS	MTQ	6.8 x 6.8 x 58	0.6	10.1	3
4		Reaction Wheel	25(r) x 20(h)	14.9	14.7	4
5		Earth Sensor Module	15 x 12 x 8	1.3	2.4	1
6		Star Tracker Module	15 x 14.5 x 14	2.7	8.5	1
7		Control Module	27 x 26 x 13	5.5	10.0	1
8	CS	Transmitter	23 x 18 x 8	2.9	61.6	2
9		Receiver	22 x 20 x 7.5	0.9	10.1	2
10		Control Module	25 x 22 x 12	4.5	8.0	1
11	EPS	Battery Box	25 x 16 x 15	16.2	10.0	1
12		Power Control and Distribution Unit	40 x 36 x 26.5	28.7	44.7	1
13		Control Module	28 x 26 x 20	12.0	11.0	1
14	OBC	OBC Module	27 x 22 x 13.7	10.5	22.0	1
15	Propulsion	Propellant Tank	4.5(D) x 5.5(h)	9.4	3.0	1

Table 2. Components Performance

No.	Performance	Value	Method
1	Limited Component Database		
2	Assumption		
3	Dipole Moment(Am^2)	6.94	DER
4	Angular Momentum(Nms) Torque(Nm)	22.33 2.93	DER
5	Accuracy(deg)	0.05	DER
6	Accuracy(deg)	0.002	DER
7	Assumption		
8	RF Power	8W	DER
9	Limited Component Database		
10	Assumption		
11	Capacity(Whr)	2196.4	DER
12	Output Power(kW)	5	DER
13	Assumption		
14	Limited Component Database		
15	Propellant Volume(L)	90	DER

있다고 가정한다. 본 논문에서 각 구성품의 크기, 질량, 전력은 중·소형 지구관측위성의 데이터베이스[6] 구축을 통하여 획득한 설계추정방정식(DER; Design Estimating Relationship)을 기반으로 하였으며[7], 유의 수준의 DER을 얻을 수 없는 경우 제한된 수의 구성품 설계변수를 기준으로 가정하였다. DER 적용을 위해 가정한 위성의 성능은 Table 2와 같으며, 구성품 번호가 나타내는 구성품은 Table 1에서 확인할 수 있다.

본 논문에서는 최적 배치의 범위를 위성 내부

로 제한하고 있기 때문에 위성 구조의 외부에 위치하는 구성품들에 대해서는 고려하지 않는다. 하지만 전자광학(EO/IR) 카메라, 별 추적기, 지구센서와 같은 구성품들의 경우 위성 외부에 위치하며 해당 구성품들을 관리하고 제어하는 모듈들만 일반적으로 위성 내부에 위치하게 된다. 본 논문의 설계 범위의 제한으로 인해 이러한 구성품들에 대해서는 위성 외부로 노출되는 부분은 고려하지 않으며, 내부에 위치하는 제어 모듈에 대해서만 최적 배치를 진행하게 된다.

최적 배치 설계의 대상이 되는 위성은 구성품 목록에서 확인할 수 있듯이 전자광학(EO/IR) 카메라를 주 탑재체로 하는 지구관측위성이다. 이를 포함하는 기본적인 배치 요구조건은 다음과 같다.

- 1) 추진제 탱크는 플랫폼 바닥[B] 중심에 고정되어야 한다.
- 2) 반작용 휠은 회전축이 서로 겹치지 않도록 피라미드 형태의 배치를 기본으로 하며, 플랫폼 바닥[B]에 4개의 반작용 휠이 고정되어야 한다.
- 3) 전자광학(EO/IR) 카메라 모듈은 플랫폼 천장[T]의 중심에 고정되어야 한다.
- 4) 목적이나 기능이 비슷한 구성품은 최대한 같은 패널에 모여 위치하여야 한다.

제시된 배치 요구조건들은 기존 위성들의 구성품 배치 형상을 기본적인 수준에서 참고하였다. 위성 설계를 위한 보다 구체적인 배치 조건들은 구성품의 종류에 따라 세분화될 수 있으며, 그 외 구성품 배치를 위해 다양한 고려가 요구될 수

있다.

본 논문에서 배치되는 구성품 중 별 추적기(Star Tracker)나 지구센서(Earth Sensor)의 경우 위성 내부에서의 위치뿐만 아니라 외부에서 시야각을 고려한 구성품의 적절한 방향 설정이 필요하다. 별 추적기는 태양빛에 대한 영향을 최소화하는 방향으로 배치되어야 하며, 지구센서의 경우 지구가 방출하는 복사에너지를 적외선으로 측정하기 위해 시야각이 지구를 향하도록 배치되어야 한다.

또한 실제 위성 내부에는 각 구성품들을 연결하는 케이블(Cable)과 하니스(Harness)로 라우팅(Routing)되어 있기 때문에 구성품 배치는 이러한 케이블 및 하니스가 위치할 수 있는 공간과 구성품의 조립 및 분해를 위한 작업공간을 고려하여 전체 공간에서 최소 30%를 확보하도록 가정하여 시뮬레이션 조건을 설정하였다.

그 밖에 위성 구성품 배치에서 구성품 간 EMI(Electro Magnetic Interference)를 고려할 수 있다. 위성 전장품에서 발생하는 인공 노이즈 중 전도 노이즈는 구성품 내에서 방지가 가능하나, 방사 노이즈는 구성품 외부로 흘러나와 다른 구성품에 영향을 미칠 수 있다. 이러한 EMI는 특히 높은 주파수를 사용하는 통신 관련 구성품 및 스위칭 전원 관련 구성품에서 발생하며, 추가적인 설계와 적절한 구성품 배치를 통해 구성품 간 EMI의 영향을 최소화할 수 있다.

본 논문에서는 패널에 대한 열적 영향을 구성품들의 전력 사용량을 이용하여 단순화하였으나, 보다 자세한 영향을 분석하기 위해서는 위성이 운용될 궤도에서의 열 해석이 함께 요구된다. 운용궤도에서 위성 각 패널의 온도 분포 정보를 자세히 알게 되면 보다 구체적이고 효과적으로 열적 영향을 최소화하도록 구성품들을 배치할 수 있다.

2.3 최적 배치 설계 문제의 정의

본 논문에서 최적 배치 설계의 목적은 위성 플랫폼의 최소 관성모멘트를 얻으며, 구성품 간의 발열로 인한 영향을 줄일 수 있도록 구성품을 최적의 위치에 배치하는 것이다. 또한 배치 요구조건을 갖는 구성품들은 해당 배치 요구조건을 위배해서는 안 되며, 배치 결과에서 구성품 간 어떠한 구조적 간섭도 존재해서는 안 된다. 최적 배치 설계를 위한 알고리즘으로는 유전 알고리즘을 사용하였으며, 최적 설계를 위한 최적화 기준 및 제약조건은 다음과 같다.

1) 구성품들의 배치를 통해 위성 플랫폼 관성모

멘트는 최소가 되어야 한다.

- 2) 구성품들의 배치를 통해 구성품 간의 발열로 인한 영향은 최소가 되어야 한다.
- 3) 각 구성품은 육면체 플랫폼 내부에서 서로 간에 간섭이 없어야 한다.
- 4) 각 구성품은 위치된 플랫폼의 패널을 벗어나지 않아야 한다.

2.3.1 최적설계 알고리즘 문제의 정의

구성품은 $Cmp = \{Cmp_1, \dots, Cmp_{21}\}$ 와 같이 정의하며, Cmp_n 는 n번째 구성품을 의미한다. 각 구성품은 $Cmp_n = (x_i, y_i)$ 의 형태로 위치 정보를 표현한다. (x_i, y_i) 는 각 패널이 펼쳐진 상태에서 구성품의 중심 위치를 나타낸다. 따라서 본 최적 배치 설계에서 설계입력변수는 각 구성품의 중심 위치 (x_i, y_i) 가 된다.

최적 배치 설계를 위한 목적함수는 다음과 같다. g_n 은 제약 조건을 의미하며, μ_n 은 각 제약조건의 가중치를 나타낸다.

$$\min F(X) = (\lambda_1 \times J_{Mol}(X) + \lambda_2 \times J_{Thermal}(X)) \dots + \mu_5 \times g_5 + \mu_6 \times g_6 + \mu_7 \times g_7 \quad (1)$$

목적함수 $J(X)_{Mol}$ 는 전체 관성모멘트를 의미하며, x, y, z축 관성모멘트의 총합으로 계산된다. λ_1 은 목적함수 $J(X)_{Mol}$ 의 설계 가중치를 의미한다. 목적함수 $J(X)_{Thermal}$ 는 구성품 간의 발열로 인한 영향을 정의한 열 간섭도(TIE; Thermal Interference Effect)를 의미한다. 열 간섭도의 정의는 “2.3.3 구성품 열 간섭 계산 알고리즘”에서 소개한다. λ_2 는 $J(X)_{Thermal}$ 의 설계 가중치를 의미한다.

설계 가중치와 제약조건 가중치를 적용하기 위해서는 각 목적함수와 제약조건에 대한 무차원화가 필요하다. 목적함수 및 제약조건 계산 값의 차이가 서로 너무 크다면 가중치를 정량화하기 어려운 문제가 발생한다. 따라서 각각의 목적함수를 한 자리 크기의 수로 만들기 위해 $J(X)_{Mol}$ 에는 1e4를 나누고, $J(X)_{Thermal}$ 은 5e6을 나누었다. 유전 알고리즘 계산을 위해 적용한 목적함수의 가중치 λ_1 은 500, λ_2 는 300으로 설정하였다.

구성품들은 각 배정된 패널의 가장자리를 벗어나지 않는 범위에서 이동이 가능하며 그에 관한 제약조건은 식 (2) ~ (5)와 같다.

$$g_1(X) = abs(x_{components\ grid}) \leq \pm \frac{panel\ size}{2} \quad (2)$$

$$g_2(X) = abs(y_{components\ grid}) \leq \pm \frac{panel\ size}{2} \quad (3)$$

$$g_3(X) = abs(z_{components\ grid}) \leq \pm \frac{panel\ size}{2} \quad (4)$$

$$g_4(X) = \theta_{components\ grid} \leq \pm 2\pi \quad (5)$$

구성품 간의 간섭 여부는 두 번에 걸쳐 판단한다. 첫 번째는 앞서 Fig. 1과 같이 모든 패널이 펼쳐져 있는 상태를 가정하고, 각 패널 내에서 구성품 간의 간섭되는 넓이를 계산한다. 이에 따른 제약조건은 식 (6)과 같다. i 와 j 는 구성품의 번호, k 는 패널의 번호를 의미하며, A_{ij} 는 구성품 간에 간섭되는 면적을 나타낸다.

$$g_5(X) = \left(\sum_{i=0}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \Delta A_{ij} \right)_k = 0 \quad (6)$$

구성품이 패널 밖으로 나가지 않도록 제약조건을 설정하며 이는 식 (7)과 같다. 여기서 A_{ik} 는 i 번째 구성품이 k 번째 패널에서 벗어나는 면적을 의미한다.

$$g_6(X) = \sum_{i=0}^{n-1} \sum_{k=i+1}^n \Delta A_{ik} = 0 \quad (7)$$

각 패널에서 구성품의 간격을 계산한 다음에 패널이 접혀 육면체를 만들었을 때 서로 다른 패널에 위치한 구성품 간에 간섭을 계산하며 이에 따른 제약조건은 식 (8)과 같다. V_{ij} 는 서로 다른 패널의 구성품 간에 간섭되는 부피를 의미한다.

$$g_7(X) = \sum_{i=0}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \Delta V_{ij} = 0 \quad (8)$$

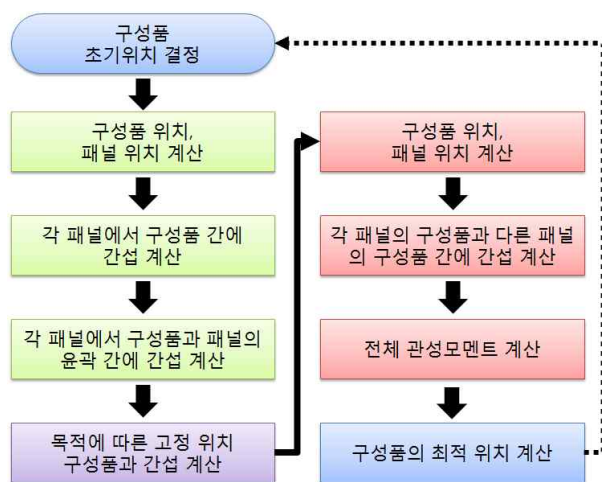


Fig. 2. Optimal Layout Algorithm Flow Diagram

전체적인 최적 배치 설계 알고리즘의 진행 순서는 Fig. 2와 같으며, 패널을 펼친 상황과 패널을 닫은 상황에서 계산을 진행하게 된다. 패널을 펼친 상태에서 각 패널에 위치한 구성품 간의 간섭을 계산하고, 구성품들이 패널 밖으로 벗어나는 면적을 계산한다. 그 다음 패널을 닫아 육면체의 형태로 각 구성품과 패널의 좌표를 변환하여, 서로 다른 패널에 위치한 구성품 간의 간섭을 계산하게 된다.

2.3.2 형상 배치 알고리즘

이전부터 다양한 분야에서 활용되기 위해 여러 형상 배치 알고리즘이 존재하였다. 2차원 형상에서부터 3차원 형상의 배치까지 여러 알고리즘과 방법들이 발전해왔으며, 대표적으로 널리 활용되고 다양하게 개발되고 있는 방법이 FCM (Finite Circle Method)이다. FCM은 사각 형상이나 여러 불규칙 형상에 대해 복수의 원을 이용하여 형상을 표현하는 방법으로 최적 설계에 많이 활용되고 있으며, Sphere-tree, Octree, S-bound based trees 등으로 세분화 되어 개발되고 있다 [8]. 그러나 FCM은 계산양이 비교적 많아서 연산시간이 오래 걸리는 단점이 있어 본 논문에서는 설계 목적에 맞춰 보다 간편하고 효율적인 배치 알고리즘을 개발하였다.

본 논문에서 개발된 형상 배치 알고리즘에서 가장 중요한 부분은 구성품 간에 간섭이 없어야 한다는 점이다. 간섭 여부는 최적설계 제약조건으로 설정되어 설계 결과 구성품 간에 간섭이 존재한다면, 이는 계산 결과와 상관없이 설계 실패로 규정된다.

위성 내부에 구성품을 간섭 없이 배치하기 위해 고려해야 할 상황은 크게 두 가지이다. 첫 번째는 한 패널 안에서 구성품들 간에 간섭이 발생하는 경우이며, 두 번째는 각 패널들이 합쳐졌을 때 서로 다른 패널의 구성품들 간에 간섭이 발생하는 경우이다. 육면체의 구조를 가정하는 본 논문의 경우 3차원 형상 배치를 고려해야 하지만, 이를 고려하는 경우 알고리즘이 복잡해지고 계산양이 많아지게 된다. 따라서 본 논문에서 사용된 형상배치 알고리즘은 2차원 내에서 문제를 해결하고자 한다.

Figure 3은 2차원 평면에서 형상들의 간섭 면적을 계산하는 개념을 나타내고 있다. 두 개의 형상의 간섭으로 새롭게 생성되는 형상(C)는 Fig. 3과 같이 정의한다. 형상 C의 면적은 형상 A와 B의 면적의 합에서 A와 B가 겹치는 면적을 뺀 것과 같으며, 다음 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

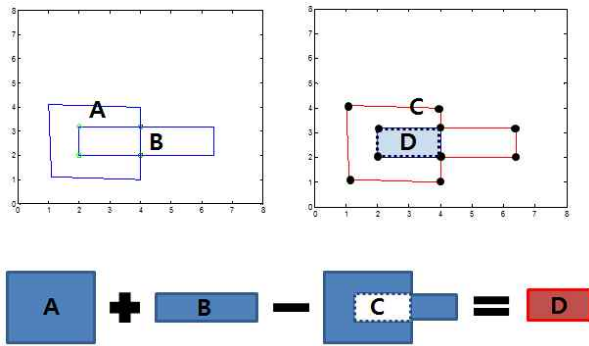


Fig. 3. Calculation Method of Interference Polygon Area

$$C = (A \cup B) - (A \cap B) \quad (9)$$

형상 A, B 넓이의 합에서 형상 C의 면적을 제거하면 결과적으로 A와 B가 겹치는 면적을 구할 수 있으며, 다음 식 (10)과 같이 표현할 수 있다. 만약 두 형상이 겹치는 부분이 없다면 계산된 면적은 0이 나올 것이다.

$$(A + B) - C = (A \cap B) \quad (10)$$

서로 다른 패널에 위치한 구성품 간의 간섭은 앞서 2차원 평면에서의 간섭 여부 검출 방법을 xy, yz, zx 평면에 적용하여 파악한다. 본 논문에서 위성 구조체는 육면체를 기본으로 하고 있으며 이에 따라 각 패널은 서로 다른 4개의 패널과 맞닿아 있다. 결국 맞닿아 있는 서로 다른 두 개의 패널이 만드는 경우의 수는 총 12가지로 볼 수 있다. 서로 다른 두 개의 패널에 위치한 구성품 간의 간섭을 확인하기 위해서 xy, yz, zx 평면에 대해 두 패널의 구성품을 투영시켜 앞서 설명한 2차원 평면에서 간섭 여부 검출 방법을 사용해 확인한다.

Figure 4는 두 개의 패널 A, B에 위치한 구성품들에 대해 간섭 여부 검출 방법을 보이고 있다. 먼저 패널 A의 구성품 a를 기준으로 패널 B에 위치한 구성품과의 간섭을 확인한다. xy, yz, zx 평면 중 2개의 평면에서 간섭이 검출된다면, 구성품 a와 b는 3차원 상에서 서로 간섭된다고 판단할 수 있다. 판단이 끝나면 패널 B의 다음 구성품과 간섭을 확인하게 된다. 이와 같은 방법으로 모든 구성품들에 대해 서로 맞닿는 패널의 구성품들과 간섭을 일으키는 지 검출할 수 있다.

본 논문에 사용된 유전알고리즘에서는 간섭에 관련된 제약조건 함수가 목적함수에 포함되어 있으며, 이러한 목적함수를 최소화 하는 방향으로 최적화가 진행된다. 따라서 최적해가 제약조건

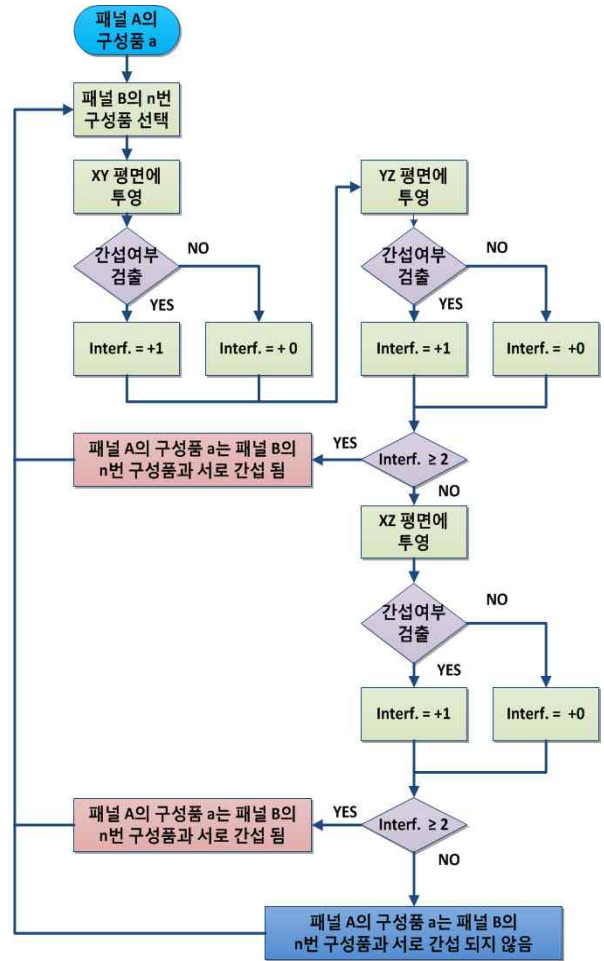


Fig. 4. Algorithm for Detection of Interference between Components

경계에 존재하는 경우에 제약조건을 위배하는 상황이 간혹 발생할 수 있다. 특히 앞서 제시된 제약조건들은 위배 불가능한 조건들로 위배 시에 간섭이 발생하게 된다.

제약조건을 강요하기 어려운 유전알고리즘의 특성상 최대한 제약조건을 위배하지 않도록 형상배치 알고리즘에서 유도하는 것이 중요하다. 이러한 문제를 개선하기 위해 형상배치 알고리즘에서는 구성품의 크기에 20%의 마진을 주었다. 기존에 결정된 구성품의 크기에 마진을 제공하여, 형상배치 알고리즘에서는 원래보다 큰 크기의 구성품을 상정하여 계산을 진행하게 된다. 실제 배치할 때는 최초 구성품 크기를 기준으로 배치한다. 이를 통해 유전알고리즘에서 최적화 시에 구성품 간에 간섭이 발생할 확률을 보다 줄일 수 있으며 배치 시에 구성품 간에 적절한 여유 공간을 제공할 수 있다.

2.3.3 구성품 열 간섭 계산 알고리즘

위성에 위치하는 다양한 구성품들은 각각의 목

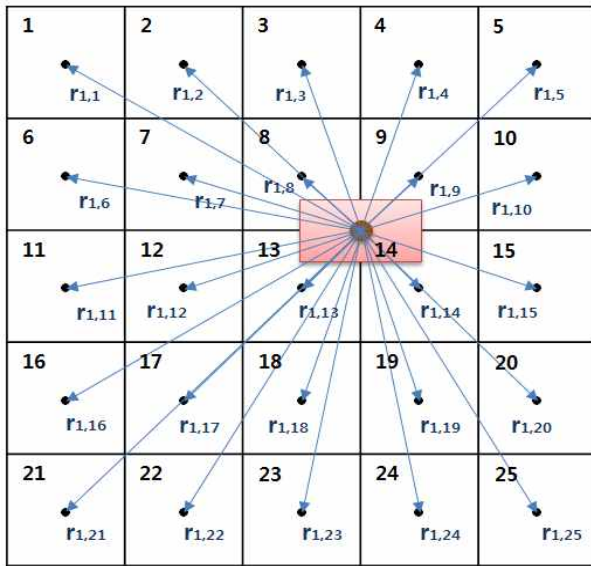


Fig. 5. Contribution of Components Thermal Dissipation on the Panel

적과 기능을 가지고 있다. 구성품들은 작동을 위한 에너지원으로 전력을 사용하며, 기본적으로 전력량에 비례하여 열을 발생하게 된다. 특히, 통신계나 전력계의 구성품들은 다른 서브시스템의 구성품에 비해 많은 열을 발생한다. 이러한 열은 위성 패널에 직접 전달되며 열을 많이 발생하는 구성품들이 서로 근접해 있을 경우, 열적 간섭을 통해 패널 특정 지점에 열이 집중되는 현상이 발생할 수 있다. 이러한 열 집중 현상이 장시간 반복될 경우, 주변 구성품 및 장치들의 성능과 수명에 영향을 미칠 수 있다. 따라서 최적 배치에 있어서 각 구성품이 발생하는 열에 대한 고려를 통해 위성 패널에 열이 집중되지 않도록 방지하는 것이 요구된다[9].

구성품에서 발생하는 열은 구성품이 위치하고 있는 패널을 통해 전달되므로 각 패널마다 구성품의 발생하는 열과 위치에 따른 열 분포도를 그릴 수 있다. 열 분포도를 그리기 위해서 패널의 각 지점에 가해지는 열을 정량화해야 하며, 이를 위해 패널은 Fig. 5에서 보는 바와 같이 n개의 사각형 노드로 나누게 된다.

각 패널에 위치하는 구성품들이 패널에 미치는 영향을 ‘열 간섭도(TIE; Thermal Interference Effect) T’로 정의할 수 있으며 이는 다음 식 (11)과 같다.

$$T = \sum_{k=1}^{N_p} \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N_{n,k}} (D_{j,k})^m}{N_{n,k}}} \quad (11)$$

N_p 는 패널의 개수를 의미하며, $N_{n,k}$ 는 k번째 패널에 위치하는 셀의 개수를 의미한다. $D_{j,k}$ 는 k번째 패널의 j개의 노드에 구성품들의 열 발산량을 의미한다. m은 열 간섭도 T에서 열 발산량 $D_{j,k}$ 의 영향을 결정하며, 본 논문에서는 시행착오 (Trial & Error) 방식을 통해 3을 최적화에 적절한 수준으로 선정하였다. 열 발산량 $D_{j,k}$ 은 다음 식 (12)와 같다.

$$D_{j,k} = \sum_{i=1}^N \frac{P_{i,k}}{r_{i,j,k}^2} \quad (12)$$

$P_{i,k}$ 는 k번째 패널에 위치하는 i번째 구성품의 전력값을 의미한다. $r_{i,j,k}$ 는 k번째 패널에 위치하는 i번째 구성품과 j번째 노드 사이의 거리를 의미한다.

열 간섭도가 실제 패널의 온도를 의미하지는 않지만, 구성품들로 인해 패널에 전해지는 열을 정량화하여 패널에 고온이 집적될 수 있는 상황을 피하는데 사용될 수 있다.

2.3.4 설계입력변수에 대한 민감도 분석

민감도 분석은 통계·경제·설계·의사결정 등 다양한 분야에서 활용되고 있으며, 민감도 분석의 정의는 분야에 따라 다르게 표현된다. 공통적인 개념은 ‘특정 모형에서의 입력(Input)과 출력(Output) 사이의 정보흐름에 관한 분석’으로 볼 수 있다. 이는 넓은 개념에서 특정변수가 종속변수에 영향을 미치는지 여부에 대한 정성적 분석에서부터, 어떠한 변수가 보다 큰 영향을 미치는지에 대한 정량적 분석을 모두 포함한다. 민감도 분석은 다양한 접근이 가능한 만큼 여러 가지 방법이 제시되었다. 대표적으로 OAT(One At a Time), 국부적 방법(Local Methods), 스캐터 플롯(Scatter Plots), 회귀 분석(Regression Analysis), 분산기반 방법(Variance-based Methods), 스크리닝(Screening) 등이 있다.

본 연구에서는 목적함수인 관성모멘트(MoI)와 열 간섭도(TIE)에 대해 각 설계입력변수가 미치는 영향을 비교하고 분석하였다. 이를 위해 설계입력 변수에 대한 목적함수의 변화량을 기본적인 수준에서 편미분 등의 방법을 통해 산출하며, 이러한 방법은 국부 민감도 분석(Local Sensitivity Analysis)에 포함된다.

최적 배치 설계에서 설계입력변수는 앞서 모든 패널이 펼쳐진 상태에서 각 구성품의 중심 위치 (x_i, y_i) 로 정의하였으므로, 고정되는 구성품을 제외한 16개의 구성품에 대해 총 32개의 설계입력

Table 3. Design Input Parameters

Component	Input Variable x_n	
	Coordinate	
	x	y
Earth Sensor	x_1	x_{17}
MTQ#1	x_2	x_{18}
MTQ#2	x_3	x_{19}
ADCS Module	x_4	x_{20}
Star Tracker	x_5	x_{21}
Receiver#1	x_6	x_{22}
Battery Box	x_7	x_{23}
Power Control and Distribution Unit (PCDU)	x_8	x_{24}
Scientific Measurement Equipment(SME)	x_9	x_{25}
CS Module	x_{10}	x_{26}
Transmitter#1	x_{11}	x_{27}
Transmitter#2	x_{12}	x_{28}
Receiver#2	x_{13}	x_{29}
EPS Module	x_{14}	x_{30}
OBC Module	x_{15}	x_{31}
MTQ#3	x_{16}	x_{32}

변수를 갖게 된다. 설계입력변수를 구성품별로 순서대로 정리하면 Table 3과 같다.

16개 구성품의 위치는 각각 x-좌표와 y-좌표를 의미하는 두 개의 설계입력변수에 의해 결정되며, 이에 따라 목적함수인 관성모멘트와 열 간섭도가 최종적으로 결정된다. 민감도 분석은 목적함수인 관성모멘트와 열 간섭도를 각각 분석하였다. 설계입력변수가 기준 지점에서 같은 크기로 변화할 때 각 목적함수의 변화량을 비교하며 이는 다음 식 (13)과 같이 표현할 수 있다.

$$S = \left| \frac{\partial Y}{\partial x_n} \right|_{X_0} \quad (13)$$

여기서 S 는 민감도, x_n 은 설계입력변수, Y 는 목적함수인 관성모멘트 또는 열 간섭도, X_0 는 기준 지점을 의미한다.

Figure 6은 관성모멘트에 대한 설계입력변수의 민감도 분석 결과를 보여준다. 관성모멘트의 경우 구성품의 크기와 질량이 클수록 구성품의 위치가 위성체 중심에서 멀어질수록 증가한다. 시뮬레이션에 따라 구성품의 위치는 임의적으로 변하므로 관성모멘트는 구성품의 질량과 크기에 직접적으로

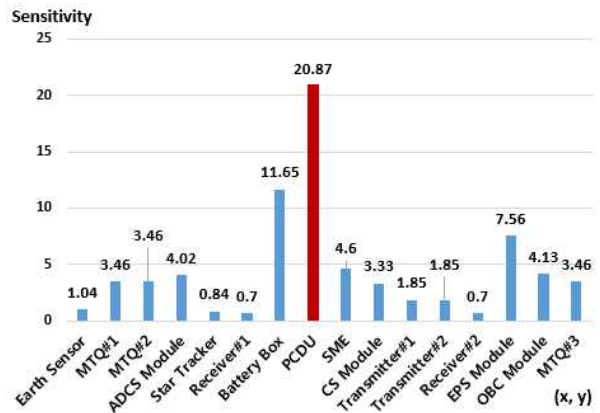


Fig. 6. Sensitivity Analysis Result of Mol

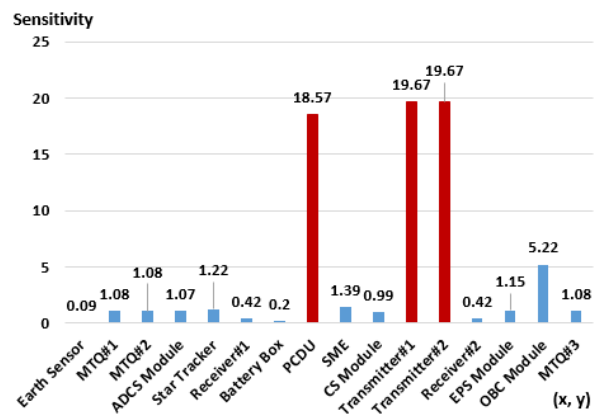


Fig. 7. Sensitivity Analysis Result of TIE

연관된다. 이러한 관계는 Fig. 6에서 비교적 질량이 큰 구성품인 전력 배분 및 제어 장치(PCDU)가 높은 민감도를 갖는 것을 확인할 수 있다. 다음으로 질량이 큰 배터리 박스가 비교적 높은 민감도를 갖는다. 결국 질량이 큰 구성품이 관성모멘트에 보다 큰 영향을 미치게 되며, 해당 구성품의 위치를 나타내는 두 개의 설계입력변수는 가장 높은 민감도를 갖게 된다는 것을 알 수 있다.

Figure 7은 열 간섭도에 대한 설계입력변수의 민감도 분석 결과를 보여준다. 열 간섭도의 경우 구성품의 소모전력이 높을수록 서로의 위치가 가까울수록 열 간섭도는 커진다. 또한 구성품의 크기가 클수록 열 간섭도는 커진다. 시뮬레이션에 따라 구성품의 위치는 임의적으로 변하므로 열 간섭도는 구성품의 소모전력에 직접적으로 연관된다. 이러한 관계는 Fig. 7에서 소모전력이 가장 크게 설정된 송신기(Transmitter)가 가장 높은 민감도를 갖는 것을 확인할 수 있다. 다음으로 PCDU가 높은 민감도를 갖는다. PCDU의 경우 송신기에 비해 소모전력이 낮은 편이지만, 구성품의 크기가 송신기에 비해 크기 때문에 비슷한 수준의

민감도를 갖게 되었다. 결국 열 간섭도에서는 소모전력이 높고 크기가 큰 구성품이 결과적으로 열 간섭도에 보다 큰 영향을 미치게 되며, 해당 구성품의 위치를 나타내는 두 개의 설계입력변수는 열 간섭도에 높은 민감도를 갖게 된다.

2.4 최적 배치 설계 결과

최적 배치 설계를 위해 설정한 유전 알고리즘 조건과 각 설계 가중치는 Table 4와 같다. 유전 알고리즘 실행 조건에서 유전 알고리즘의 인구수(Population Size)는 50, 세대 수(Generation)는 300, 설계허용수준(Tolerance)은 1e-8로 설정하였다. 설계 가중치에서 가장 큰 값을 갖는 것은 패널 내에서 구성품 간에 간섭을 제한하기 위한 제약조건 g_5 의 가중치인 μ_5 이며, 그 다음으로 큰

Table 4. Simulation Conditions for Layout Optimization

Condition	Value
Population Size	50
Generation	300
Tolerance	1e-8
Weight Factor of $J(X)_{MoI} : \lambda_1$	1000
Weight Factor of $J(X)_{Thermal} : \lambda_2$	500
Weight Factor of $g_5 : \mu_5$	25,000
Weight Factor of $g_6 : \mu_6$	1,000
Weight Factor of $g_7 : \mu_7$	7,000

Table 5. Results of Optimal Layout Simulation

Result	Max. Value	Ave. Value	Min. Value
Molxx ($kg \cdot m^2$)	223.3	201.5	182.7
Molly ($kg \cdot m^2$)	251.1	238.8	231.1
Molzz ($kg \cdot m^2$)	444.9	375.7	323.8
Mol ($kg \cdot m^2$)	886.1	815.9	765.6
TIE	0.0664	0.0516	0.0447
Operation Time(s)	7,037	3,370	1,637

다. 구성품의 간섭은 MoI와 열 간섭도의 최소화와는 별도로 시뮬레이션의 실패와 직접적인 관련 값을 갖는 설계 가중치는 패널 간 구성품의 간섭을 제한하기 위한 제약조건 g_7 의 가중치인 μ_7 이 있기 때문에, 최우선 목표일 구성품 간의 간섭방지를 위해 다른 제약조건보다 많은 가중치를 책정하였다.

최적 배치 시뮬레이션은 60회를 시행하였으며, 60회의 시행 중 구성품 간에 간섭이 발생하지 않은 경우는 49회로 81.6%의 시뮬레이션 성공률을 보였다. 앞서 제시한 5개 서브시스템의 22개 구성품에 대해 성공한 49회의 최적 배치 설계 결과는 Table 5와 같다.

Molxx는 평균 $201.5 \text{ kg} \cdot m^2$, Molly는 평균 $238.8 \text{ kg} \cdot m^2$, Molzz는 평균 $375.7 \text{ kg} \cdot m^2$ 로 나타났으며, TIE는 평균 0.0516으로 분석되었다. 시뮬레이션 시행시간은 평균 3,370초를 기록하였다.

Figure 8은 육면체의 각 면이 모두 닫혀있는 상태에서 각 모서리를 기준으로 바라본 등각도를 나타내며, 총 22개의 구성품이 간섭 없이 배치된 것을 확인할 수 있다.

Figure 9는 각 면을 펼쳤을 때 위에서 바라본 배치 결과를 나타낸다. 각 패널에서 구성품들이 간섭 없이 고르게 배치되어 있는 것을 확인할 수 있으며, 구성품 간에 공간이 유지되는 것을 확인할 수 있다.

Figure 10은 식 (11)에 따라 계산된 TIE 결과를 각 패널에서 보여준다. 소모전력이 높은 구성품들은 각 패널에서 열 간섭도를 줄이기 위해 비교적 구석에 배치되거나, 소모전력이 높은 다른 구성품과 거리를 두고 배치되는 것을 볼 수 있다.

Figure 11은 49회 시뮬레이션한 MoI 총합의 분포를 확인하기 위해 히스토그램으로 나타내었다. MoI 총합은 $780 \sim 825 \text{ kg} \cdot m^2$ 사이에 가장 많이 분포하고 있으며 정규분포의 경향을 보이고 있다.

Figure 12는 49회 시뮬레이션한 TIE 결과의 분포를 확인하기 위해 히스토그램으로 나타내었다. TIE는 0.045 ~ 0.055 사이에 대부분 밀집해 있는 것을 확인할 수 있으며, MoI 총합의 분포 형상에 비해 정규분포의 경향이 덜한 것을 볼 수 있다.

시뮬레이션 결과로 나온 MoI 총합 결과와 TIE에 대한 정확한 정규분포 여부를 확인하기 위해 Anderson-Darling 정규성 검정을 실시하였다. Anderson-Darling 검정은 정규성에 대해 경험적 누적분포함수(ECDF; Empirical Cumulative

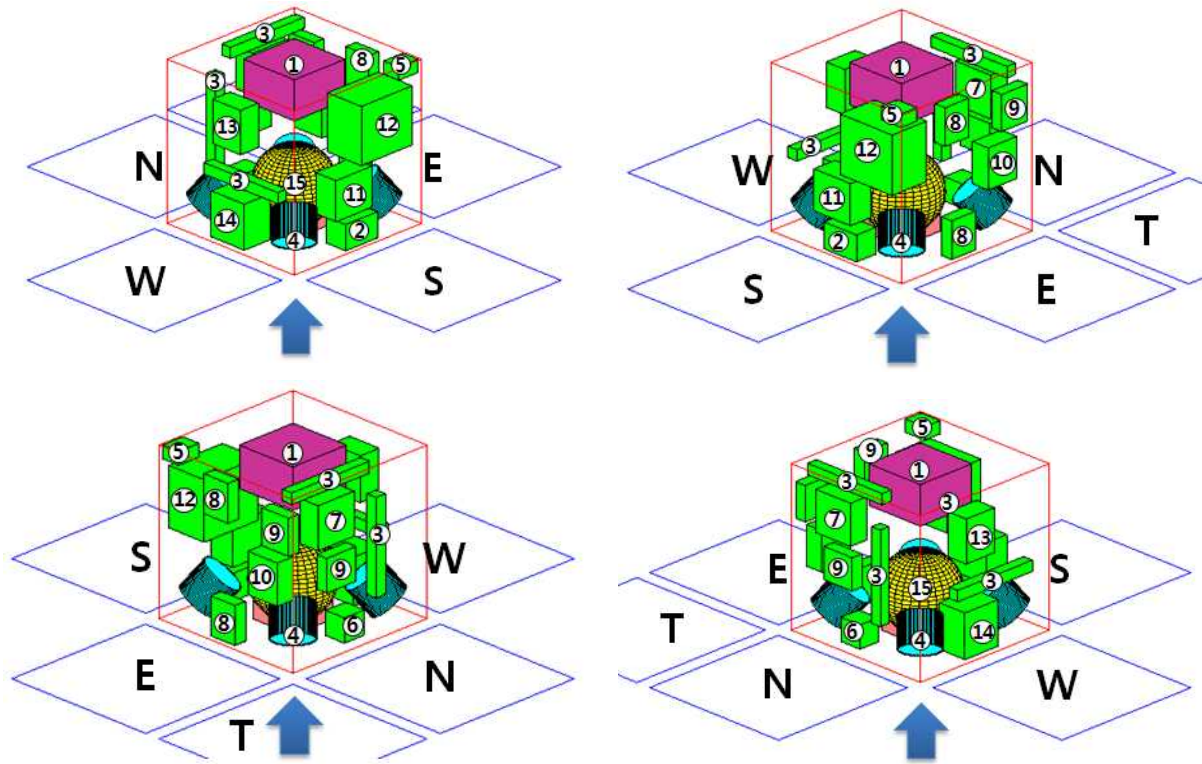


Fig. 8. Each Direction Isovies of the Optimal Layout Design Result

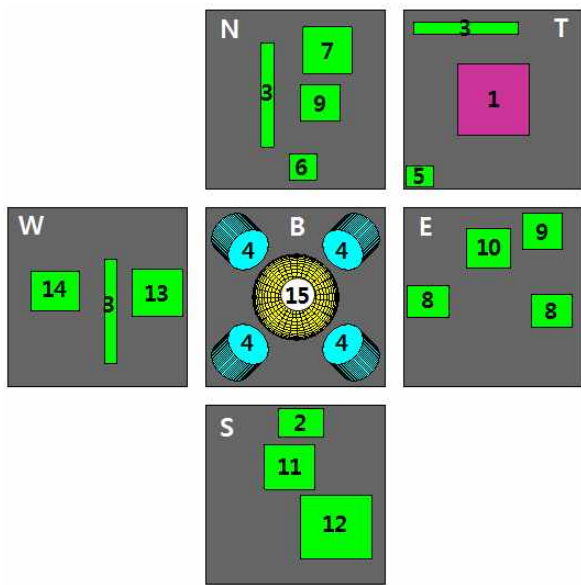


Fig. 9. Top View of the Optimal Layout Design Result

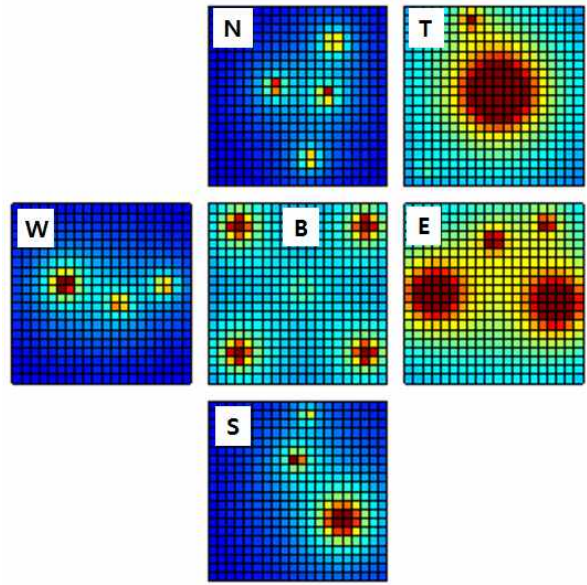


Fig. 10. View of the Thermal Interference Effect

Distribution Function)를 기초로 하여 정규성을 확인하는 방법으로, Table 6은 Anderson-Darling 정규성 검정 결과를 보여준다.

MoI 총합에 대한 정규성 검정 결과로 계산된 P-Value는 0.206이다. 정규성 검정에서 P-value는

0.05 이상일 때, 유의하다고 판단할 수 있으므로 총 49회의 시뮬레이션 결과로 얻은 MoI 총합은 정규성을 갖는다고 판단할 수 있다. 정규분포는 대부분의 자연발생 현상을 표현할 수 있으며, 유전알고리즘은 자연계의 생물 유전학에 기본을 두고 있다. 따라서 유전알고리즘을 통해 산출된 계

Table 6. Results of Normal Probability Test with Sum of Mol and TIE

Item		Value
Sum of Mol (kg · m ²)	Average	814.5
	Standard Derivation	248.1
	Number of Data	49
	P-Value	0.206
TIE	Average	0.0513
	Standard Derivation	0.0042
	Number of Data	49
	P-Value	0.0006

산 결과가 정규성을 보이는 것은 최적설계의 결과로 얻은 데이터들의 타당성을 간접적으로 판단할 수 있으며, 특정 정규분포 내에서 일관된 결과를 가질 수 있음을 의미한다.

TIE에 대한 정규성 검정 결과로 계산된 P-Value는 0.006으로 0.05 이하의 값을 가져 정규분포적 특성을 확인할 수 없었다. TIE 계산에는 비교적 단순하게 거리와 무게에 비례하는 MoI의 계산과는 다르게 각 구성품의 전력소비량과 사이 간격이 중요 변수로 들어가게 되며, 구성품들 조합에 따라 다양한 계산결과를 산출하게 된다. 이는 시뮬레이션 결과로 얻어진 TIE 값들이 정규분포를 나타내지 않는 요인으로 판단된다.

Table 7은 목적함수의 가중치에 따른 MoI와 열 간섭도(TIE)의 계산결과를 나타낸다. 계산결과는 각 가중치 변화마다 5회의 시뮬레이션을 실시하여 나온 결과들의 평균으로 도출하였다. 앞서 정의하였듯 λ_1 는 목적함수 $J(X)_{MoI}$ 의 설계 가중

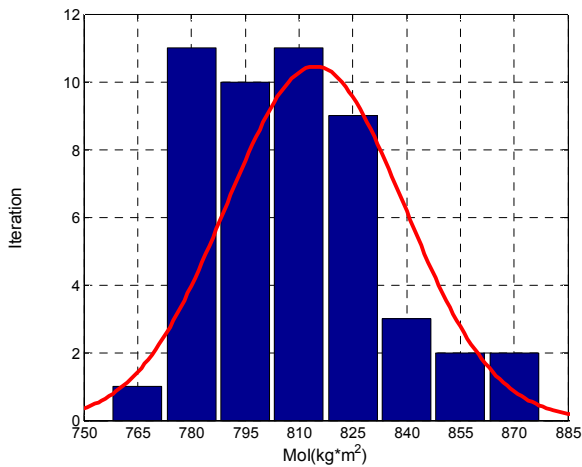


Fig. 11. Histogram of Mol Simulation Result

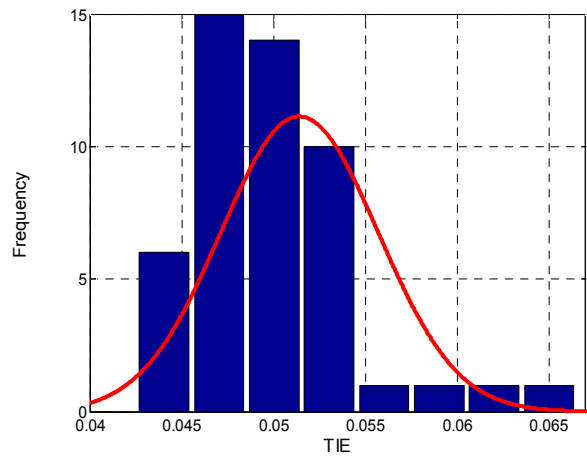


Fig. 12. Histogram of TIE Simulation Result

Table 7. Effect of Weight Factor on the Results of Optimal Layout Design

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8	9
λ_1	500	500	500	500	500	3,000	7,000	15,000	25,000
λ_2	25,000	15,000	7,000	3,000	500	500	500	500	500
MoI_{xx} (kg · m ²)	202.07	197.70	198.13	203.13	195.02	194.78	190.78	193.23	191.06
MoI_{yy} (kg · m ²)	237.43	239.44	237.65	233.47	233.81	234.71	234.25	233.63	233.38
MoI_{zz} (kg · m ²)	374.78	376.06	368.77	363.92	361.14	357.19	357.13	350.72	350.15
$\sum MoI$	814.28	813.20	804.55	800.52	789.97	786.67	782.16	777.59	774.60
TIE	0.0503	0.0501	0.0518	0.0567	0.0593	0.0635	0.0682	0.0777	0.0774

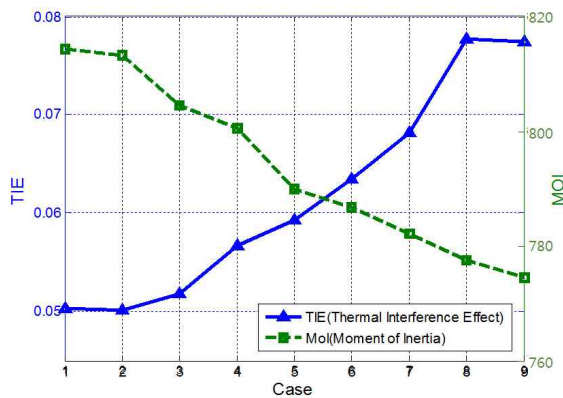


Fig. 13. Result as Design Factor Variation of Objective Function

치이며, λ_2 는 $J(X)_{Thermal}$ 의 설계 가중치를 나타낸다. λ_1 이 λ_2 에 비해 커질수록 MoI 결과는 작아지며, 열 간섭도의 크기는 커지는 경향을 보인다. 반면, λ_2 가 λ_1 보다 커지는 경우 MoI 결과는 커지며, 열 간섭도는 점차 작아지는 경향을 보인다. 그러나 각 설계 가중치가 15,000 이상이 되는 경우 MoI와 열 간섭도는 크게 변하지 않는 모습을 보인다. 이는 각 목적함수를 최소화 할 수 있는 적정 설계 가중치가 있음을 의미한다.

Figure 13은 앞서 Table 6의 MoI, TIE 결과를 설계 가중치 조건에 따라 나타낸 그래프이다. MoI와 TIE 각각의 변화는 Case 5와 Case 6에서 반복적으로 교차하는 것을 볼 수 있다. 따라서 목적함수 $J(X)_{MoI}$ 의 설계 가중치 λ_1 은 500 ~ 3,000 사이에서 설정하고, 목적함수 $J(X)_{Thermal}$ 의 설계가중치 λ_2 는 500으로 설정하는 것이 최적화에 적절한 것으로 판단된다. 이는 앞서 실시된 50회의 시뮬레이션에서 사용된 설계 가중치가 적정 수준에서 선택되었음을 보여준다.

III. 결 론

본 논문에서는 육면체 구조의 위성 플랫폼에 대해 3D 최적 배치 설계를 제안하였다. 위성 내부 구성품의 목적에 따라 간단한 배치 요구조건을 설정하였으며, 기본적인 배치 기준 및 제한조건에 대해 최적 배치 설계를 진행하였다.

이러한 최적 배치를 위한 형상 배치 알고리즘에 있어서 기존에 널리 사용되는 FCM을 사용하지 않고, 시뮬레이션 목적에 맞춰 전체 알고리즘의 효율을 높이기 위해 새로운 형상 배치 알고리

즘을 제안하였다. 새로 제안된 형상 배치 알고리즘은 2차원 평면에서 형상들이 서로 간섭하는 면적을 계산하는 방법을 바탕으로 3차원 구성품들에 대해서 간섭 여부를 검출할 수 있다.

또한 구성품들이 발생하는 열들이 패널에 미치는 영향을 최소화하기 위해 열 간섭도(TIE)를 정의하였으며, 열 간섭도 최소화를 통해 각 패널에서 구성품이 발생하는 열들의 영향을 고르게 분포할 수 있도록 배치하였다.

총 60회의 최적 배치 설계 시뮬레이션을 통해 49회의 유효한 결과를 얻을 수 있었으며, 적절한 위성 내부의 구성품 배치를 이용해 위성 플랫폼의 관성모멘트와 열 간섭도(TIE)를 최소화 할 수 있었다. 또한 시뮬레이션 결과로 얻어진 데이터의 타당성을 정규성 검정을 통해 간접적으로 검증할 수 있었다. 관성모멘트와 열 간섭도의 설계 가중치를 변화해가며, 반복 시뮬레이션을 실행한 결과 적절한 수준의 설계 가중치를 확인할 수 있었다. 본 논문의 최적 배치 설계를 통해 각 구성품의 목적에 맞춰 위성의 관성모멘트와 열 간섭도를 최소화 하는 설계를 진행하였으며, 이를 통해 위성의 임무성능의 향상을 기대할 수 있다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

Reference

- 1) Zhi-Guo Sun and Hong-Fei Teng, "Optimal Layout Design of a Satellite Module", *Engineering Optimization*, Vol. 35, No. 5, 2003, pp. 513-529.
- 2) Bao Zhang and Hong-Fei Teng, "Layout Optimization of Satellite Module using Soft Computing Techniques", *ELSEVIER*, Vol. 8, No 1, 2007, pp. 507~521.
- 3) S. Q. XIE, G. G. WANG and Y. LIU, "Nesting of Two-dimensional Irregular Parts: an Integrated Approach", *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, Vol. 20, No. 8, 2007, pp. 741~756.
- 4) D.E. Goldberg, "Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning", *Addison-Wesley Publishing Company, INC., MA*,

1989.

5) Pierre M. Grignon and Georges M. Fadel, "A GA Based Configuration Design Optimization Method", *ASME*, Vol. 126, 2004, pp. 6~15.

6) Young-Keun Chang, et al, "Small-to-Mid Earth Observation Satellite Database Handbook (V3.1)", *Space System Research Lab*. 2014.

7) Hong-Rae Kim, Young-Keun Chang, "Multidisciplinary Design Optimization of Earth Observation Satellite Conceptual Design using Collaborative Optimization", *The Korea Society*

for Aeronautical and Space Science, Vol. 43, 2015, pp. 568~583.

8) Jihong Zhu, Weihong Zhang, Liang Xia, Qiao Zhang, David Bassir, "Optimal Packing Configuration Design with Finite-Circle Method", *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 67, 2011, pp. 185~199.

9) Ana Paula Curty Cuco, Fabiano L. de Sousa, Antonio J. Silva Neto, "A Multi-objective Methodology for Spacecraft Equipment Layouts", *Optimization and Engineering*, 2014.