

최적화알고리즘과 열해석을 통합한 위성방열판 설계의 최적화 방법에 관한 연구

김희경*

Spacecraft Radiator Design Optimization Approach of Combining Optimization Algorithm with Thermal Analysis

Hui-Kyung Kim*

Abstract

A spacecraft radiator is a thermal control method to eject internally dissipated heat into the space generated from operation of unit boxes. The efficiency of thermal design may be improved by optimizing radiator design. In this paper, the optimization approach method of node-based radiator design was suggested which is to combine numerical thermal analysis with optimization algorithm. This method has meaning that it can be used practically to implement the spacecraft radiator design regardless of thermal analysis and optimization algorithm software and maintain the same basic concept of an ordinary radiator design approach based on node division of a thermal model. The overall analysis framework with thermal analysis and optimization algorithm would be presented.

초 록

위성방열판은 내부의 부품유닛에서 발생하는 열을 외부우주로 방출하는 열전달경로를 확보하기 위해 적용되는 열제어방법 중 한 가지로서, 이것의 최적설계는 효율적인 위성 열설계의 한 방향이 될 수 있다. 본 연구는 위성 열제어 개발에서 활용하는 위성 열해석과 최적화알고리즘을 결합한 통합해석을 통하여 위성열모델 노드기반의 방열판설계최적화 접근방식을 제안하였다. 이 방법은 위성열해석과 최적화알고리즘의 해석소프트웨어의 종류에 상관없이 적용가능한 개념이며, 일반적인 위성열모델을 사용한 방열판설계의 개념을 그대로 유지하면서 최적화를 할 수 있기 때문에 위성설계에 실제적으로 사용할 수 있다. 또한, 두 해석소프트웨어를 결합하는 전체적인 해석구조와 본 방열판 설계 최적화문제에 대한 정식화를 제시하였다.

키워드 : 위성 열해석(spacecraft thermal analysis), 위성 열설계(spacecraft thermal design), 위성방열판(spacecraft radiator), 위성방열판 설계(spacecraft radiator design), 설계 최적화(design optimization), 다목적 설계 최적화(multi-objective design optimization)

접수일(2013년 8월 30일), 수정일(1차 2013년 10월 18일), 게재 확정일(2013년 11월 1일)

* 다목적실용위성3A체제팀/harry@kari.re.kr

1. 서 론

위성 열제어는 궤도상에서 외부 우주 열환경 조건에서 극심한 온도 변화를 겪을 수 밖에 없는 위성이 성공적으로 설계 임무를 할 수 있도록 위성에 적합한 열설계 방법을 적용하여 한계온도 범위 내의 온도를 유지하는 것이다. 위성이 고온의 우주 열환경에서 부품 박스의 발열에 의해 발생하는 내부 열을 외부 우주로 방출하는 것과 저온의 우주 열환경에서 위성 온도를 한계온도 이상으로 유지하도록 열을 공급하는 것이 가장 기본적이며 필수적인 역할이다. 특히, 하드웨어적인 열제어 방식은 위성이 발사된 이 후에 더 이상 변경이나 수리가 불가능기 때문에 무엇보다 이미 검증되어 신뢰성이 높고 안전한 방법을 선택하는 보수적인 접근을 하게 된다. 그 중에서 방열판은 내부 열을 방출하는 방법 중에 대표적으로 사용되는 열제어 방식이다. 그림 1은 다목적실용위성 2호의 외부면에 부착한 방열판의 모습을 보여주고 있다.

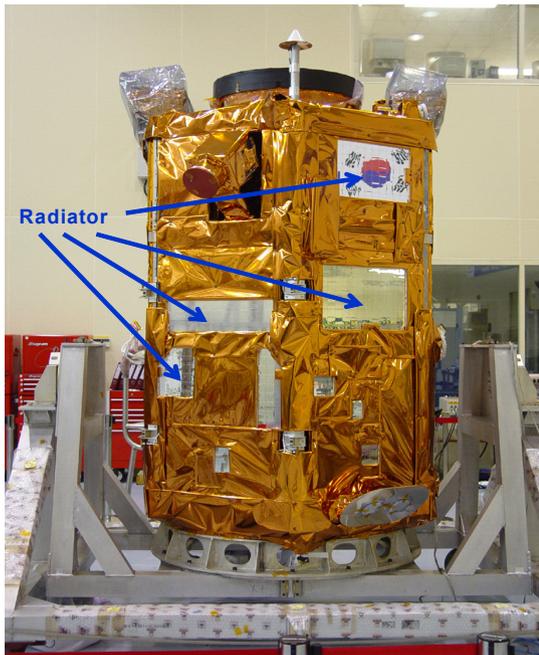


그림 1. 다목적실용위성2호의 외부

일반적인 방열판 설계는 위성을 노드로 분할하여 모델링한 열모델에서 방열판허용영역 내의 격자 모양의 노드를 단위로 방열판 위치와 형상, 크기를 엔지니어의 경험과 직관에 의한 판단에 의존하여 조절하면서 한계온도조건을 만족할 때까지 반복계산을 하는 방식으로 수행된다. 이러한 방식은 최대 한계온도를 만족하는데 중점을 두고 별도의 설계의 최적화를 하지 않기 때문에 필요 이상의 과도한 방열판을 설계하게 되며, 그 결과로 저온 조건에서는 더 많은 히터를 소비할 수밖에 없다. 이러한 사실에서 최소한의 방열판 면적을 사용하여 한계 온도를 만족하도록 방열판 설계를 최적화한다면 무엇보다 전체 위성 열설계의 효율성을 높이고 하드웨어 측면의 경제적 비용을 줄일 수 있다.

방열판설계 최적화에 대한 기존 연구로는 Muraoka et al. [1], Galski et al. [2,3]가 진화 알고리즘인 Generalized extremal optimization (GEO)을 사용하여 Multimission Platform (MMP)의 방열판면적을 설계변수로 정의하여 최적화한 것과 Hull et al. [4]이 방열판허용영역에서 한 축을 기준으로 이산화된 방열판 높이의 최적해를 구하고, 이를 곡선(spline)으로 보간하여 방열판 경계를 구했던 것이 대표적이다.

본 연구에서는 위성 열제어 개발에서 이미 개발되어 사용하고 있는 위성열모델과 이와는 상이한 프로그램 언어를 가지는 최적화알고리즘을 그대로 활용하여 방열판 설계를 최적화하는 방법을 제안하고, 그 구체적인 방법을 기술하였다.

2. 본 론

2.1 노드 기반의 위성 방열판 최적화 개념

노드 기반의 방열판 설계는 방열판허용영역의 노드 분할을 기준으로 각 개별 노드의 방열판 설정여부로서 방열판 노드를 분포시킴으로서 방열판 크기와 형상을 결정하는 것이다. 이것은 노드로 이산화하여 개발된 열모델을 이용하여 방열판 설계를 하는 일반적인 방열판 설계 접근 방식이다. 본 연구는 이러한 열해석을 통한 노드 기반

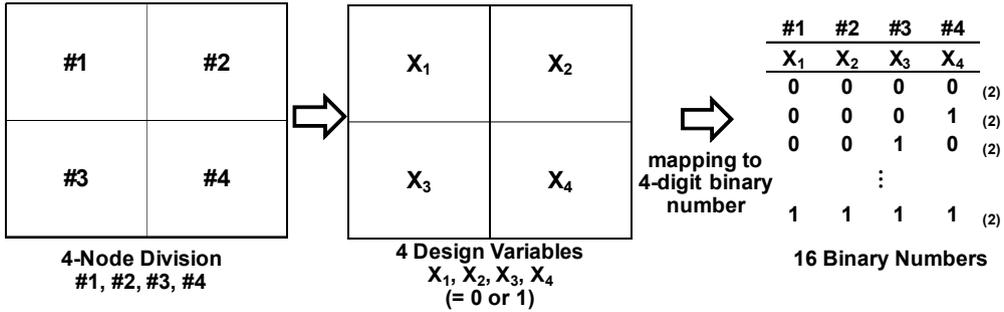


그림 2. 4개 노드분할에 대한 이진법수 표현의 예시

의 방열판 설계를 최적화알고리즘과의 결합을 통하여 최적화할 수 있는 방법을 구현해보고자 하는 것에서 시작하였다. 다음 단락부터 두 해석소프트웨어를 통합하는 개념과 그 구체적인 방법에 대하여 기술하였다.

주어진 그림 2을 참조하여, 간단한 4개 노드분할에서 방열판 설계는 각 노드의 표면 물성치의 값으로 방열판노드와 비방열판노드의 두 가지 상태 중에 하나로 설정하여 허용온도조건을 만족하도록 방열판노드를 분포시키는 것이다. 노드 상태를 비방열판노드는 0, 방열판노드는 1로 정의하고 노드설정 상태의 값을 일렬로 배열하는 최대 4자리 이진법 수로 표현이 가능하다. 이것은 0000₍₂₎, 0001₍₂₎, 0010₍₂₎, ..., 1111₍₂₎의 총 16 (= 2⁴)개의 이진법 수이고, 방열판 노드 조합의 방열판 설계와 일대일로 대응된다. 즉, 노드분할을 기준으로 총 16개 노드 조합으로 방열판 설계를 할 수 있고, 그 중에서 가장 최적화의 목적을 만족하는 하나를 선택한다면, 이것이 4개 노드분할에 대한 방열판 최적설계의 해석해 (analytic solution)가 되는 것이다.

노드를 기반으로 한 방열판 설계의 최적화 개념은 노드분할 수가 적은 경우라면 방열판노드 조합을 모두 계산하여 그 중에서 최적해를 찾는 것이 가능하다. 하지만, 노드분할 수가 증가하면 그에 따라 방열판노드 조합의 경우의 수가 기하급수적으로 증가하기 때문에, 실제적인 열모델의 노드분할 수준에서는 거의 불가능한 계산시간을 필요로 한다.

방열판허용영역의 노드분할 개수가 n 개이면 가능한 방열판노드 조합의 수가 2^n 가지가 되므로, 노드 개수가 25개이면 33,554,432 (= 2²⁵)의 노드조합이 가능하고, 이 정도의 노드분할 수준은 거의 불가능한 계산시간이 필요하다. 실제 열모델은 이보다 더 많은 노드분할 수를 가지기 때문에, 모든 방열판노드 조합을 계산한 결과를 비교하여 최적설계를 위한 해석해를 찾는 것은 불가능하다고 볼 수 있다. 그러므로, 최적화알고리즘을 사용하여 수치적으로 최적해를 찾는 것이 노드 기반의 최적 설계를 할 수 있는 방향이다.

2.2 최적화알고리즘과 열해석의 결합

기존 연구의 방열판 설계 최적화문제는 방열판 면적의 크기를 설계변수로 정의하고 최적화알고리즘 내부에 열모델의 열해석 루틴(routine)을 포함하고 있는 해석구조 전체를 개발하는 방식으로 설계 최적화를 접근하였다.

하지만, 본 연구는 방열판 설계 최적화를 하기 위해 최적화 알고리즘과 열해석 루틴을 다시 개발하지 않고, 이미 사용하고 있는 열해석모델과 열해석소프트웨어를 활용하여 최적화알고리즘과 결합하는 구조의 최적화 방식을 사용하였다. 서로 독립적인 두 소프트웨어를 결합하여 전체적인 하나의 해석구조를 개발하기 위해서는 각 소프트웨어에서 필요로 하는 해석정보를 주고받으며 해석을 진행하는 것이 필수적이다. 최적화알고리즘은 방열판노드 배열의 정보를 열해석소프트웨어로 전달을 하고, 이를 기준으로 열해석을 수행한

온도결과는 다시 최적화알고리즘으로 전달되어 최적화를 판단하는 값으로 사용되는 것이다. 이 중에서 노드 조합으로 결정되는 방열판 설계의 정보는 각 노드가 0 또는 1의 비트수로 방열판 상태를 나타내는 이진법 수로 표현하는 것이 두 소프트웨어가 결합하여 방열판 최적설계 해석을 할 수 있도록 하는 역할을 한다. 주어진 그림 3은 최적화알고리즘과 열해석을 결합하는 해석구조를 도식화한 것이다.

노드 기준의 방열판 설계 최적화 문제의 정식화는 다음과 같은 설계변수, 상태변수를 가진다. 먼저 방열판허용영역의 노드분할 개수를 n , 한계온도요구조건을 가지는 전자박스의 개수를 m 으로 가정하자.

설계변수(Design variables)

$$x_1, x_2, \dots, x_n$$

상태변수(State variables)

$$\Delta T_1, \Delta T_2, \dots, \Delta T_m$$

여기에서 x_i ($i = 1, 2, \dots, n$)는 노드분할 각각에 대응하는 설계변수이고, 0 또는 1의 비트수를 가진다. ΔT_j ($j = 1, 2, \dots, m$)은 전자박스 j 의 열해석 온도가 T_j 일 때, 최대허용온도 $T_{max,j}$ 에 대한 온도마진($\Delta T_j = T_j - T_{max,j}$)이고, 허

용온도 이내의 온도요구조건은 이 값이 음이 되는 제약조건으로 부여된다.

방열판 설계 최적화는 효율적이고 경제적인 설계를 위해 최소한의 방열판을 사용하여 허용온도 범위를 만족하도록 하는 것이다. 그래서, 노드 기반의 방열판 최적설계는 허용온도범위를 만족하는 방열판노드 조합 중에서 최소 방열판노드 개수를 가지는 조합이 된다. 이러한 최적화 문제에서의 목적함수(Objective function)는 모든 설계변수의 합으로 표현할 수 있다. 분할노드 단위로 방열판 설계가 되고, 각 노드에 대응하는 설계변수 값은 노드 상태가 방열판노드 일 때 1이 되고 비방열판노드에서는 0이므로 설계변수의 합을 방열판 크기로 간주할 수 있기 때문이다. 설계변수 합을 최소화 하는 목적함수와 음의 값을 가지는 상태변수로 정식화되고, 그 수식은 다음과 같다.

목적함수(Objective)

$$\text{minimize } f = x_1 + x_2 + \dots + x_n$$

$$(x_i = 0 \text{ or } 1, i = 1, 2, \dots, n)$$

제약조건(Constraints)

$$\Delta T_j \leq 0, j = 1, 2, \dots, m$$

하지만, 이러한 정식화는 방열판 설계 최적화에 바로 적용할 수가 없다. 실제 위성열모델의 노드분할 크기를 고려하면, 동일한 방열판노드

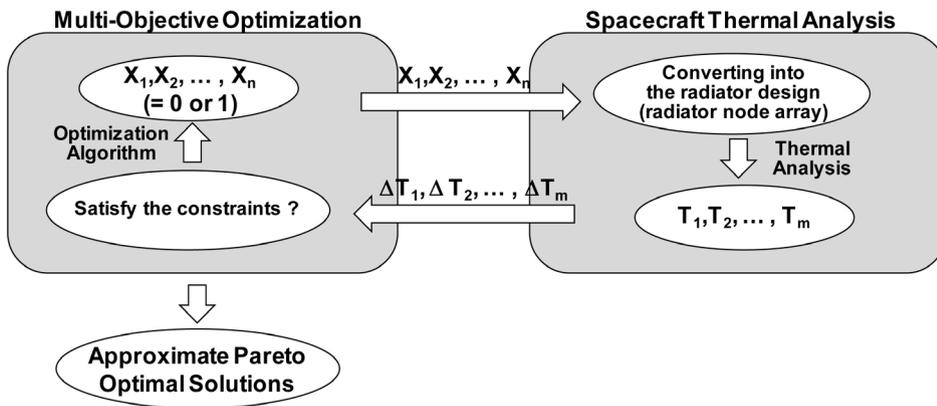


그림 3. 최적화알고리즘과 위성열해석을 결합하는 해석구조

개수를 가지면서 온도제약조건을 만족하는 상당수의 복수해(multiple solution)가 존재할 수 있기 때문이다. 이것은 목적함수인 방열판노드 개수는 동일한 값을 가지고 허용온도조건을 만족하면서 방열판노드 분포가 다른 해를 의미한다. 단일목적함수에 대한 최적화문제는 최적화알고리즘을 사용하여 유일한 최적해를 찾아가게 되므로, 이와 같이 다수의 복수해가 존재하는 경우에 문제가 된다.

이를 해결하기 위해 위성 열설계적인 면을 고려하여 최적화알고리즘을 적용할 수 있는 정식으로 개선하였다. 노드분할 단위로 방열판 설계를 할 때, 온도제약조건을 만족하면서 방열판노드 개수가 동일한 다수의 복수해가 있다면 그 중에서 최대허용온도에 대한 온도마진이 큰 해가 열설계 측면에서 바람직하기 때문에, 온도마진에 대한 항을 목적함수로 추가하였다. 방열판노드 개수와 함께 음수인 개별전자박스의 온도마진이 최소가 되는 것이 최적화문제의 목적함수로서, 두 개 이상의 목적함수를 가지는 다목적 최적화문제(Multi-objective optimization problem)가 되었다.

다목적 최적화문제의 해석은 개별적인 가중치를 가지는 목적(Objective)을 합하여 하나의 목적함수를 가지는 일반적인 단일목적함수최적화로 보거나, 각 목적을 분리하여 벡터형태의 목적함수로서 접근하는 방법이 있다. 다목적 최적화문제는 항상 하나의 목적이 향상되기 위해서는 그만큼 다른 하나 이상의 목적을 희생해야하기 때문에 모든 목적을 동시에 만족하는 최적해가 존재할 수가 없다. 그래서, 단일목적함수 최적화문제처럼 유일한 최적해가 존재할 수 없고, 목적항 사이에 비지배관계(Non-dominate)에 있는 여러 개의 최적해가 존재하게 되며, 이를 파레토(Pareto) 최적해라고 한다. 일반적인 다목적 최적화문제의 해석은 파레토 최적해의 집합인 파레토 최적해집합을 찾는 것이고, 이에 대한 최적화알고리즘의 연구와 개발은 이미 상당히 많이 이루어져 있다 [5,6].

단일목적함수의 해석방식은 가중치에 따라 다른 수치해의 결과가 나타나기 때문에 가중치를

바꾸어가면서 최적해를 하나씩 찾아야 하는 반면, 개별목적을 벡터원소로 유지하는 경우는 한번의 계산으로 여러 최적해를 동시에 얻을 수 있어 더 보편적으로 사용되어 왔다.

방열판노드 개수와 각 전자부품의 온도마진을 독립적인 목적으로 유지하는 경우에 대한 정식화는 다음과 같이 표현할 수 있다.

목적함수(Objective)

$$\text{minimize } f = [f_1, f_2, \dots, f_{m+1}]$$

$$f_1 = x_1 + x_2 + \dots + x_n$$

$$f_k = \Delta T_k, k = 1, 2, \dots, m$$

$$(x_i = 0 \text{ or } 1, i = 1, 2, \dots, n)$$

제약조건(Constraints)

$$\Delta T_j \leq 0, j = 1, 2, \dots, m$$

이러한 노드 기반의 방열판 최적설계의 정식화는 최적화알고리즘을 사용하여 최적해를 찾을 수 있다.

3. 결론 및 향후 연구방향

본 연구에서는 최적화알고리즘과 열해석을 결합하여 위성 방열판 설계를 최적화할 수 있는 최적화해석 방법을 제안하였고, 그에 대한 구체적인 해석구조에 대하여 기술하였다. 이것은 위성 열모델의 노드분할에서 각 노드의 방열판여부를 이진수인 0 또는 1로 표현함으로써, 최적화알고리즘과 위성열해석이 방열판노드 배열의 정보를 주고받을 수 있도록 하는 것이 기본개념이다. 최적화해석을 위해 방열판노드 개수와 전자박스의 온도마진을 목적으로 하고, 온도마진을 제약조건으로 하는 다목적최적화문제로 정식화되었다. 특히, 이 방법은 위성 열제어개발에서 사용하고 있는 열해석과 최적화알고리즘이 독립적인 프로그램으로 실행되더라도 적용이 가능하기 때문에 실제적인 방열판설계 최적화에 활용이 가능할 것으로 예상된다.

향후, 본 노드 기반의 방열판 설계 최적화에 대한 효용성을 확인하기 위해 간단한 검증용 열 모델의 개발하고 여러 가지 시험용 문제를 설정하여 해석을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Issamu Muraoka, Roberto L. Galski, Fabiano L. de Sousa and Fernando M. Ramos, "Stochastic Spacecraft Thermal Design Optimization with Low Computational Cost", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 6, pp. 1248-1257
2. Robert L. Galski, Galski, Fabiano L. de Sousa, Fernando M. Ramos and Issamu Muraoka, "Spacecraft Thermal Design with the Generalized Extremal Optimization Algorithm", Inverse Problems, Design and Optimization Symposium, Rio de Janeiro, Brazil, 2004
3. Robert L. Galski, Galski, Fabiano L. de Sousa, Fernando M. Ramos and Issamu Muraoka, "Spacecraft Thermal Design with the Generalized Extremal Optimization Algorithm", Inverse Problems in Science and Engineering, Vol. 15, No. 1, pp. 61-75
4. Patrick V. Hull, Michael Tinker, Michael SanSoucie and Ken Kittredge, "Thermal Analysis and Shape Optimization of an In-Space Radiator Using Genetic Algorithms," Proceedings of Space Technology and Applications International forum-STAIF 2006
5. Ghosh, A., and Dehuri, S., "Evolutionary Algorithms for Multi-Criterion Optimization: A Survey", International Journal of Computing & Information Sciences, Vol. 2,

No. 1, 2004, pp. 38-57

6. Konak, A., Coit, D. W., and Smith, A. E., "Multi-Objective Optimization Using Genetic Algorithms: A Tutorial", Reliability Engineering and System Safety, Vol. 91, 2006, pp. 992-1007