

< 논문 >

시물레이티드 어닐링에 의한 인공위성 구조체 최적화

박정선[†] · 임종빈* · 지상현*
(2004년 7월 29일 접수, 2004년 12월 24일 심사완료)

Optimization of Satellite Structures by Simulated Annealing

Jungsun Park, Jongbin Im and Sang-Hyun Ji

Key Words: Simulated Annealing(시물레이티드 어닐링), Genetic Algorithm(유전자 알고리즘), Optimization(최적화), Satellite Structure(인공위성 구조체), Honeycomb(하니콤)

Abstract

Optimization of a satellite structure under severe space launching environments is performed considering various design constraints. Simulate annealing, one of combinatorial optimization techniques, is used to optimize the satellite. The optimization results by the simulated annealing are compared to those by the method of modified feasible direction and genetic algorithm. Ten bar truss structure is optimized for feasibility study of the simulated annealing. Finally, the satellite structure is optimized by the simulated annealing algorithm under space environment. Weights of the satellite upper platform and propulsion module are minimized with consideration of several static and dynamic constraints. MSC/NASTRAN is used to find the static and dynamic responses. Simulated annealing has been programmed and integrated with the finite element analysis program for optimization. It is shown that the simulated annealing algorithm can be extended to the optimization of space structures.

1. 서론

인공위성은 고도의 신뢰성이 요구되는 우주장비이며 발사 후 고장이 발생하면 회수하여 수리하기 힘든 일회성 장비이기 때문에 운용상의 오류를 허용치 않는다. 인공위성의 이러한 운용 특성은 신뢰성 높은 설계를 필요로 한다. 이러한 설계를 위해서는 많은 시간과 비용이 요구되는데 이를 줄이기 위해서 최적화 과정이 효율적으로 사용될 수 있다.⁽¹⁾ 인공위성 최적설계에 적용할 수 있는 최적화 방법 중 전통적인 최적화 방법에서의 설계 및 탐색 방법은 일반적으로 제한조건

과 목적함수의 도함수를 이용하여 방향성 있는 탐색을 한다. 인공위성 구조체와 같은 실제 설계 문제는 설계 변수가 많거나 목적함수가 복잡한 경우에는 도함수를 구하는데 어려움이 있고 수렴 성능도 떨어진다. 또한 제조상의 편리성을 위해 부품치수 표준화로 인해 설계변수가 이산변수일 경우 도함수 방법으로는 최적화를 수행할 수 없다. 그리고 여러 개의 국부 최적해가 존재할 때는 전역 최적해가 아닌 국부 최적해로 수렴하는 경우도 종종 발생한다.

이러한 경우의 문제들을 해결하기 위해서 도함수를 사용하지 않고 통계학적 확률 탐색을 하는 새로운 최적화 기법들이 제안되었다.^(2,3) 통계학적 최적화 알고리즘(stochastic optimization algorithm)의 하나인 시물레이티드 어닐링(simulated annealing)은 Kirkpatrick⁽⁴⁾에 의해 1983년에 물리적인 풀림 과정을 응용하여 제안하였다. 물리적인 풀림 과정은 고체가 녹아서 액체 상태가 될 때까지 가열

[†] 책임저자, 회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
E-mail : jungsun@mail.hankong.ac.kr
TEL : (02)300-0283 FAX : (02)3158-3189

* 한국항공대학교 대학원

한 후 온도를 낮추어 가장 안정된 결정 상태의 고체를 얻는 과정이다. 이러한 물리적인 풀림 과정의 알고리즘을 이용하여 최적화 문제에서 최소의 목적함수 값을 구하는 것이 시물레이티드 어닐링이다. 이 알고리즘은 목적함수 및 제한조건의 연속성 혹은 미분가능성, 민감도해석 등이 불필요하며 초기 설계 선택에 의해 크게 좌우되지 않고, 설계 가능영역이 분리된 경우에도 전역 최소해로 수렴이 가능하다. 시물레이티드 어닐링을 이용한 최적화는 순회판매원 문제(travelling salesman problem)에 적용되었다. 출발 도시에서 가장 최소의 거리로 모든 도시를 한번씩 거쳐서 다시 출발 도시로 돌아오는 경로를 찾는 순회판매원 문제는 기존의 최적경로 탐색방법보다 시물레이티드 어닐링을 이용한 탐색방법이 상당히 효율적이다. Bennage에 의해 10부재, 25부재 트러스 구조물의 중량 최소화 문제에서 시물레이티드 어닐링을 이용하여 구조역학 문제의 최적화에도 적용하기 시작하였다.⁽⁵⁻¹⁰⁾

본 논문에서는 인공위성의 발사환경에서 요구되는 제한조건을 고려하여 시물레이티드 어닐링을 이용하여 인공위성 상단 플랫폼과 추진 모듈을 최적화하였다. 그리고 시물레이티드 어닐링을 이용한 최적 목적함수 값을 변형 유용 탐색법(method of modified feasible directions, MFD)와 유전자 알고리즘 (genetic algorithm, GA)를 이용한 최적 목적함수 값과 비교 분석하였다.^(11,12)

2. 시물레이티드 어닐링 (Simulated Annealing, SA)

시물레이티드 어닐링(simulated annealing)은 물리적인 풀림 기법에 바탕을 두고 있다. 물리적인 풀림 기법은 열탕(heat bath)을 변태점 보다 높게 가열한 후 서서히 식혀 기저상태(ground state)를 만든다. 기저상태에서는 금속의 입자들이 안정된 결정 상태를 이루어 내부에너지가 최소가 된다. 시물레이티드 어닐링의 내부에너지가 최소가 되는 과정과 최적화에서 목적함수가 최소가 되는 것과의 유사한 성질을 이용한 기법이다. 시물레이티드 어닐링에서 온도는 매우 중요한 변수로서 설계변수의 변화를 제어하는 역할을 한다. 최소화 문제에서 시물레이티드 어닐링은 목적함수의 증가를 허용하는 알고리즘을 이용하여 목적함

수를 무작위로 평가하며 최적해를 찾는다. 이때 목적함수는 알고리즘 내에서 메트로폴리스 원리(Metropolis principle)에 의하여 평가된다. 여기서 온도라는 매개변수를 도입한다. 온도에 의하여 해의 탐색범위와 수렴확률이 결정되므로 온도를 제어 매개변수(control parameter, c)라 한다. 시물레이티드 어닐링 기법은 제어 매개변수의 값이 감소할 때 평가되는 메트로폴리스 알고리즘으로 볼 수 있다. 시물레이티드 어닐링 알고리즘에서의 수용확률(acceptance probability)은 식 (1)과 같이 표현된다. 다음 상태 j 의 목적함수 값 $F(j)$ 이 현재의 목적함수 값 $F(i)$ 보다 작거나 같으면 다음 상태를 최적해로 수용한다. 즉 최소화 문제에서 내리막길 (downhill)을 나타낸다.

$$P_c\{accept\ j\} = \begin{cases} 1 & \text{if } F(j) \leq F(i) \\ \exp\left(\frac{F(i) - F(j)}{c}\right) & \text{if } F(j) > F(i) \end{cases} \quad (1)$$

여기서 c 는 온도 제어 매개변수(temperature control parameter)이다. 다음상태의 목적함수의 값이 현재상태의 목적함수 값보다 크게 되면 0과 1 사이에서 난수 (random number)를 발생시키고

$$\exp\left(\frac{F(i) - F(j)}{c}\right) \text{의 값이 발생시킨 난수보다 작}$$

으면 다음상태를 현재의 상태로 받아들이는 것은 거부된다. 이 알고리즘은 어떻게 시물레이티드 어닐링 알고리즘이 국부 최적해에서 벗어나 전역 최적해로 가는지를 보여준다. 시물레이티드 어닐링은 일반적으로 반복수가 최대 반복횟수 보다 크거나 온도의 크기가 아주 작을 때 알고리즘이 종료된다. 본 논문에서는 시물레이티드 어닐링 알고리즘이 최적화 전에 종료되는 것을 막기 위하여 최대 반복횟수를 매우 크게 설정하였다.

그리고 알고리즘의 종료 판단을 위하여 오차허용 범위(error tolerance)를 사용하였다.

$$|F(j) - F(i)| \leq EPS \quad (2)$$

식 (2)에서 EPS 를 10^{-6} 을 사용하였고, 연속적으로 4번 반복수행에서 식 (2)를 만족하여야 알고리즘이 종료하도록 하였다. 시물레이티드 어닐링의 흐름도를 Fig. 1에 나타내었다.

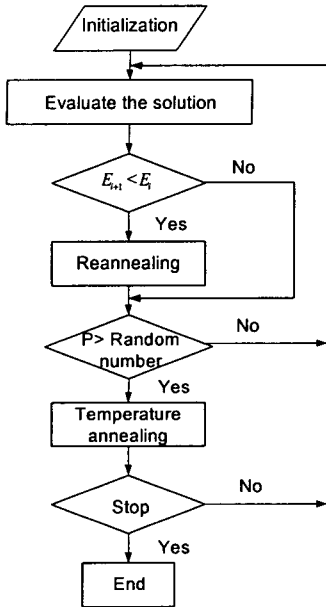


Fig. 1 Flowchart of simulated annealing algorithm

시뮬레이티드 어닐링에서 제어매개변수 C_k 는 일반적으로 다음 식 (3)과 같이 온도감소 인자 RT 을 이용하여 표현한다.

$$C_k = RT \times C_{k-1} \quad (3)$$

온도 감소인자 RT 는 일반적으로 0보다 크고 1보다 작은 상수를 사용한다. 그리고 수렴속도를 향상시키기 위하여 상수 대신 로그함수나 지수함수와 같은 여러 가지 가변적인 형태를 사용할 수도 있다. 그리고 k 는 최적화 반복 수행 중의 현재 상태에서의 값을 표현하기 위하여 사용되어졌다.

시뮬레이티드 어닐링은 기본적으로 제한 조건이 없는 문제를 최적화한다. 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최소화 문제에서 제한 조건을 위반하는 개체를 고려하는 방법 중 하나로 제한 조건의 위반 정도에 따라 이들의 목적함수를 증가시켜 주는 방법이 있다. 즉, 제한 조건의 위반 정도에 따라 벌점 (penalty)을 부과하고, 이 벌점을 유사 목적함수 (pseudo-objective function)에 반영함으로써 제한 조건을 고려하는 것이다. 본 논문에서 식 (4)과 같은 유사 목적함수를 사용하였다.⁽⁶⁾

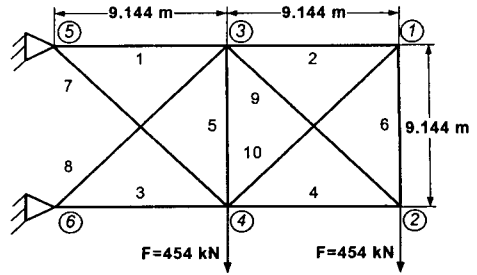


Fig. 2 Ten-bar truss structure

$$P = F + \sum_{i=1}^m R_i \Phi(g_i(X)) \quad (4)$$

$$\Phi(g_i) = \langle g_i \rangle^2$$

$$\langle g_i \rangle = \begin{pmatrix} g_i & \text{if } g_i > 0 \\ 0 & \text{if } g_i \leq 0 \end{pmatrix} \quad (5)$$

식 (4)에서 P 는 유사 목적함수, F 는 목적함수, R_i 는 벌점 파라미터이며 Φ 는 벌점 함수를 나타낸다. 식 (5)에서 $g_i(X)$ 는 제한조건이며 m 은 제한조건의 수를 의미한다.

3. 트러스 구조물의 최적화

시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적화 이론의 검증을 위하여 Fig. 2의 10부재 트러스 구조물의 중량 최적화를 시뮬레이티드 어닐링을 이용하여 수행하였다. 그리고 그 결과를 전통적 도함수 최적화 방법인 변형 유용 탐색법과 비도함수 확률통계방법인 유전자 알고리즘을 이용한 최적화 결과와 비교하였다. 이 최적화문제의 수식화는 식 (6)~(8)과 같이 표현할 수 있다.

$$\text{Minimize} : F = \sum_{i=1}^{10} \gamma A_i l_i \quad (6)$$

Subject to :

$$\frac{\sigma_i}{\sigma_{ia}} - 1 \leq 0 \quad i=1, \dots, 10 \quad (7)$$

$$\frac{w_j}{w_{\max}} - 1 \leq 0 \quad j=1, \dots, 4 \quad (8)$$

식 (6)에서 비중량 γ 는 2.715 kN/m³이고, A_i 는 트러스 부재의 단면적, l_i 는 부재의 길이이다. 식

(7)는 축응력에 대한 제한조건식이고 모든 부재에 대하여 허용응력 $\sigma_a=172 \text{ MPa}$ 이 적용된다. 식 (8)은 변위 w_j 에 대한 제한조건식이다. X축과 Y축에 대해 각 조인트에서 최대처짐을 $w_{max} = \pm 0.0508 \text{ m}$ 으로 설정하였다.

Table 1은 시뮬레이티드 어닐링 (SA)을 이용한 최적화 결과와 변형 유용 탐색법 (MFD)과 유전자 알고리즘 (GA)을 이용한 최적화결과를 보여준다. 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적 목적함수 값이 초기 목적함수 값보다 40.85% 향상된 결과를 보여 가장 우수한 결과를 나타냈고 변형 유용 탐색법을 이용한 최적 목적함수 값이 초기 목적함수 값보다 40.66% 향상된 결과를 보였다. 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적화와 변형 유용 탐색법과 유전자 알고리즘을 이용한 최적화의 최적 목적함수 값을 비교하면 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적 목적함수 값이 변형 유용 탐색법을 이용한 최적 목적함수 값 보다 약 0.31% 향상되었고 유전자 알고리즘을 이용한 최적 목적함수 값보다는 약 0.08% 향상되었다. 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적화가 변형 유용 탐색법과 유전자 알고리즘을 이용한 최적화에 비해 목적함수 값에서 우수함을 보이고 있다.

Table 1 10-bar truss optimization results ($\times 10^{-2} \text{ m}^2$)

| Variables | Initial design | Optimization | | |
|-------------------------|----------------|--------------|--------|--------|
| | | SA | MFD | GA |
| 1 | 2.161 | 1.899 | 1.950 | 1.977 |
| 2 | 0.645 | 0.006 | 0.006 | 0.006 |
| 3 | 1.935 | 1.466 | 1.531 | 1.509 |
| 4 | 1.935 | 1.007 | 0.966 | 0.932 |
| 5 | 0.645 | 0.006 | 0.006 | 0.007 |
| 6 | 0.645 | 0.048 | 0.006 | 0.041 |
| 7 | 1.290 | 0.535 | 0.550 | 0.481 |
| 8 | 1.290 | 1.331 | 1.341 | 1.377 |
| 9 | 1.935 | 1.375 | 1.348 | 1.363 |
| 10 | 0.645 | 0.006 | 0.006 | 0.006 |
| Objective function (kN) | 37.907 | 22.420 | 22.488 | 22.438 |

4. 인공위성 구조물의 최적화

4.1 위성 플랫폼의 최적화

인공위성 구조 본체에서 상단 플랫폼(upper platform)을 선택하여 최적화하였다. 플랫폼의 형상은 Fig. 4에서 볼수 있다. 플랫폼은 3층(외판/코어/외판, facesheet/core/facesheet) 적층 구조의 허니콤 샌드위치 구조물이다. 본 연구에서 사용한 하니콤 판은 축방향 10 g 와 측면 X, Y, 45°방향으로 3.5 g의 동하중을 받도록 하였다. 그리고 고유 진동수를 고려하여 동해석을 수행하였다. 유한요소 해석 프로그램으로 MSC/NASTRAN을 사용하였다. 하니콤 판의 외판은 알루미늄 2024-T81을 사용하였고, 코어의 재료는 비중량 3.1 pcf의 1/8-10p 5052 알루미늄 하니콤 코어를

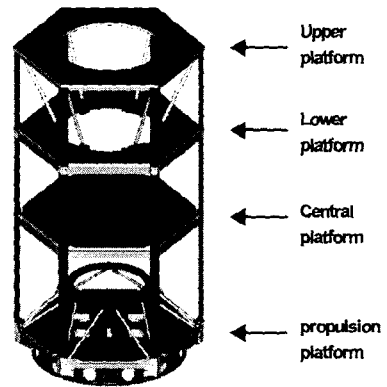


Fig. 3 Model of a satellite structure

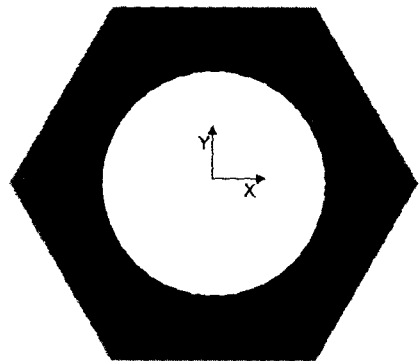


Fig. 4 Finite element model of the upper platform

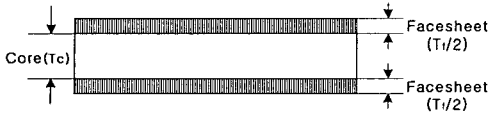


Fig. 5 Three-ply honeycomb composite material of the upper platform

사용하여 최적화를 수행하였다. 재료의 물성치는 Table 2에 나타내었다. 여기서 E는 탄성계수, G는 전단계수를 의미하며 아래 첨자 1은 x 방향, 2는 y 방향을 각각 의미한다. 본 하니콤 판의 유한요소 모델은 Fig. 4와 같으며 유한요소 해석시 양끝 모서리에 있는 절점을 단순지지하여 구속시켰다. 하니콤 위성 플랫폼의 최적설계에서 설계 변수는 Fig. 5에서와 같이 외판 두께(T_f)와 코어 두께(T_c)로 설정하였다. 목적함수는 하니콤 위성 플랫폼의 무게로 설정하여 최적화 문제를 식 (9)~(16)과 같이 정식화하였다.

$$\text{Minimize : } F(\vec{X}) = \sum_{i=1}^{NE} \sum_{j=1}^{NL} \gamma_i A_i t_{ij} \quad (9)$$

Subject to :

$$\frac{\sigma_f}{(\sigma_f)_y} - 1 \leq 0 \quad (10)$$

$$\frac{\tau_{XZ}}{(\tau_{XZ})_y} - 1 \leq 0 \quad (11)$$

$$\frac{\tau_{YZ}}{(\tau_{YZ})_y} - 1 \leq 0 \quad (12)$$

$$\frac{\sigma_b}{(\sigma_b)_y} - 1 \leq 0 \quad (13)$$

$$1 - \frac{f}{f_u} \leq 0 \quad (14)$$

$$0.762 < T_f < 0.508 \quad (15)$$

$$2.540 < T_c < 127.0 \quad (16)$$

식 (9)에서 NE는 요소의 수, NL은 2장의 외판 (facesheet)과 코어 (core)로 3이며, γ_i 는 비중량, A_i 는 i 번째 요소의 면적, t_{ij} 는 i 번째 요소의 j 적층의 두께이다. 식 (10)은 외판에서의 등가응력 (equivalent stress)에 대한 제한조건이고, 식 (11)은 코어에서의 XZ방향의 전단 응력에 대한 제한조건이고, 식 (12)은 코어에서의 YZ방향의 전단 응력에 대한 제한조건을 나타낸다.

Table 2 Material properties for the composite honey comb

| | Facesheet | Core |
|-------------------------------|-----------|--------|
| E (GPa) | 72.395 | - |
| E_1 (kPa) | - | 6.895 |
| E_2 (kPa) | - | 6.895 |
| ν | 0.33 | - |
| ν_{12} | - | 0.001 |
| G_{12} (kPa) | - | 6.895 |
| G_{1z} (MPa) | - | 310.26 |
| G_{2z} (MPa) | - | 151.68 |
| γ (kN/m ³) | 29.870 | 0.487 |

Table 3 Values of constraints

| | Minimum | Maximum | |
|----------------------|-------------------|---------|------|
| Yield stress (MPa) | -386 | 386 | |
| Shear Stress | τ_{XZ} (MPa) | -1.37 | 1.37 |
| | τ_{YZ} (MPa) | -0.85 | 0.85 |
| Bearing stress (MPa) | -167 | 167 | |
| Frequency (Hz) | 75 | | |

식 (13)은 지압 응력에 대한 제한조건이며, 지압 응력강도 $(\sigma_b)_y = 482$ MPa를 항복계수 (yield factor) 1.25와 지압계수 (bearing factor) 1.15로 나눈 값을 사용하였다. 식 (14)는 고유진동수에 대한 제한 조건을 나타낸다. 고유진동수의 하한치는 $f_u = 75$ Hz 를 사용하였다. 또, 식 (15)과 (16)는 설계변수의 범위에 대한 부가조건이다. 여기서 지압 응력과 고유 진동수는 유한요소 해석을 통해 얻어진 값을 이용하여 제한 조건으로 사용하였다. 이 때 지압 응력은 플랫폼의 유한요소 모델에서 가장 바깥쪽에 위치하는 14개의 절점에서의 X, Y방향의 접촉력으로부터 전단 응력을 취하여 구하였다. 지압 응력에 관한 식은 다음에서 볼 수 있다.

$$\sigma_b = \frac{f_b}{A} \quad (17)$$

$$f_b = \sqrt{f_X^2 + f_Y^2} \quad (18)$$

Table 4 Upper platform optimization results

| | Initial design | Optimization | | |
|------------------------|----------------|--------------|--------|--------|
| | | SA | MFD | GA |
| Frequency (Hz) | 78.66 | 75.16 | 75.01 | 86.33 |
| Objective function (N) | 202.60 | 170.52 | 173.10 | 170.65 |
| Variables (mm) | T_r | 1.143 | 0.762 | 0.762 |
| | T_c | 71.120 | 25.654 | 28.702 |

여기서, f_b 는 식 (18)과 같이 X, Y방향의 접촉력 f_x 와 f_y 를 나타내며 A는 접촉면적 (외판의 두께×직경)을 나타낸다. 하니콤 위성 플랫폼의 최적화에 사용된 목적 함수는 하니콤 위성 플랫폼 전체의 무게이고, 제한 조건은 하니콤 위성 플랫폼의 가장 바깥쪽에 위치한 55개의 절점에서 구한 지압 응력과 고유진동수에 대한 것이다. 위의 제한조건들의 수치는 Table 3에 나타내었다.

위성 플랫폼의 최적화 결과를 Table 4에 나타내었다. 시뮬레이티드 어닐링(SA)을 이용한 최적 목적함수 값이 초기 목적함수 값보다 15.84 % 향상된 결과를 보여 가장 우수한 결과를 나타냈고 변형 유용 탐색법을 이용한 최적 목적함수 값이 초기 목적함수 값보다 14.56 % 향상된 결과를 보였다. 최적화 결과를 비교하면 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적 목적함수 값이 변형 유용 탐색법(MFD)을 이용한 최적 목적함수 값보다 1.49 % 향상되었고 유전자 알고리즘 (GA)을 이용한 최적 목적함수 값보다 0.08 % 향상되었다.

4.2 위성 추진 모듈의 최적화

추진모듈은 인공위성에서 연료탱크의 부착과 추진기를 지지하기 위한 구조물로 연료탱크를 고정하는 링 구조물과 추진 플랫폼 (propulsion platform), 이들을 연결하는 스트럿 (strut)으로 구성된다. 본 연구에서는 추진 플랫폼을 제외한 링 구조물과 스트럿 구조물의 최적화를 수행하였다. 그 구조는 Fig. 6에서 볼 수 있다. 본 연구에서는 시뮬레이티드 어닐링 최적화 코드와 유한요소 구조 해석 프로그램인 MSC/NASTRAN 연계하여 추진 모듈의 최적화를 수행하였다. 하중은 축방향 10 g와 측면 X, Y, 45°방향으로 3.5 g의 동하중이 작용하여 정해석을 수행하였고 고유 진동수를 고려하여 동해석을 수행하였다. 구조 해석 시

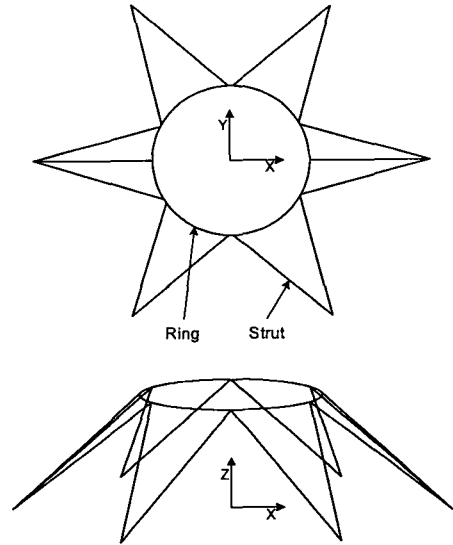


Fig. 6 Propulsion module of a satellite

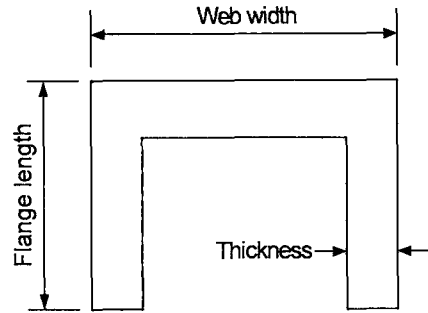


Fig. 7 Cross section of a ring

에 추진모듈에 부착되는 탱크의 무게 70.13 N과 추진제 무게 711.92 N 등 총 무게 782.05 N을 집중무게 (concentrated weight)로 고려하였다. 구속 조건은 추진모듈의 스트럿 밑 부분의 모든 자유도를 구속하였다. 물성치와 제한조건의 수치는 위성 플랫폼의 값을 사용하였다. 또, 추진모듈의 유한요소 모델에서 사용한 절점은 187개이며 유한요소는 2절점 보 요소 197개를 사용하였다. 추진모듈의 설계변수들은 각 구조물들의 치수들이다. 각 구조물들의 단면 형상은 Fig. 7~8와 같다. 추진모듈의 최적화에서 사용한 설계변수는 링의 치수 3개와 스트럿의 치수 2개 총 5개를 사용하였다.

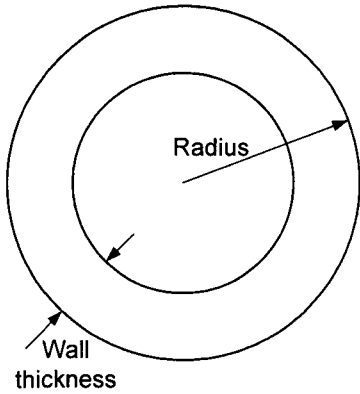


Fig. 8 Cross section of a strut

추진모듈의 최적화에 사용된 제한조건은 고유진동수와 허용응력이다. 허용응력은 안전성을 높이기 위하여 주어진 항복응력을 안전계수 1.5로 나눈 값인 $\sigma_y=386$ MPa를 사용하였다. 본 연구에서 사용한 추진모듈의 최적화를 Initial Design 정식화하면 식 (19)-(21)와 같은 형태가 된다.

$$\text{Minimize : } F(\vec{X}) = \sum_{i=1}^{NE} W_i \quad (19)$$

Subject to :

$$\frac{\sigma_f}{(\sigma_f)_y} - 1 \leq 0 \quad (20)$$

$$1 - \frac{f}{f_u} \leq 0 \quad (21)$$

식 (19)에서 NE는 요소의 수, W_i 는 각 구조물의 무게이다. 식 (20)은 동가 응력에 대한 제한조건이고, 식 (21)은 고유진동수에 대한 제한 조건이다. 고유진동수의 하한치는 $f_u=75$ Hz를 사용하였다.

위성 추진모듈의 최적화 결과를 Table 5에 나타내었다. 시뮬레이티드 어닐링 (SA)을 이용한 최적 목적함수 값이 제한조건인 고유진동수를 만족시키기 위해 초기 목적함수 값보다 16.49 % 증가를 보였다. 변형 유용 탐색법(MFD)을 이용한 경우의 최적 목적함수 값은 초기 목적함수 값보다 18.61 %의 목적함수 값의 증가를 나타내었다.

시뮬레이티드 어닐링을 이용한 경우의 최적 목적함수는 변형 유용 탐색법을 이용한 최적 목적

Table 5 Propulsion module optimization results

| | Initial design | Optimization | | | |
|------------------------|----------------|--------------|-------|-------|-------|
| | | SA | MFD | GA | |
| Frequency (Hz) | 64.80 | 75.00 | 74.64 | 75.00 | |
| Objective function (N) | 29.43 | 34.24 | 34.92 | 34.34 | |
| Propulsion ring (mm) | Flange | 31.75 | 35.81 | 31.75 | 37.60 |
| | Web | 41.15 | 38.10 | 41.15 | 31.24 |
| | Thickness | 2.54 | 2.79 | 3.05 | 3.30 |
| Propulsion strut (mm) | Radius | 9.65 | 11.18 | 9.65 | 12.45 |
| | Thickness | 1.27 | 1.02 | 1.52 | 1.02 |

함수 값에 비해 약 1.79 % 향상되었고 유전자 알고리즘 (GA)을 이용한 최적 목적함수 값에 비해서는 약 0.26 % 향상되었음을 확인할 수 있었다.

5. 결론

본 연구에서는 인공위성 구조체를 최적화하기 위하여 비도함수 확률통계방법인 시뮬레이티드 어닐링을 이용하여 인공위성 구조체를 최적화하고 이를 변형 유용 탐색법과 유전자 알고리즘을 이용한 최적화결과와 비교하였다. 이를 위해 시뮬레이티드 어닐링 알고리즘의 검증단계로서 트러스 구조물의 중량 최적화를 수행하여 알고리즘의 효용성을 검증하였다. 인공위성 구조체의 최적화를 위해 인공위성 상단 플랫폼, 인공위성 추진모듈의 중량을 최소화하였다. 10부재 트러스 구조물과 인공위성 구조체의 최적화 수행결과 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 최적화 결과가 변형 유용 탐색법과 유전자 알고리즘을 이용한 최적화 결과에 비해 양호함을 알 수 있었다. 이러한 결과는 변형 유용 탐색법은 국부 최적화 기법이기 때문에 전역 최적화 기법인 시뮬레이티드 어닐링에 의한 최적화가 더 좋은 최적화 값을 보여준 것이라 분석된다. 유전자 알고리즘은 시뮬레이티드 어닐링과 같은 전역 최적화 기법이지만 많은 세대수에 의한 반복수행이 필요하다. 그러므로 그에 상응하는 세대수 설정을 하여 준다면 시뮬레이티드 어닐링과 같은 결과를 얻을 수 있을 것이다.

본 연구는 인공위성 구조체의 정밀하고 신뢰

성 높은 설계에 시뮬레이티드 어닐링을 이용한 구조물의 최적화가 유용하게 적용될 수 있고 다른 구조 분야의 최적화에 적용 될 수 있음을 보였다.

후 기

본 연구는 과학기술부 21세기 프론티어사업(스마트무인기기술개발사업단)의 지원과 국방과학연구소 비행체특화연구센터의 지원으로 이루어 졌으며, 이에 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Jungsun Park, Jongbin Im, Jin-Hee Kim and Ik-Min Jin, 2003, "Optimal Design of a Satellite Module Considering Load Stabilities," *Journal of KSAS*, Vol. 31, No. 8, pp. 36~43.
- (2) Jungsun Park and Miran Ryu, 2004, "Optimal Design of Truss Structures by Rescaled Simulated Annealing," *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 7, pp. 1512~1518.
- (3) Pham, D.T. and Karaboga, D., 1998, *Intelligent Optimization Techniques*, Springer-Verlag London Ltd, London.
- (4) Kirkpatrick, S., Gelatt, C.D.Jr and Vecchi, M.P., 1983, "Optimization by Simulated Annealing," *Science*, Vol. 220, No. 4598, pp. 671~680.
- (5) Aarts, E.H.L., van Laarhoven, P.J.M., 1987, *Simulated Annealing: Theory and Applications*, Kluwer Academic Publishers.
- (6) Bennage, W.A., Dhingra, A.K., 1995, "Single and Multi Objective Structural Optimization in Discrete-Continuous Variables Using Simulated Annealing," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 38, pp. 2753~2773.
- (7) Rao, S.S., 1996, *Engineering Optimization Theory and Practice*, John Wiley & Sons.
- (8) Ingber, L., 1995, "Adaptive Simulated Annealing : Lessons Learned," *Journal of Control and Cybernetics*, Vol. 25, No. 1, pp. 33~54.
- (9) Herault, L., 2000, "Rescaled Simulated Annealing-Accelerating Convergence of Simulated Annealing by Rescaling the States Energies," *Journal of Heuristics*, Vol. 6, pp. 215~252.
- (10) Balling, R.J., 1991, "Optimal steel frame design by simulated annealing," *Journal of Structural Eng.* Vol. 117, pp. 1780~1795.
- (11) Goldberg, D.E., 1989, *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Addison-Wesley Publishing Company.
- (12) Michalewicz, Z., 1995, *Genetic Algorithms +Data Structures=Evolution Programs*, 3rd Ed., Springer.