

위성탑재장비 장착패턴을 고려한 제작 오차 분석

김경원*, 김진희**, 김성훈***, 이주훈****, 황도순*****

A Pattern Tolerance Analysis for Spacecraft Equipment

Kyung-Won Kim*, Jin-Hee Kim**, Sung-Hoon Kim***, Ju-Hun Rhee****, Do-Soon Hwang*****

Abstract

In this paper, a pattern/position tolerance analysis is visited on the insert to mount spacecraft electronic equipment. SQP(Sequential Quadratic Programming) is used to obtain the position tolerance. For examples, the cases of RDU(Remote Drive Unit) and OBC(On Board Computer) in the KOMPSAT-2 STM(Structure and Thermal Model) are analyzed.

초 록

본 논문에서는 위성용 전자 장비 장착을 위한 인서트의 형태/위치 공차 해석법에 대해 기술한다. 위치 공차를 구하기 위해 순차적 이차 계획법이 사용되었으며, 예제로 다목적 실용위성 2호기 STM(Structure and Thermal Model)의 RDU(Remote Drive Unit)와 OBC(On-Board Computer)의 장착 경우를 해석하였다.

키워드 : 형태 오차(pattern error), 위치 오차(position error), 체결(fastening), 인서트(insert)

1. 서 론

인공위성의 구조체에는 센서, 안테나, 구동기 등 많은 장비들이 탑재되어 있다. 이때 구조체와 각종 장비들은 대부분의 경우 볼트와 인서트의 형태로 체결된다. 구조체와 전자 장비들이 체결되기 위해서는 체결될 인서트의 위치가 도면 공차 범위 내에 존재하여야 한다. 그러나, 실제 장비장착을 위한 플랫폼/패널 상에 일련의 인서트

가공시 패턴 공차는 3차원 위치 측정기(CMM)로부터 직접 얻을 수 있지만, 강제 이동을 고려한 위치 공차는 바로 얻기가 어렵다.

따라서, 본 논문에서는 이러한 강제 이동을 고려한 인서트 형태상의 위치 공차를 구하는 방법에 대해 기술한다. 이를 위해 최적화 알고리즘을 이용하여 전체 인서트의 중심 좌표의 오차가 최소한으로 되는 위치를 구하여 보고, 이 때 이 오차들이 공차 범위에 있는지를 확인함으로써 장비들이 구조체에 결합이 가능한지를 확인한다.

* 위성본체그룹/kwkim74@kari.re.kr

*** 통신위성체계그룹/shkim@kari.re.kr

***** 위성본체그룹/dshwang@kari.re.kr

** 위성본체그룹/kimjh@kari.re.kr

**** 위성본체그룹/jrhee@kari.re.kr

2. 본 론

2.1 기본 이론

그림 1과 같이 6개의 원공과 인서트를 가진 그림 1(a)와 그림 1(b) 두 구조물이 체결되어 그림 1(c)의 구조물이 된다고 가정하자. 이때 그림 1(a)와 그림 1(b) 각 구조물의 원공 및 인서트 중심 좌표들의 오차가 도면에 표시된 공차 범위 내에 존재한다면 두 구조물은 효과적으로 체결될 수 있다. 이러한 중심 좌표의 오차는 그림 2와 그림 3과 같이 크게 형태 오차와 위치 오차로 나

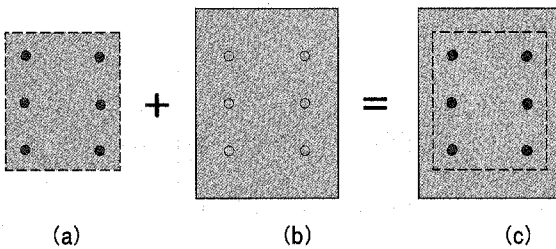


그림 1. 두 구조물의 체결

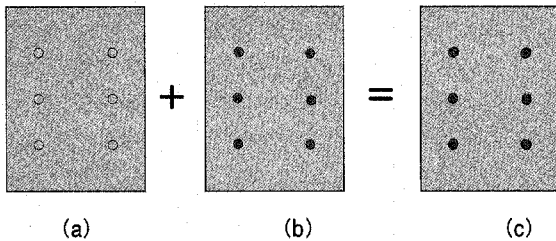


그림 2. 형태 오차

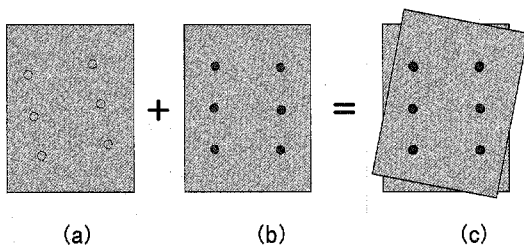


그림 3. 위치 오차

타낼 수 있다. 그림 2(a)는 인서트를 가진 실제 구조물이며, 그림 2(b)는 도면에 나타낸 위치에 정확하게 인서트를 갖는 구조물이다. 이 경우에는 그림 2와 같이 단순히 두 구조물의 인서트의 중심 좌표를 비교함으로써 구조물들이 효과적으로 결합이 가능한지를 판단할 수가 있다. 그러나 그림 3의 경우에 대해서는 단순히 인서트의 중심 좌표 오차만으로 결합이 가능한지를 판단할 수가 없다. 왜냐하면 그림 2와 같이 중심 좌표의 오차만을 비교할 경우에는 허용 공차를 맞출 수 없지만, 그림 3(c)와 같이 그림 3(a)를 이동시키거나 회전시키면 이를 맞출 수가 있기 때문이다. 즉 구조물의 두 방향의 병진과 한 방향의 회전을 고려하여 인서트의 중심 좌표의 오차가 최소가 되도록 구조물을 이동한 후 이를 비교하여야 한다. 이러한 과정은 순차적 이차 계획법에 의한 최적화 알고리즘을 사용하여 결정하게 된다.

2.2 최적화 과정

2.2.1 순차적 이차 계획법의 기본 이론

본 논문에서는 비선형 제약식을 갖는 최적화에 주로 사용되는 알고리즘인 순차적 이차 계획법(Sequential Quadratic Programming)을 이용하여 최적 위치를 구한다. 부등식 제약식을 갖는 최적화 문제의 일반적인 형태는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \text{Minimize } f(x) \\ & \text{subject to } g_j(x) \leq 0 \quad j=1, 2, \dots, m \end{aligned}$$

여기서 $f(x)$ 는 목적함수를, $g_j(x) \leq 0$ 은 제약식을, x 는 설계변수로 이루어진 벡터를, m 은 제약식의 개수를 나타낸다.

$$L(x, \lambda) = f(x) + \sum_{j=1}^m \lambda_j g_j(x)$$

이 문제는 라그랑지안(Lagrangian, L) 함수의 이차 근사에 기반한 이차계획법 부문제(Quadratic

Programming subproblem)의 형태로, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{Minimize } \frac{1}{2} d^T H_k d + \nabla f(x_k)^T d \\ & \text{subject to} \\ & \nabla g_j(x_k)^T d + g_j(x_k) = 0 \quad j=1, 2, \dots, m \\ & \nabla g_j(x_k)^T d + g_j(x_k) \leq 0 \quad j=m_e+1, \dots, m \end{aligned}$$

이는 다음과 같은 형태로 나타낼 수 있다.

$$x_{k+1} = x_k + \alpha_k d_k$$

이 때 α_k 는 스텝 크기를 d_k 는 탐색 방향을 나타내고 H_k 는 라그랑지안 함수의 헤이시안(Hessian) 행렬의 근사를 나타낸다. 이 값은 다음의 BFGS(Broyden, Fletcher, Goldfarb, and Shanno) 방법에 의해서 계산되어진다.

$$H_{k+1} = H_k + \frac{q_k q_k^T}{q_k^T s_k} - \frac{H_k^T H_k}{s_k^T H_k s_k}$$

$$s_k = x_{k+1} - x_k$$

$$\begin{aligned} q_k = \nabla f(x_{k+1}) + \sum_{j=1}^n \lambda_j \nabla g_j(x_{k+1}) \\ - \left(\nabla f(x_k) + \sum_{j=1}^n \lambda_j \nabla g_j(x_k) \right) \end{aligned}$$

이 때 $\lambda_j (j=1, \dots, m)$ 는 라그랑지안 승수의 근사이다.

2.2.2 최적화를 위한 기본 환경 설정

최적화를 진행하기 위해서는 기본적으로 설계 변수와 목적 함수가 필요하게 된다. 설계 변수는 최적화 알고리즘에 의해서 그 값이 정해지는 변수이고, 목적 함수는 최적화의 목적이 되는 부분으로 목적 함수의 설정을 어떻게 하느냐에 따라

서 이를 만족시키는 설계 변수의 값이 정해진다. 본 논문의 최적화 과정에서는 두 방향의 병진과 한 방향의 회전을 설계 변수로 두고, 인서트의 중심 좌표의 오차들의 합을 목적 함수로 두어서, 목적 함수의 값이 최소가 되는 설계 변수를 정하게 된다. 그림 3에 대해서 이를 적용해 보면 다음과 같다. 실제 측정된 구조체의 좌표들을 (x_i, y_i) 라 하고 도면에 표시된 좌표들을 (x_j, y_j) 라 한다면, 설계변수와 목적함수 그리고 제한조건은 다음과 같다.

설계 변수 : x_1, y_1, θ

목적함수 :

$$\sum_{i=1}^6 \alpha_i \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}, \quad i=j, \alpha_i=1$$

제한조건 :

$$x_i = x_1 + \sqrt{(x_i - x_1)^2 + (y_i - y_1)^2} \times \cos\left(\theta + \tan^{-1} \frac{y_i - y_1}{x_i - x_1}\right)$$

$$y_i = y_1 + \sqrt{(x_i - x_1)^2 + (y_i - y_1)^2} \times \sin\left(\theta + \tan^{-1} \frac{y_i - y_1}{x_i - x_1}\right) \quad i=2, 3, 4, 5, 6$$

(x_j, y_j) 는 도면에 표시된 좌표로부터 직접 구할 수가 있고, x_1, y_1, θ 는 설계 변수이며, $(x_i, y_i), i=2, 3, 4, 5, 6$ 는 위의 제한조건식으로부터 직접 구할 수가 있으므로 목적 함수 구성에 필요한 모든 값을 알 수 있다.

만약 최적화 과정 중 일부 인서트들의 중심 좌표의 오차가 크게 줄지 않는다면 그에 해당하는 α_i 를 값을 조정해 주면 좀더 나은 최적화 결과를 얻을 수 있다.

2.3 예제

그림 4는 다목적실용위성 2호 STM(Structure and Thermal Model)의 측면패널의 하나로 RDU(Remote Drive Unit)와 OBC(On-Board Computer)가 체결되도록 형상이 나타나 있다.

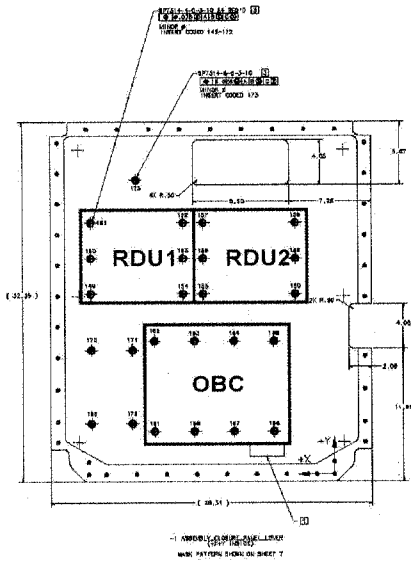


그림 4. 측면패널의 부분

표 1. RDU1의 측정좌표와 도면좌표

인서트 번호	RDU1의 측정좌표		RDU1의 도면좌표	
	X(inch)	Y(inch)	X(inch)	Y(inch)
149	-21.4103	16.2529	-21.418	16.246
150	-21.4099	19.4525	-21.418	19.446
151	-21.4093	22.6523	-21.418	22.646
152	-13.2887	22.6514	-13.298	22.646
153	-13.2924	19.4518	-13.298	19.446
154	-13.2924	16.2522	-13.298	16.246

표 2. RDU2의 측정좌표와 도면좌표

인서트 번호	RDU2의 측정좌표		RDU2의 도면좌표	
	X(inch)	Y(inch)	X(inch)	Y(inch)
155	-11.5281	16.2519	-11.536	16.246
156	-11.5285	19.4517	-11.536	19.446
157	-11.5275	22.6512	-11.536	22.646
158	-3.4087	22.6506	-3.416	22.646
159	-3.4105	19.4510	-3.416	19.446
160	-3.4094	16.2514	-3.416	16.246

표 3. OBC의 측정좌표와 도면좌표

인서트 번호	OBC의 측정좌표		OBC의 도면좌표	
	X(inch)	Y(inch)	X(inch)	Y(inch)
161	-15.8261	3.886	-15.8280	3.8820
162	-15.8261	12.0087	-15.8280	12.0020
163	-12.3150	12.0085	-12.3210	12.0020
164	-8.8104	12.0079	-8.8150	12.0020
165	-5.3046	12.0075	-5.3080	12.0020
166	-5.3047	3.8883	-5.3080	3.8820
167	-8.8093	3.8889	-8.8150	3.8820
168	-12.3144	3.8887	-12.3210	3.8820

표 4. 최적화 이후 X, Y, θ 방향으로 움직인 거리 및 각도

	X 방향 (inch)	Y 방향 (inch)	θ 방향 (deg)
RDU1	-0.0073	-0.0069	0.0075
RDU2	-0.0067	-0.0047	0.00049328
OBC	-0.0039	-0.0058	-0.00035993

표 5. 최적화 이전과 이후의 인서트 중심 좌표 거리

인서트 번호	최적화 이전				최적화 이후						
	RDU1 (inch)	인서트 번호	RDU2 (inch)	인서트 번호	OBC (inch)	인서트 번호	RDU1 (inch)	인서트 번호	RDU2 (inch)	인서트 번호	OBC (inch)
149	0.0206	155	0.0198	161	0.0088	149	0.0008	155	0.0034	161	0.0052
150	0.0208	156	0.0188	162	0.0140	150	0.0012	156	0.0024	162	0.0042
151	0.0214	157	0.0200	163	0.0176	151	0.0016	157	0.0036	163	0.0046
152	0.0216	158	0.0172	164	0.0150	152	0.0026	158	0.0010	164	0.0016
153	0.0162	159	0.0148	165	0.0130	153	0.0042	159	0.0026	165	0.0010
154	0.0168	160	0.0170	166	0.0142	154	0.0034	160	0.0016	166	0.0014
				167	0.0178					167	0.0042
				168	0.0188					168	0.0058

RDU1, RDU2, OBC가 결합될 부분의 도면에 나타난 중심 좌표와 실제 측정된 인서트의 중심 좌표는 표 1, 2, 3과 같다. 위의 세 경우에 대해서 각각 최적화 과정을 거치면 표 4와 같이 x, y, θ 방향으로 움직인 거리 및 각도와, 표 5와 같이 최적화 이전과 이후에 인서트 중심 좌표 거리를 구할 수 있다. 이 결과를 보면 최적화 이전에 비해서 인서트간의 거리가 많이 가까워졌음을 알 수 있다.

3. 결 론

지금까지 장비 장착을 위해 인서트가 장착된 구조물들이 도면 요구 조건을 만족하는지에 대해서 인서트의 중심 좌표의 오차를 이용하여 알아보았다. 이를 위해 최적화 알고리즘을 이용하여 오차가 최소가 되는 좌표를 구하여 비교하였으며, 개발된 프로그램은 향후 위성 장비 장착을 위한 인서트 제작 공차 해석에 유용하게 사용될 것이다.

참 고 문 헌

1. Mathworks, Optimization Toolbox.
2. Dimensioning and Tolerancing,
ANSI Y14.5M, 1982.