Technical Paper

Journal of Aerospace System Engineering
Vol.11, No.6, pp.68-75 (2017)

ISSN 1976-6300
EISSN 2508-7150
https://doi.org/10.20910/JASE.2017.11.6.68

우주산업용 볼트토크 계산법에 대한 비교 및 실험적 검증

서지환[1] · 김선원[1] · 김창호[1] · 전형열[1] · 정규[2] · 임재혁[2,†]

[1]한국항공우주연구원 위성기계팀

[2]전북대학교 기계공학과

Comparative Analysis of Bolt Torque Calculation Methods for Space Applications

Ji-Hwan Seo[1,†], Sun-Won Kim[1], Chang-Ho Kim[1], Hyuoung-Yoll Jun[1], Gyu Jeong[2], and Jae Hyuk Lim[2]

[1]Satellite Structure Department, Korea Aerospace Research Institute

[2]Department of Mechanical Engineering, Chonbuk National University

Abstract

In this study, the bolt torque calculation method for space industry was compared and verified experimentally. Currently, NASA, European Aerospace Agency, and US National Defense Standards are proposing standards for bolt torque estimation. However, these standards vary slightly and require a high level of comprehension. To address these challenges, we selected typical equations among the widely-used bolt torque calculation methodologies, and the predicted values were verified via clamping force test. In addition, we examined the changes in clamping force associated with handling and refastening.

초 록

본 연구에서는 우주산업용 볼트토크 계산법을 비교검토하고 실험적으로 검증한다. 현재 미국항공우주국, 유럽항공우주국, 미국국방규격 등에서는 고유의 볼트토크 산정을 위한 기준을 제안하고 있으나 이 기준들이 약간씩 달라 사용자의 높은 이해를 요구하고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 널리 쓰이는 볼트토크 계산식 중 대표적인 식들을 선정하고 볼트토크 예측값 비교 및 체결축력시험을 통해서 예측값을 검증하였다. 아울러 취급 및 재체결작업에 의한 체결축력의 변화도 살펴보았다.

Key Words : Bolt-Torque(볼트토크), Space Industry(우주산업), Satellite(인공위성), NASA(미국항공우주국), ESA(유럽항공우주국), DoD(미국국방부), Clamping force test(체결축력시험)

1. 서 론

우리나라의 인공위성사업은 1999년 12월 다목적실용위성 1호를 성공적으로 쏘아 올린 이후로 후속 실용급 인공위성인 다목적실용위성, 정지궤도복합위성 모두 수요자의 요구조건에 부응할 수 있도록 매우 엄격한 기준규격에 맞춰 개발되고 있다. 이러한 규격은 전체 위성시스템에서부터 구조체 결합에 사용되는 매우 작은 볼트까지 적용되어 개발되는 인공위성의 신뢰도를 높이게 된다. 특히 인공위성은 개발이후에 각종 기능시험 및 환경시험을 수행함에 따라 볼트의 빈번한 탈장착을 요구한다. 따라서 적절한 토크를 선정하여 과도한 토크로 인한 체결부위의 손상이나 낮은 토크로 인한 조립체결력 저하를 피하는 것이 매우 중요하다. 이를 위해 구조체결용 볼트의 토크를 산정할 때 결합부위의 강성, 볼트와 결합부위의 마찰계수, 볼트의 형상 등을 모두 고려해서 선정한다. 그러나 이러한 볼트토크 산정기준은 이를 제안한 부서마다 조금씩 다르게 정의되며, 이로 인해 볼트토크 산정 시 사용자가 이를 주의해서 설정해야 하는 번거로움이 있다. 본 연구에서는 이러한 문제를 해결하고자 우주 및 국방산업에

Received: Sep. 27, 2017 Revised: Nov. 20, 2017 Accepted: Nov. 21, 2017
† Corresponding Author
Tel: +82-63-270-2326, E-mail: jaehyuklim@jbnu.ac.kr
ⓒ The Society for Aerospace System Engineering

가장 널리 활용되고 있는 미국항공우주국(NASA), 유럽항공우주국(ESA), 미국국방부(DoD)가 사용하는 두 가지 볼트토크 계산식을 비교검토하고 체결축력시험을 통해 검증하였다. 또한, 단순 취급 및 탈장착에 의한 마찰력 및 체결력의 변화에 관해서도 살펴보았다.

이론식 및 검증시험

2.1 이론식

일반적으로 패스너(Fastener)의 종류에는 솔리드리벳(Solid rivet), 블라인드패스너(Blind fastener), 락볼트(Lockbolt), 나사산패스너(Threaded fastener) 등이 있다. 이는 장착부위의 요구 기능, 탈착성, 또는 재질의 강도, 무게, 표면처리 특성 등을 고려해서 결정된다. 이중 위성산업에서 가장 널리 사용되는 것은 나사산패스너이며, 대표적인 예로 볼트-너트, 볼트-너트플레이트를 이용한 체결이다. 볼트와 너트/너트플레이트를 이용하는 경우 두 물체사이에 적절한 압축 체결축력(Clamping force)을 가하기 위해 볼트에 토크를 가하게 된다. 이 때 상대적으로 볼트는 인장력을 받게 된다.

볼트에 작용하는 토크는 크게 세 가지로 나누어 질 수 있다. 첫째, 볼트머리부의 마찰(Bolt head friction)이며 볼트머리 밑단과 부재표면과의 마찰에 의해 생성된다. 둘째, 나사산의 마찰(Thread friction)이며 볼트와 너트 나사산의 마찰에 의해 생성된다. 셋째, 볼트의 축방향 인장하중(Bolt axial load)이다. 즉, 볼트에 가해지는 토크는 볼트머리부와 나사산의 마찰력을 극복하는 토크와 볼트 축하중을 발생시키는 토크의 합으로 볼 수 있다[1]. 볼트에 가해지는 토크는 볼트와 체결부위가 밀착되기 이전에는 토크가 작용하지 않으며 볼트와 체결부위가 접촉하기 시작하면서 일정 함수 관계로 증가하게 된다. 이 관계를 Fig. 1에 나타내었다[2]. 토크 값이 최대토크 이상이 되면 소성변형이 발생하게 되면서 볼트의 파손이 일어나게 된다. 위에서 언급했던 볼트에 작용하는 토크를 세부분으로 나누어 식으로 나타내게 되면 아래의 식 (1), (2), (3)과 같다. 식(1)은 볼트 나사산의 마찰력에 작용하는 토크(T_1)로 d_2는 볼트의 유효직경, μ_1은 볼트와 너트의 나사산 마찰계수, μ_2는 볼트머리부와 부재 표면의 마찰계수, F_B는

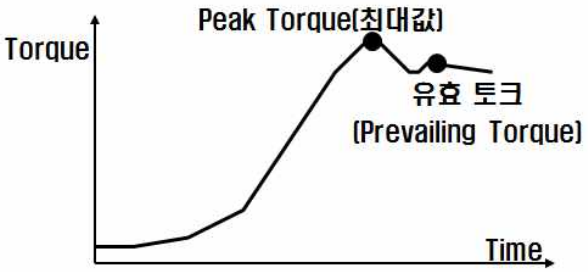

Fig. 1 Torque increment with time

볼트에 작용하는 체결력, θ는 나사산의 각도의 1/2로 보통나사의 국제규격은 30°로 일정하다.

$$T_1 = \frac{d_2}{2} \times \mu_1 F_N = \frac{d_2 \mu_1 F_B}{2\cos\theta} \quad F_N = \frac{F_B}{\cos\theta} \tag{1}$$

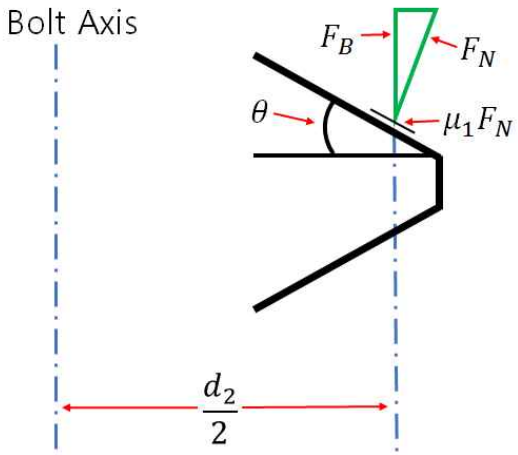

Fig. 2 Torque by thread friction[3]

식(2)는 볼트 머리부와 부재표면사이의 마찰력에 작용하는 토크(T_2)로 b는 볼트 머리의 지름이고 d는 볼트구멍(Clearance hole)의 직경이다[4]. 이 때 볼트구멍의 크기는 볼트와 볼트구멍과의 끼워맞춤 정도에 따라 달라지며, 꼭끼워맞춤(close fit), 중간끼워맞춤(medium fit), 느슨끼워맞춤(loose fit) 세 가지로 구분된다. 본 논문에서는 중간끼워맞춤을 기준으로 하여 이론값을 도출하였다[4].

$$T_2 = \frac{d+b}{4} \times \mu_2 F_B \tag{2}$$

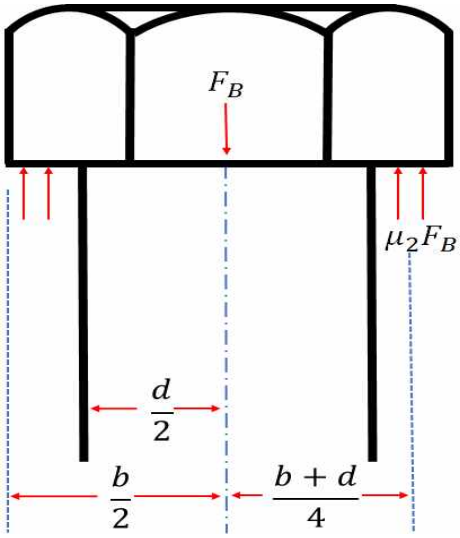

Fig. 3 Torque by under head friction[3]

식(3)은 볼트의 축하중에 작용하는 토크(T_3)로 볼트의 유효직경(d_2)과 피치(L)에 관한 함수이다.

$$T_3 = \frac{d_2}{2} \times F_B \tan\alpha = \frac{F_B L}{2\pi} \quad \tan\alpha = \frac{L}{\pi d_2} \tag{3}$$

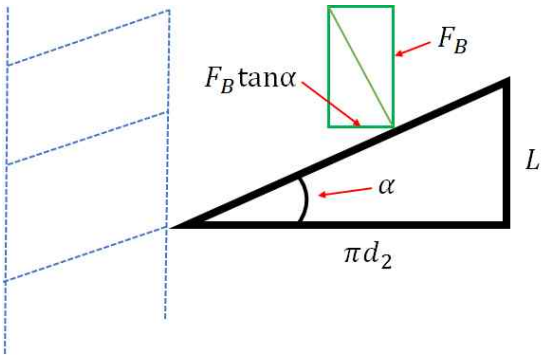

Fig. 4 Torque for bolt axial load[3]

볼트에 작용하는 토크 T는 T_1, T_2, T_3의 합으로 정리하게 되며 식(4)처럼 표현된다[5,6]. 볼트토크 결정을 위한 볼트형상치수는 ISO4762 형상규격에 맞춰 결정하고 예측을 위한 마찰계수, 토크계수는 축력시험을 통해 확보하였다. 만일 시험을 통한 확보가 불가능한 경우에는 Table 1, 2, 3과 같이 널리 쓰이는 마찰계수를 참조하여 사용할 수 있다. 통상 마찰계수는 볼트의 재질, 표면처리 및 윤활정도에 따라 달라진다[5,7].

우주산업에서 사용되는 볼트는 높은 체결력 확보를 위해 낮은 마찰계수를 요구하며, 그 요구조건은 통상 0.1 이하이다. 일반적인 항공산업에서 볼트체결을 수행할 때는 탈기(Outgassing) 등의 문제가 중요하지 않기 때문에 습식윤활을 많이 사용한다[11]. 그러나 인공위성 사업과 같은 우주산업에서는 이러한 윤활제에서 탈기가 발생하면 광학카메라 거울 면을 오염시켜, 취득한 영상의 선명도가 떨어지게 된다[12]. 따라서 인공위성 볼트의 경우, 표면에 고체윤활처리를 반드시 수행하는 것이 요구조건이다.

$$T = T_1 + T_2 + T_3 = \frac{d_2 \mu_1 F_B}{2\cos\theta} + \frac{(d+b)\mu_2 F_B}{4} + \frac{F_B L}{2\pi}$$

$$T = F_B[(0.159 \times L) + (0.577 \times d_2 \times \mu_1) + (\frac{d+b}{2} \times \frac{\mu_2}{2})] \tag{4}$$

ISO4762규격의 보통 나사일 경우, 식(4)를 간략화하면 볼트의 유효직경 d_2는 약 0.92d가 된다. 또한 볼트머리부나 너트부에 적절한 와셔가 사용되었을 때, 볼트머리의 직경 b는 약 $1.5d$가 되며 정리하면 식(5)처럼 간략화 되기도 한다[7].

$$T = F_B[(0.159 \times L) + d(0.531\mu_1 + 0.625\mu_2)] \tag{5}$$

이러한 볼트토크 계산식은 미국 국방부 규격 (Military Standard, MIL-STD), 유럽항공우주의 표준규격 ECCS (European Cooperation for Space Standardization)과도 일치한다.

Table 1 Thread friction coefficient[3]

Condition of the bolt head or nut		Condition of the part clamped by the bolt	
		Zinc plated	Self finish
Zinc plated finish	Un-Lubricated	0.16 to 0.22	0.12 to 0.20
	Lubricated	0.10 to 0.18	0.10 to 0.18
Self finish	Un-Lubricated	0.10 to 0.18	0.10 to 0.18
	Lubricated	0.10 to 0.18	0.10 to 0.18

Table 2 Under head friction coefficient[3]

External Threads		Internal threads	
		Zinc plated	Self finish
Zinc plated	Un-Lubricated	0.12 to 0.22	0.12 to 0.20
	Lubricated	0.10 to 0.18	0.10 to 0.18
Self finish	Un-Lubricated	0.12 to 0.18	0.10 to 0.16
	Lubricated	0.10 to 0.18	0.08 to 0.16

또 다른 이론식은 미국항공우주국에서 사용하는 규격이며(NASA-STD)[8], 전체 토크계수 K값을 이용한 식으로 식(6)처럼 정의되며, 식(4)에 비해 비교적 단순한다[3]. 여기서 F_B는 체결력이며, D는 볼트의 외직경이다. K값 또한 볼트와 부재의 재질과 윤활, 표면상태에 따라 달라지며 시험을 통해 얻거나 Table 3에 나타나 있듯이 조건에 따라 적절한 값을 사용할 수 있다.

$$T = K \times F_B \times D \quad (6)$$

Table 3 Torque Coefficient K[9]

	Un-Lubricated	Lubricated
Un-plated steel fastener	0.20	0.17
Zinc-plated fastener	0.17	0.15
Cadmium-plated fastener	0.15	0.12
Stainless steel fastener	0.30	0.20

2.2 체결축력시험

이론식의 검증을 위해 체결축력시험을 실시하였다. 시험에 사용된 볼트는 티타늄볼트(Ti-6Al-4V)로 독일의 요한마이어사(www.johann-maier.de)에서 제작되었으며, 토크대비 체결력을 증가시키기 위해 몰리코트(Molykote)로 고체윤활처리를 실시하였다. 이번 시험에 사용된 티타늄 볼트의 밀도는 4500kg/m^3 수준으로 일반적인 탄소강 밀도 7860kg/m^{3}의 57% 수준이지만, 강도가 비슷하다. 그러나 가공성이 떨어지고 가격이 비싸서 고가의 인공위성에 주로 사용된다. 볼트의 크기는 M5×60, M6×60, M8×60, M10×60 네 종류의 볼트를 각각 3개, 3개, 5개, 4개의 시편으로 시험하였다. 이 때 사용된 축력시험기는 Fig. 5에 나타나 있으며 이 시험기의 토크셀 용량은 200N·m, 로드셀 용량은 100kN이다. 시험은 한국산업기술시험원(www.ktl.re.kr)에 있는 체결축력시험기를 이용하였다. 시험방법은 KS B 0143(Method of tightening test for threaded fasteners)에 근거하여 수행하며, 한 번의 시험으로 동시에 나사산 마찰계수, 볼트머리 마찰계수, 토크계수 3가지를 동시에 측정한다[10]. 시험의 안전성 및 정확도를 높이기 위해 토크의 시험 속도는 3RPM으로 하였으며 각각의 볼트를 Table 4에 설정된 한계토크까지 가하였다. 이 때 사용된 한계토크는 유럽표준규격을 사용하여 토크 값을 산출하였다[5]. 특히, M5와 M6의 경우는 체결력에 큰 영향을 미치는 윤활효과가 단순한 접촉과 같은 취급에 의해 저감되는지를 확인하기 위해서 초기 제작된 볼트와 이소프로필알콜(Isopropyl alcohol, IPA)로 세척한 볼트의 축력변화를 측정하였다. 또한 볼트 탈장착에 의한 체결축력 변화를 살펴보기 위해서 볼트의 한계토크까지 토크를 가한 후 볼트를 풀었다가 다시 한계토크까지 토크를 가하면서 그 양상을 살펴보았다.

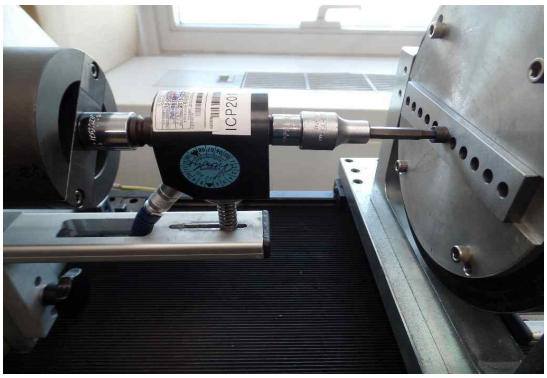

Fig. 5 Bolt Torque Measurement System in KTL

Table 4 Maximum torque of the bolt[5]

Bolt Size	M5	M6	M8	M10
Maximum Torque (Nm)	5.7	9.7	21.0	50.0

3. 시험 결과

3.1 토크계수와 마찰계수 측정 및 비교

축력시험기를 사용하여 한계토크까지 가했을 때 체결축력과 한계토크일 때 이론식을 이용한 체결축력을 Fig.6~Fig.9에 나타내었다. 시험결과로부터 나사산 마찰계수 μ_1, 볼트머리 마찰계수 μ_2 , 토크계수 K값을

최소자승법으로부터 계수를 구하고 평균값 처리하여 Table5에 나타내었다. 측정된 모든 마찰계수가 0.05~0.092 수준이며, MIL-HDMK-60[3]에 고체윤활처리한 티타늄의 마찰계수는0.10(±20%)값과 유사한 것으로 보아 적절히 측정되었음을 확인할 수 있다. Fig.6~9로부터 토크의 증가량에 따라 체결력이 증가하는 것으로 보아 μ_1와 μ_2 가 저감되는 것을 확인할 수 있다. 예측식 (4)와 (6)의 예측성능을 비교하기 위해서 식(4)를 변환하여 식(7)과 같이 유도하였으며, 등가토크계수 $K_{(2)}$를 정의하였다. 이를 토크계수 K와 직접 비교하였다.

$$T = F_B[(0.159 \times L) + (0.577 \times d_2 \times \mu_1) + (\frac{d+b}{2} \times \frac{\mu_2}{2})]$$

$$T = F_B D[(0.159 \times \frac{L}{D}) + (0.577 \times \frac{d_2}{D} \times \mu_1) + (\frac{d+b}{2D} \times \frac{\mu_2}{2})]$$

$$= F_B D K_{(2)} \quad (7)$$

$$K_{(2)} = [(0.159 \times \frac{L}{D}) + (0.577 \times \frac{d_2}{D} \times \mu_1) + (\frac{d+b}{2D} \times \frac{\mu_2}{2})] \quad (8)$$

Table 5에서 알 수 있다시피 상대오차 10% 이하로 그 값이 큰 차이가 없는 것을 확인할 수 있으며, NASA가 사용하는 예측식(6)이 ESA와 MIL의 예측식(4)와 비교하였을 때 같은 토크 대비 10% 낮은 축력을 예측한다고 할 수 있다.

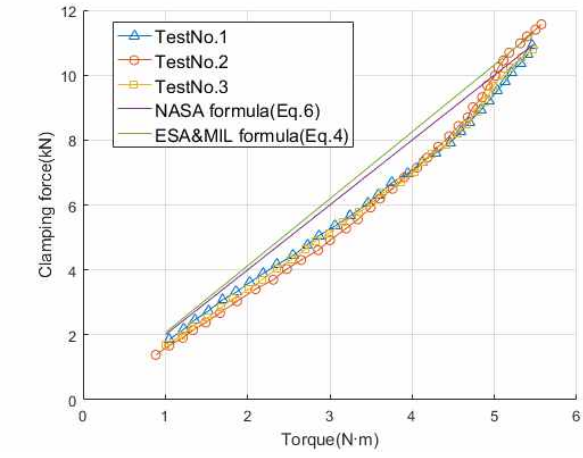

Fig. 6 Experimental value and theoretical value of clamping force of M5 bolt

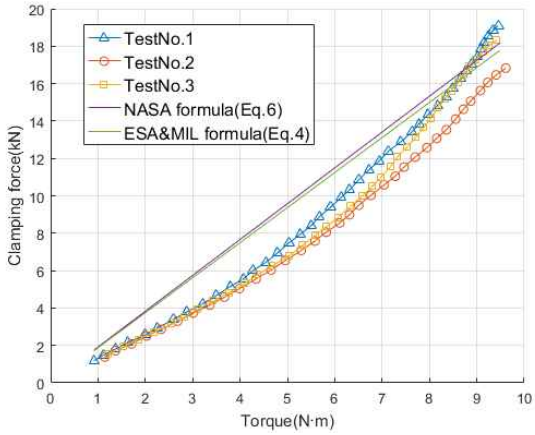

Fig. 7 Experimental value and theoretical value of clamping force of M6 bolt

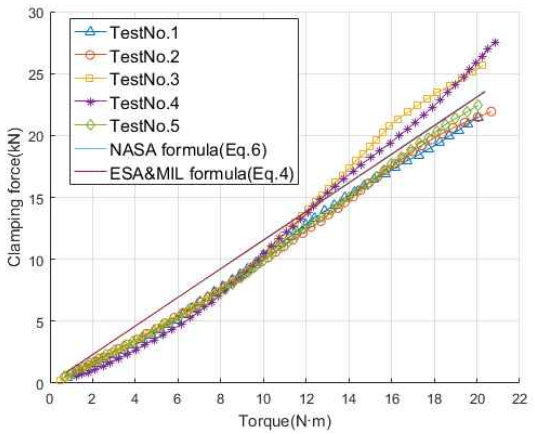

Fig. 8 Experimental value and theoretical value of clamping force of M8 bolt

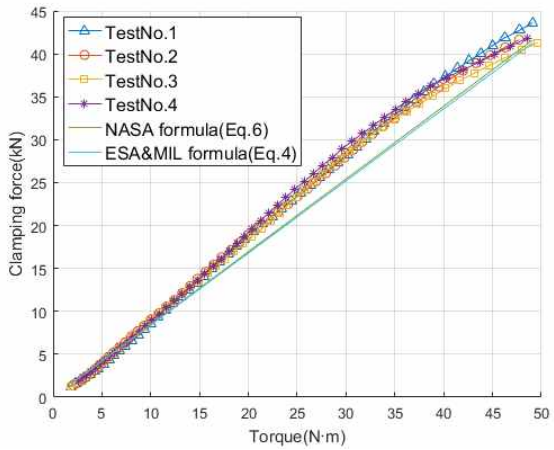

Fig. 9 Experimental value and theoretical value of clamping force of M10 bolt

Table 5 K and friction coefficient of the bolt

	M5	M5 (after cleaning)	M6	M6 (after cleaning)	M8	M10
K	0.100	0.100	0.087	0.087	0.108	0.118
μ_2	0.050	0.060	0.033	0.030	0.052	0.078
μ_1	0.073	0.067	0.077	0.070	0.092	0.078
$K_{(2)}$	0.091	0.092	0.088	0.082	0.102	0.108
Error (%)	-9.0	-8.0	1.1	-5.0	-5.6	-8.5

3.2. 취급에 의한 윤활성능 저하 검토

위성용 볼트에는 체결력 증가를 위해 고체윤활제의 사용이 필수적이나, 사용 중에 취급에 의한 접촉에 의해 윤활성능이 저하될 수 있다. 이번 시험에서는 윤활성능 저하에 관해 검토하였다. Fig.10과 Fig.11에 M5, M6볼트의 처음 제작된 상태의 볼트를 IPA로 세척하여 취급에 의한 윤활효과저하여부를 축력시험을 통해 측정하였다. 그래프에서도 알 수 있다시피 결과의 차이는 거의 없는 것으로 나타났다. Table 5에 나타나있듯이 나사산 부의 마찰계수 μ_1는 약 8~9% 감소하였으며, 토크계수 K의 변화는 없고, $K_{(2)}$의 변화는 7% 미만으로 확인하였다. 이로 인해 사용 중에 피할 수 없는 단순한 접촉에 의한 마찰계수의 저하는 미미한 것으로 추정할 수 있다.

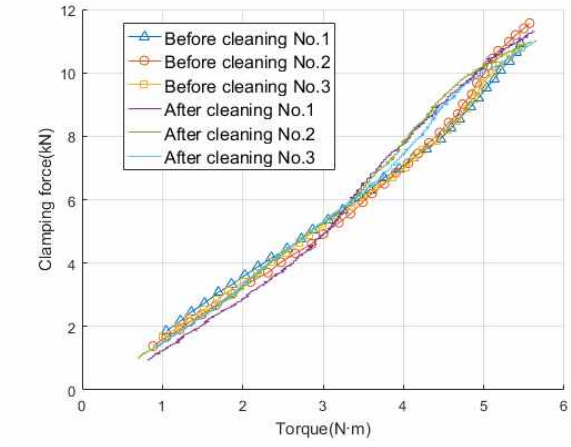

Fig. 10 Experimental value and theoretical value of clamping force of M5 bolt after cleaning

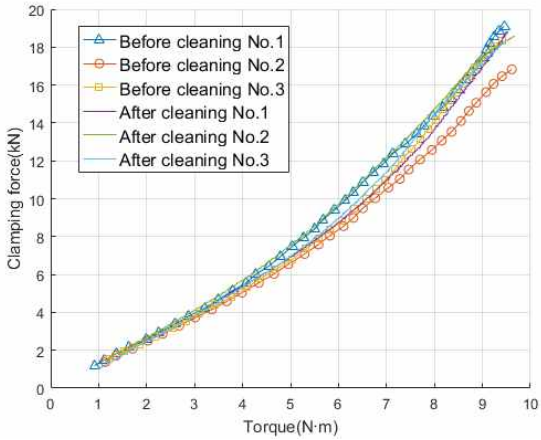

Fig. 11 Experimental value and theoretical value of clamping force of M6 bolt after cleaning

3.3 재체결에 의한 윤활성능 저하 검토

볼트는 장착부위의 특성이나 기능에 따라 영구 장착되는 경우가 있고 탈장착이 요구되는 부위가 있다. 이에 따라 볼트를 체결한 후 분해했다가 다시 체결한 후에도 같은 체결력이 적용 되는지 확인할 필요성이 있다. 따라서 이번 시험에서 M8,과 M10볼트를 한계토크까지 적용했다가 풀어준 뒤 다시 한계토크까지 적용해 보았다. 이에 대한 결과를 Fig. 12~Fig. 13에 나타냈으며 그래프에서 알 수 있다시피 재체결했을 때 한계토크에서의 체결력이 M8은 약 8~10kN, M10은 13~15kN로 약 30~40% 감소 한 것을 알 수 있다. 이 때 나타난 축력 F_B, K, 마찰계수 값들을 Table 6에 나타내었다. 이 값들을 비교해 보면 K와 마찰계수 값들이 첫 번째 체결에 비해 150~250% 증가한 것을 확인할 수 있다. 이는 마찰력으로 소비되는 토크 값이 기존 값보다 더 커져서 축력으로 작용 되는 값이 작아진 것을 의미한다. 즉, 볼트는 한계토크까지 사용한 경우에는 볼트의 마찰계수가 증가했기 때문에 이를 교체하는 것이 필요함을 의미한다. 혹시라도 볼트교체가 불가능한 경우에는 이 시험을 통해 확보된 마찰계수 및 토크계수를 이용하여 적정토크를 재계산할 수 있다.

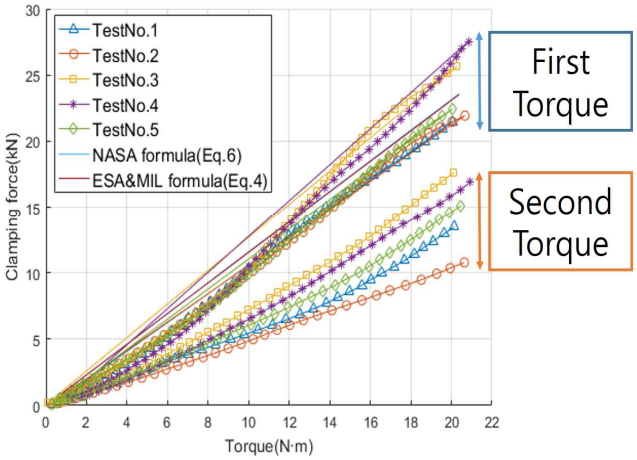

Fig. 12 Clamping force of M8 bolt for first torque and second torque

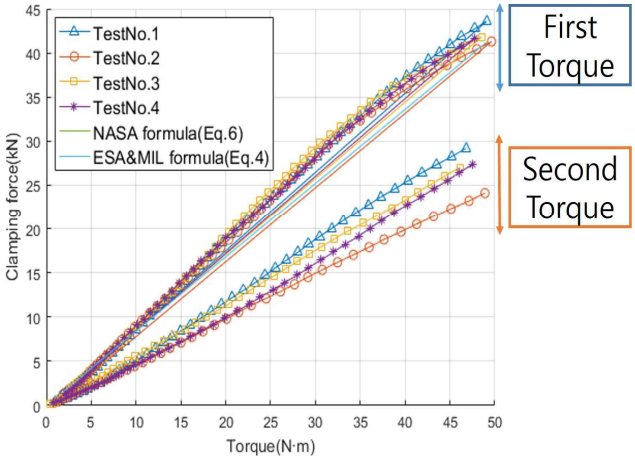

Fig. 13 Clamping force of M10 bolt for first torque and second torque

Table 6 K and friction coefficient of M8 and M10 bolt

(a) M8

No.	1회				2회			
	축력(kN)	K	μ_2	μ_1	축력(kN)	K	μ_2	μ_1
1	22.4	0.12	0.06	0.11	14.5	0.18	0.09	0.19
2	22.2	0.12	0.06	0.10	11.0	0.24	0.11	0.27
3	26.4	0.10	0.05	0.07	18.8	0.14	0.06	0.14
4	27.8	0.09	0.05	0.07	17.0	0.15	0.07	0.16
5	23.4	0.11	0.04	0.11	15.6	0.17	0.07	0.19

(b) M10

No.	1회				2회			
	축력(kN)	K	μ_2	μ_1	축력(kN)	K	μ_2	μ_1
1	44.2	0.11	0.08	0.07	30.9	0.16	0.11	0.13
2	41.5	0.12	0.07	0.09	24.7	0.20	0.12	0.19
3	42.6	0.12	0.08	0.07	29.0	0.17	0.10	0.16
4	43.1	0.12	0.08	0.08	28.9	0.17	0.10	0.16

4. 결 론

본 논문에서는 우주산업용 구조체 체결에 널리 쓰이는 볼트의 토크산정기준에 대한 비교 및 축력시험을 검증을 수행하였다. 또한 취급에 의한 윤활성능 변화와 볼트를 재체결 했을 때의 체결력의 변화에 관해 살펴보았다. 토크계수 K값과 나사산의 마찰계수 μ_1, 볼트머리부의 마찰계수 μ_2 를 각각 축력 시험을 통하여 측정하였다. 가장 널리 사용되는 2가지 볼트토크 계산식의 상관관계를 알아보기 위하여 마찰계수에 대한 등가 토크계수 $K_{(2)}$값을 계산하였고 시험을 통해 직접 측정한 K값과 비교해 보았다. 그 결과 최대 10% 오차범위 내에서 잘 일치하는 것을 확인하였고, 이를 통해 2가지 볼트토크 계산식이 서로 유사함을 확인하였다. 또한, 실제 사용 전에 단순 취급 및 재체결 등에 의해 마찰계수의 변화가 있을 수 있으며, 이를 시험적으로 검증하였다. 단순 취급상황에 대한 검증으로 IPA로 세척하여 접촉에 의한 윤활효과 저하여부를 축력시

험을 통해 알아본 결과, 나사산 부의 마찰계수가 약 8~9% 감소하였지만 전체 토크계수 K에 끼치는 영향은 매우 미미한 것으로 확인하였다. 즉 이를 통해 볼트를 취급할 때 발생하는 단순 접촉으로 인한 토크계수의 감소는 거의 없는 것으로 추정할 수 있다.

위성조립 및 시험 시 발생하는 재장착 환경에 대한 검증으로 볼트를 한계토크까지 작용시킨 후 분해한 다음 다시 한계토크까지 작용하였다. 그 결과 한계토크가 약 30~40% 체결력이 감소한 것으로 나타났다. 이는 볼트를 다시 체결했을 때 같은 토크를 가하더라도 원하는 체결력이 작용되지 않음을 의미한다. 즉, 특별한 경우를 제외하고 1회라도 탈착해서 재체결하는 경우에는 볼트를 교체해야 함을 의미한다.

후 기

이 성과는 2017년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (No. 2017R1C1B5018084),

References

[1] Q.zou et al., Contact mechanics approach to determine effective radius in bolted joints, Transactions of the ASME, 2005.

[2] Ralph S. Shoberg, Method and apparatus for auditing a tension load in the threaded fastener, U.S. Patent, US6782594B2, 2001.

[3] Military Handbook, MIL-HDBK-60

[4] ISO-273-1973 Clearance hole information, Metric Bolts and screws

[5] Space engineering Threaded fasteners handbook, ECSS-E-HB-32-23A

[6] AA. Benhamena, A. Talhab, N. Benseddiq, A. Amrouche, G. Mesmacque, M. Benguediab, “Effect of clamping force on fretting fatigue behaviour of bolted assemblies: Case of couple steel-uminium”, Materials Science and Engineering A 527, 2010 6413 -21.

[7] ISO-4762 Hexagon socket head cap screws

[8] NASA technical standard, NASA-STD-5020

[9] Dave Hageman, “How does lubrication affect fastenter torque and resultant tension”, PUMP＆SYSTEM, 2013.

[10] KS B 0143 Method of tightening test for threaded fasteners

[11] G. S. Do, J. S. So, J. H. Kang, H. J. Kim, D. H. Park, J. S. Oh, H. J. Moon, “An analysis on the structural safety of supersonic rocket preliminary model using fluid-structure interaction”, *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol 2, No. 2, pp 35 - 41, 2008.

[12] I. Y. Kim, J. W. Kwon, S. M. Moon, B. S. Seok, “Product assurance for the payload of the satellite system”, *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol 11, No. 2, pp 30 - 34, 2017.