

항공기 플랩 제어를 위한 선형 구동기의 구조 안전성 평가

김동협¹, 김상우^{1,2,†}

¹국립한경대학교 기계공학과

²국립한경대학교 기계융합기술연구소

Evaluation of Structural Safety of Linear Actuator for Flap Control of Aircraft

Dong-Hyeop Kim¹, Sang-Woo Kim^{1,2,†}

¹Department of Mechanical Engineering, Hankyong National University

²Institute of Machine Convergence Technology, Hankyong National University

Abstract

The objective of this study was to evaluate the structural safety of the basic design for the linear actuator for the flap control of aircrafts. The kinetic behavior of the linear actuator was determined using the multi-body dynamics (MBD) analysis, and the contact force was calculated to be used as input data for the structural analysis based on the finite element analysis. In the structural analysis, the thermal and static behaviors of the linear actuator satisfying the designed velocity were examined, and the structural safety of the linear actuator evaluated. Moreover, the dynamic behaviors of the key components of the linear actuator were investigated by the modal analysis. The actuation rod linearly moved with about 5 mm/s when the motor operated at 225 rpm and the maximum contact force of 32.83 N occurred between two driving gears. Meanwhile, the structural analysis revealed that the maximum thermal and static stresses were 1.57% and 78% of the yield strength of steel, respectively, and they were in a safe range of the structure. In addition, the linear actuator for the basic design is stable to the resonance by avoiding the natural frequencies of the components.

초 록

본 연구에서는 항공기 플랩 제어를 위한 선형 구동기의 기본 설계에 대한 구조 안전성을 평가하였다. 다물체 동역학 분석을 통해 선형 구동기의 기계적 운동을 이해하였고, 접촉 하중을 산출하여 유한요소해석 기반의 구조 분석에 적용하였다. 구조 분석에서는 선형 구동기의 설계 속도 조건에 대한 열, 정적 거동을 검토하였고, 구조적 안전성을 평가하였다. 또한 모드 해석을 수행하여 동적 거동을 분석하였다. 분석 결과, 모터가 225 rpm으로 작동 시 구동 로드는 약 5 mm/s로 병진 운동하였고, 기어 간 최대 32.83 N의 접촉 하중이 발생하였다. 한편, 최대 열 응력과 정 응력은 철의 항복강도의 약 1.57%, 78%로 발생하였고, 각 부품은 서로의 공진 주파수를 회피하였다. 따라서 제안된 선형 구동기의 기본설계는 구조적으로 안전하며, 공진에 대해 안정적임을 밝혔다.

Key Words : Linear Actuator(선형 구동기), Multi-body Dynamics (다물체 동역학), Static Structural Analysis(정적 분석), Modal Analysis(모드 해석), Thermal Structural Analysis(열 분석)

1. 서 론

항공기 날개의 플랩(flap)은 이착륙 시 항공기의 양력을 증가시키고 속도를 감속시키는 고양력장치로서 비행 중 자세제어를 보조한다[1]. 이때 항공기 날개의

플랩 제어를 위해 고회력의 구동기(actuator)가 사용되고, 구동 전달 체계가 단순한 선형 구동기(linear actuator)가 주로 적용된다[2-3]. 항공기의 운용 중 플랩이 제어성을 상실할 경우, 조종사는 동체의 양력과 항력에 적절하게 대처할 수 없으며, 심할 경우 조종성을 잃게 되어 동체 추락과 동시에 심각한 인명사고를 유발할 수 있다. 따라서 플랩 제어를 위한 선형 구동기는 항공기가 이착륙 시 발생하는 다양한 운용 환경에 대한 열(thermal), 정(static), 동(dynamic) 하중을 견디면서 안정적인 플랩 제어를 수행해야 한다.

Received: Jun. 01, 2019 Revised: Jul. 31, 2019 Accepted: Aug. 02, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-31-670-5113, E-mail: swkim@hknu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

이에 따라 항공기 날개의 플랩 제어용 선형 구동기는 항공기의 성능 및 조종성과 연관되는 핵심 부품으로 분류된다. 따라서 초기 설계 단계에서부터 구조해석을 통해 선형 구동기의 구조 안전성과 신뢰성을 반드시 확보해야 한다[4]. 이에 따라 항공우주분야에 사용되는 다양한 구동기에 대한 구조 안전성 분석이 수행되었다[1, 4-7].

본 연구에서는 현재 개발 중인 General aviation(GA)급 항공기의 플랩 제어용 선형 구동기에 대한 기본 설계 모델을 대상으로 열, 정적, 동적 거동을 검토하고, 구조 안전성과 안정성을 밝히고자 하였다. 첫 단계로 다물체 동역학(multi-body dynamics, MBD) 분석을 통해 축 하중이 가해지는 선형 구동기의 기계적 운동을 이해하고, 이를 통해 구조 분석에 사용될 입력 데이터(input data; 접촉 하중)를 도출하고자 하였다. 두 번째 단계로 도출된 입력 데이터를 유한요소분석(finite elements analysis)에 기반한 구조해석에 적용하여 선형 구동기의 핵심 부품에 대한 열, 정적 거동을 분석하고 안전도를 평가하고자 하였다. 끝으로 동적 거동분석 기법의 하나인 모드 해석(modal analysis)을 통해 부품의 공진 주파수를 분석하여 동 안정성을 확인하였다.

2. 구조해석

2.1 다물체 동역학 분석

다물체 동역학 분석에 사용되는 선형 구동기 조립체의 기본 설계는 Fig. 1과 같다. 핵심 부품은 BLDC 모터(brushless DC motor), 기어헤드, 기어1, 기어2, 스크류, 그리고 구동 로드로 구성된다. Figure 1(a)는 이들로 구성된 선형 구동기 조립체의 전체 형상을 보여준다. 본 연구에서는 효율적인 분석을 위해 Fig. 1(b)와 같이 선형 구동기의 핵심 부품에 대하여 운동 분석을 실시하였다. 또한 동역학 분석에 사용된 모든 부품을 강체(rigid body)로 가정하였다.

BLDC 모터는 공간상에 고정(fix) 되었고, 기어1과 기어헤드, 기어2와 스크류는 각각 Tie 조건을 적용하여 서로 구속시켰다. 이때 기어헤드와 스크류에는 x축 회전(revolute) 자유도를, 구동 로드에는 x축 병진(translate) 자유도를 각각 부여하였다. 또한 기어 사이의 접촉 하중을 산출하기 위해 기어1과 2사이에는 Solid 접촉 조건을 적용하였다.

한편 선형 구동기의 설계 속도 조건(구동 로드의 선속도= 5 mm/s)에서의 기어 간 접촉 하중을 도출하고자 이에 상응하는 모터의 분당 회전수(rpm)를 도출하였다.

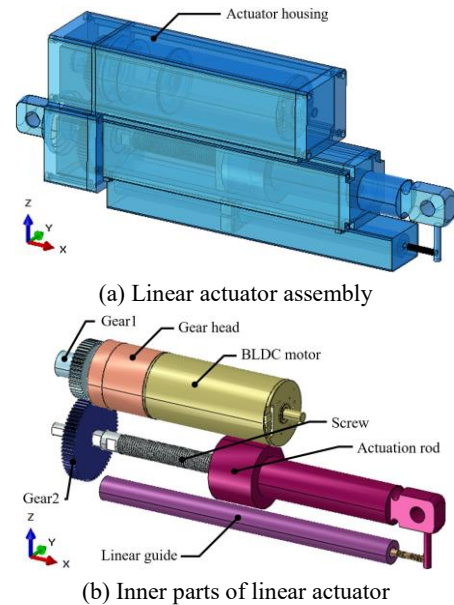


Fig. 1 Configuration of linear actuator

본 연구에서는 기어헤드와 구동 로드 사이에 Coupler 조건을 적용하여 모터의 각속도를 구동 로드의 선속도로 환산하였다. 이때 Coupler 방정식은 Eq. 1과 같다.

$$k_1 \times u_1 + k_2 \times u_2 = 0 \tag{1}$$

여기서 k_1 과 k_2 는 각각 기어헤드와 구동 로드의 척도인자이며, u_1 와 u_2 는 각각 기어헤드와 구동 로드의 속도이다. 본 해석에서 스크류의 피치(pitch)를 2 mm로 가정하였다. 따라서 $k_1 = 1$ 로 가정하면 $u_1 = 2\pi$ rad/s이고 $u_2 = 2$ mm/s이므로 $k_2 = -3.14$ 이다.

한편 본 해석에서는 Fig. 1(b)의 구동 로드의 +x 방향으로 작용하는 선형 구동기의 요구 정적 축 하중(320 kgf)을 고려하였다. 이때 구동 로드와 스크류의 나사산 사이의 접촉을 고려할 경우 상당한 계산 시간이 소요된다. 따라서 축 하중을 구동 로드와 직접 가하지 않고 나사를 조이기 위해 필요한 토크를 계산하였고, 계산된 토크를 스크류에 직접 적용하였다. 이때 요구 토크(T)는 Eq. 2와 같이 계산된다.

$$T = \frac{d_2}{2} Q \frac{p + \mu \pi d_2}{\pi d_2 - \mu p} \tag{2}$$

여기서 d_2 는 나사의 유효지름, Q는 축 하중, p는 피치, μ 는 마찰계수이다. 이때 일반적인 보통나사(M16)의 규격을 적용하였다. M16의 상세한 수치와 나사에 작용하는 축 하중을 Table 1에 제시하였다.

Table 1 Standards of M16 screw and an axial load on the screw

Standards and load	Values	Units
Effective diameter(d_2)	14.7	mm
Pitch(p)	2	mm
Coefficient of friction(μ)	0	-
Axial load(Q)	3,139.2	N

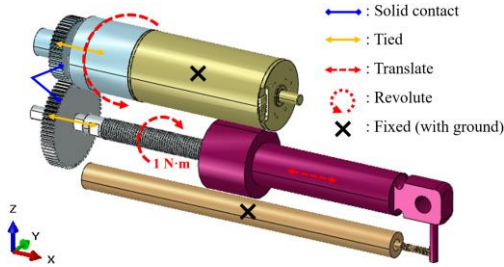


Fig. 2 Load and boundary conditions used in the multi-body dynamics

따라서 토크는 약 1,000 N·mm로 산출되었으며, 이를 스크류에 적용하였다. Figure 2는 운동 분석에 적용된 하중 및 경계 조건을 시각적으로 보여준다.

다물체 동역학 기반의 기계적 운동 분석은 5 s 동안 실시되었다. 모터의 rpm에 따른 구동 로드의 선속도를 도출하였으며, 선형 구동기의 요구 선속도(= 5 mm/s)에서 기어1과 기어2 사이의 접촉 하중을 산출하였다.

2.2 열, 정적, 동적 거동 분석

선형 구동기가 운용될 때 모터에서는 상당한 열이 발생한다. 본 연구에서는 모터에서 발생하는 열에 따른 선형 구동기의 구조적 거동을 기어1에 대해 분석하였다. 기어1을 제외한 부품에 대해서는 모터에서 발생하는 열의 영향이 미미하므로 분석을 생략하였다. 또한 구동 로드에게 가해지는 축 하중(320 kgf)과 동역학 분석을 통해 산출된 기어 간 접촉 하중을 고려하여 각 부품에 대한 정적 거동을 분석하였다. 끝으로 모드 해석을 통해 핵심 부품의 공진 주파수와 모드 형상을 도출하였다. Table 2는 각 부품에 대해 수행된 분석 시나리오를 보여준다.

Table 2 Analysis scenario for the key components of linear actuator

Components	Thermal	Static	Dynamic
Gear head	O	X	O
Gear1	O	O	O
Gear2	X	O	O
Screw	X	O	O
Actuation rod	X	O	O

Table 3 The number of elements and nodes in finite element analysis

Components	Elements	Nodes
Gear head	61,232	11,653
Gear1	269,682	54,520
Gear2	83,995	54,340
Screw	38,041	61,495
Actuation rod	31,121	50,735

2.2.1 모델링

Figure 3은 각 부품의 형상과 요소(element)를 보여준다. 기어 1과 기어헤드에 대한 열 거동 분석에서는 4 절점 선형 열전달 사면체(DC3D4; A 4-node linear heat transfer tetrahedron) 요소가 적용되었으며, 정해석과 모드 해석에서는 각 부품에 4 절점 선형 사면체(C3D4; A 4-node linear tetrahedron) 요소를 적용하였다. Table 3은 각 부품의 요소와 절점의 수를 보여준다. 한편 일반적인 철(Steel)의 물성을 각 부품에 적용하였으며, 열과 기계적 물성을 Table 4에 나타내었다[8].

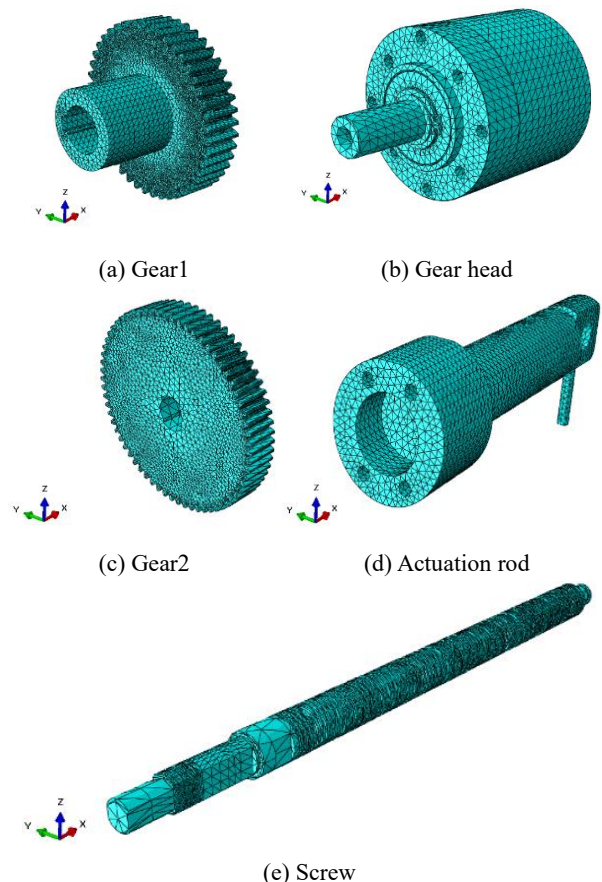


Fig. 3 Geometries and elements of components of linear actuator

Table 4 Thermal and mechanical properties of steel

Properties	Values	Units
Thermal conductivity	50.2	W/m·K
Specific heat	452.0	J/kg·K
Elastic modulus	207.0	GPa
Poisson's ratio	0.3	mm/mm
Density	7,600	kg/m ³
Yield strength	370	MPa
Strain at yield point	0.0044	mm/mm

2.2.2 하중과 경계 조건

Figure 4는 열과 정적 거동 분석에 대한 온도, 하중, 그리고 경계 조건을 보여주며, Fig. 5는 모드 분석에 대한 경계 조건을 보여준다. Figure 4(a)에 나타난 바와 같이 기어1과 기어헤드 사이의 열 전달을 분석하기 위해 참고문헌 [9-10]의 온도 데이터를 차용하였다. BLDC 모터 권선 끝에서 발생하는 온도 조건(51 °C)을 기어헤드의 표면에 적용하였으며, 기어1의 표면에는 상온 조건(25 °C)을 적용하였다. 또한 기어1과 기어헤드의 접촉면에 Tie 조건을 적용하였다. 한편 Fig. 4(b)에 나타난 바와 같이 기어2와 스크류의 접촉면에 Tie 조건을 적용하였다. 이때 스크류에 320 kgf (=3,139.2 N)의 축 하중을 가하였으며, 운동 분석에서 산출된 하

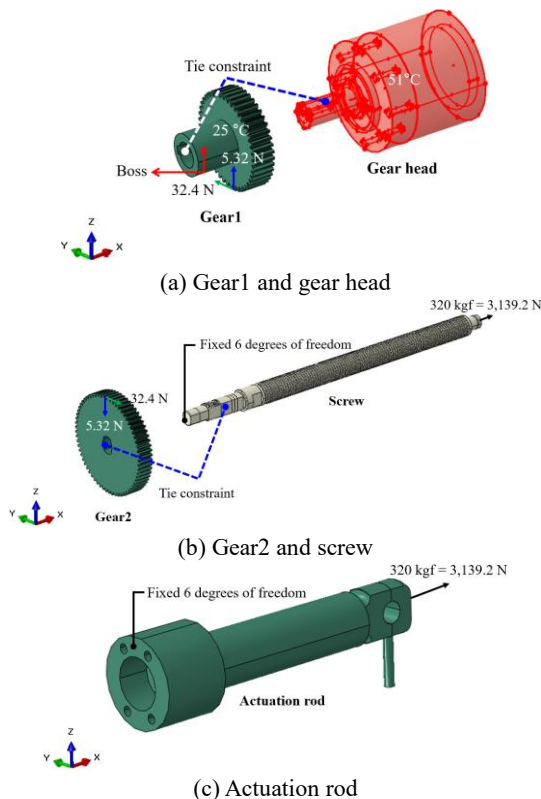


Fig. 4 Analysis conditions of thermal and static structural analyses

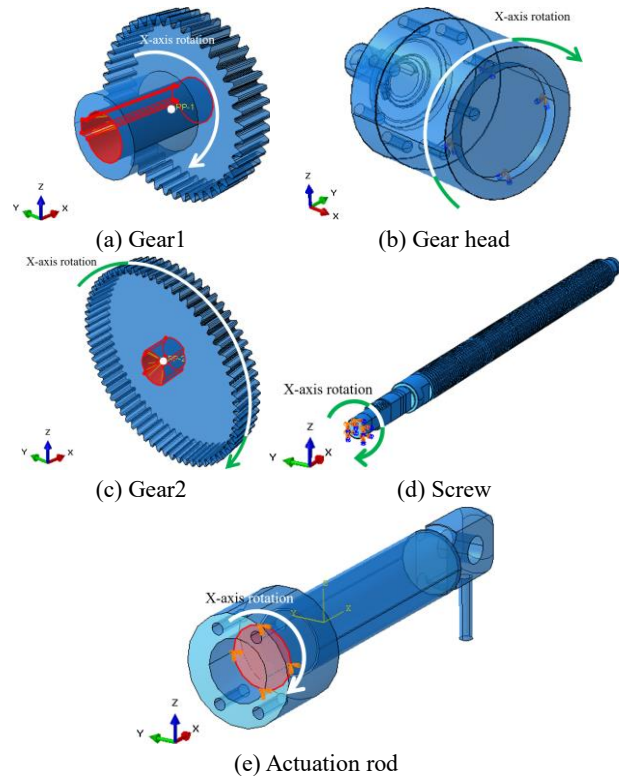


Fig. 5 Boundary conditions in modal analysis

중을 기어2의 상부에 적용하였다. 또한 스크류에서 하중이 가해지는 반대면에 6자유도 구속 조건을 적용하였다. 구동 로드 대해서 Fig. 4(c)에 나타난 바와 같이, x축 방향으로 320 kgf의 축 하중을 가하였고 반대면에 6자유도 구속 조건을 적용하였다.

모드 해석에서는 Fig. 5(a)에 나타난 바와 같이 기어1의 중심에 Reference point (RP)를 지정하였다. 내부 표면과 RP에 Coupling 구속 조건을 적용하였고, RP에 x축 회전을 제외한 5 자유도 구속 조건을 적용하였다. 기어헤드의 경우, Fig. 5(b)와 같이 BLDC 모터와의 접촉면에 x축 회전 자유도를 제외한 5자유도 구속 조건을 적용하였다. 기어2의 경우, Fig. 5(c)에 나타난 바와 같이 기어2의 중심에 RP를 지정하였다. 내부 표면과 RP를 Coupling 조건으로 구속시켰고, x축 회전을 제외한 5 자유도 구속을 RP에 적용하였다. Fig. 5(d)에 제시된 바와 같이 하중이 가해지지 않는 스크류 면에 기어2와 동일한 자유도 조건을 적용하였고, 구동 로드의 경우, Fig. 5(e)에 제시된 바와 같이 스크류와 동일한 자유도 구속조건을 구동 로드의 내부 표면에 적용하였다.

위와 같이 적용된 하중과 경계조건을 바탕으로 열, 정적 거동에 대한 정상상태 분석과 모드 해석을 수행하였고, 분석 프로그램으로 ABAQUS/Standard를 사용하였다.

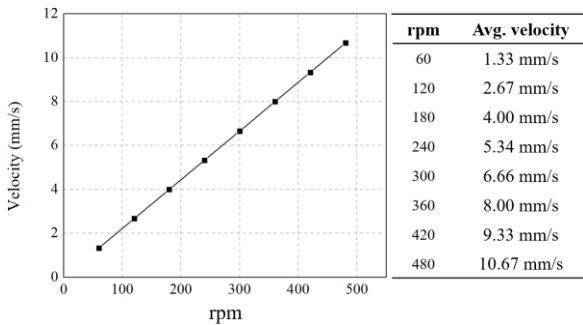


Fig. 6 Averaged velocities of linear actuator according to rpm

3. 분석 결과

3.1 다물체 동역학 분석

Figure 6은 모터의 rpm에 따른 구동 로드의 선속도를 보여준다. 모터의 rpm과 구동 로드의 평균 선속도는 선형적이며, 이를 통해 모터 축이 225 rpm으로 회전할 때 구동 로드는 약 5 mm/s의 선속도로 운동함을 예측하였으며, 이는 본 연구에서 선형 구동기의 선속도에 대한 정량적 요구조건이다.

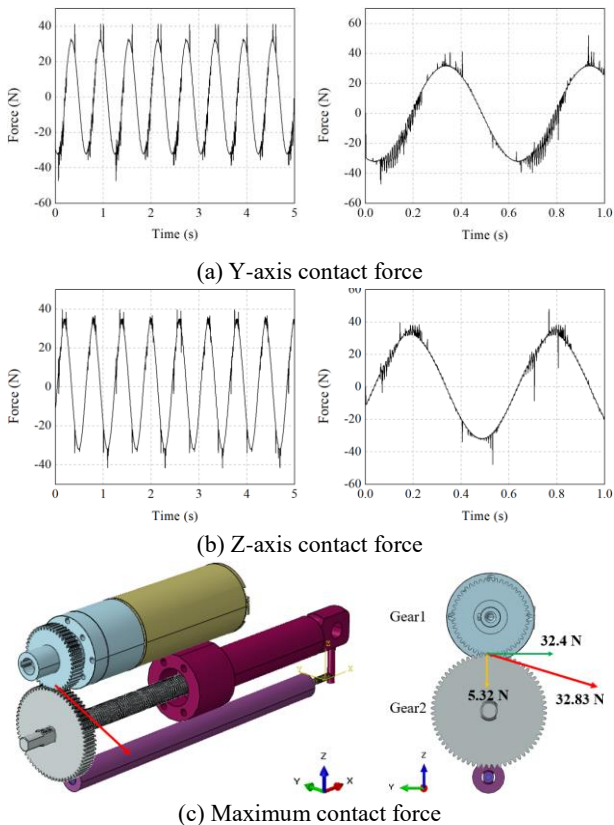


Fig. 7 Contact forces between gear1 and gear2 한편 선형 구동기의 정적 거동 분석의 입력 데이터

(하중 벡터)를 도출하기 위해 모터가 225 rpm으로 회전(선형 구동기의 정량적 요구조건) 시 기어1과 기어2 사이의 최대 접촉 하중을 산출하였으며, 이를 Fig. 7에 나타내었다. Figure 7(c)에 나타난 바와 같이 두 기어의 접촉면에서 최대 32.83 N이 산출되었다. 이때 Fig. 7(a)와 Fig. 7(b)에 나타난 바와 같이 y축과 z축 방향으로 각각 32.4 N과 5.32 N의 접촉 하중이 발생하였으며, 최대 합력은 기어1과 기어2의 접촉면의 수직 방향으로 작용하였다. 따라서 이를 정적 거동 분석의 입력 데이터로 활용하였다.

3.2 열 하중에 대한 거동

Figure 8은 열전달 분석으로부터 도출된 기어1의 온도 분포(NT; nodal temperature), 열응력 분포(S, Mises), 변형량(U) 및 진변형률(LE; logarithmic strain) 분포를 보여준다. Figure 8(a)에 보이는 바와 같이 기어헤드와 접촉하는 표면의 온도는 최대 51 °C 까지 상승하였지만, 접촉 표면에서 멀어질수록 온도는 상온(25 °C)에 가까웠다. 또한 Fig. 8(b)에 나타난 바와 같이 기어1에 가해진 열응력은 최대 약 5.8 MPa이며, 이는 철의 항복 강도인 370 MPa의 약 1.57%이다.

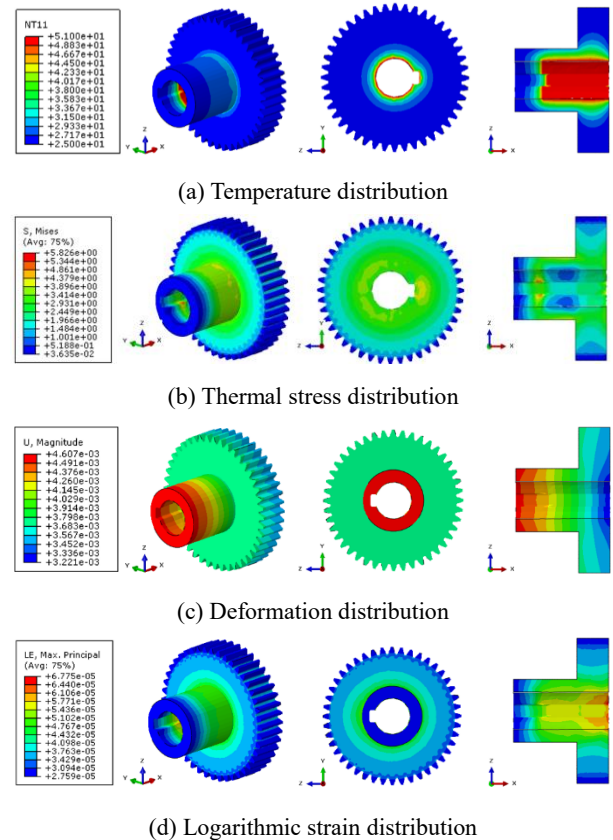


Fig. 8 Results of heat transfer simulation for gear1 한편 열응력에 의한 기어의 보스(boss)와 이(tooth)

의 최대 변형량은 각각 4.607 μm , 3.7 μm 이고, 최대 진변형률은 기어헤드와 접촉하는 영역에서 약 6.8×10^{-5} 으로 관찰되었다. 이때 기어의 이의 최대 변형량은 선형 구동기의 요구 제어 정밀도 200 μm (MPC社 선형 구동기 제원)에 상응하는 기어의 회전 방향 변형량인 1.1 mm에 못 미치며, 진변형률 또한 소재의 항복점 변형률에 미치지 못한다.

3.3 정적 거동

Figure 9는 접촉 하중이 적용된 기어1의 정적 거동 분석 결과를 보여준다.

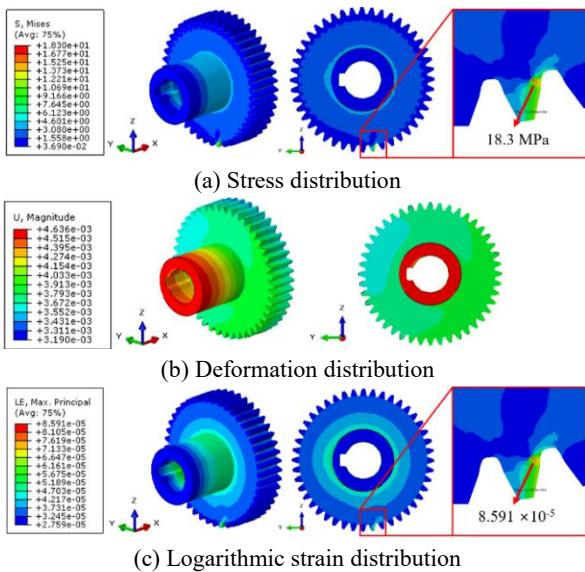


Fig. 9 Results of static structural analysis for gear1

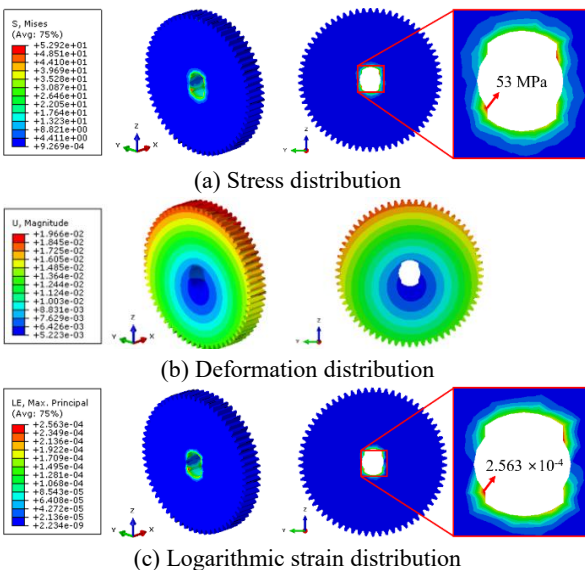


Fig. 10 Results of static structural analysis for gear2

Figure 9(a)에 나타난 바와 같이 기어2와의 접촉면 (tooth surface near root)에서 약 18.3 MPa의 응력이

산출되었다. 이는 철의 항복강도인 370 MPa의 약 4.95%이다. 또한 기어1의 보스에서 최대 변형량 4.64 μm 가 도출되었으며, 진변형률 분포는 응력 분포와 유사하며, 기어2와의 접촉면에서 8.591×10^{-5} 의 최대 진변형률이 산출되었다. 이는 구동기의 요구 제어 정밀도에 상응하는 기어의 회전 방향 변형량과 소재의 항복점 변형률에 미치지 못하므로 기어1은 선형 구동기의 운용 조건에서 정적으로 안전한 것으로 판단된다.

Figure 10은 접촉 하중이 고려된 기어2의 정적 거동 분석 결과를 보여준다. 기어2의 최대 응력은 약 53 MPa이고 이는 스크류와의 접촉면(각이 진 영역)에서 발생하였다. 이는 급격한 형상 변화로 인한 응력 집중에 의해 나타난 현상이다. 그러나 철의 항복강도(370 MPa)의 약 14% 수준으로 구조적으로 안전한 것으로 판단된다. 또한 기어1과의 접촉면에서 발생하는 응력은 약 17.6 MPa로 이는 기어1의 응력(18.3 MPa)과 근접한 수치이며, 철의 항복강도인 370 MPa의 약 4.76%이다. 또한 Fig. 10(b)에 나타난 바와 같이 기어2의 상부에서 기어1과의 접촉 하중에 의해 최대 19 μm 의 변형이 발생하였다. 최대 진변형률 역시 최대 응력 지점에서 2.563×10^{-4} 으로 도출되었고, 이는 선형 구동기의 요구 제어 정밀도에 상응하는 기어의 회전 방향 변형량과 소재의 항복점 변형률에 미치지 않는 수준이다.

Figure 11은 스크류의 정적 거동 분석 결과를 보여준다. Figure 11(a)에 나타난 바와 같이 스크류에서 발생한 최대 응력은 약 234 MPa로 철의 항복강도의 약 64% 수준이다.

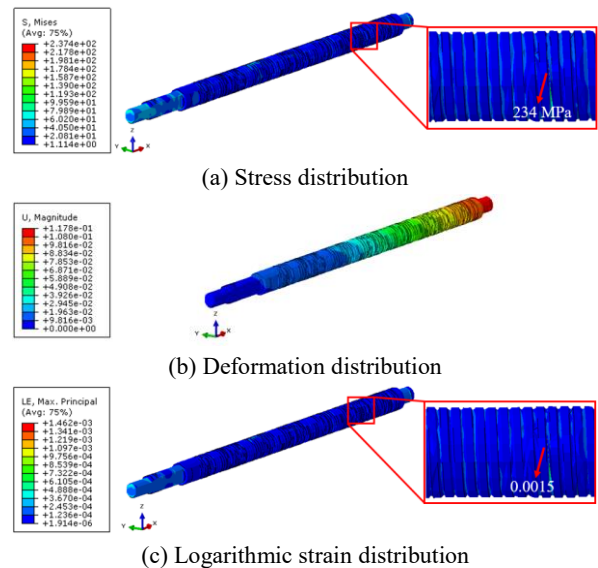


Fig. 11 Results of static structural analysis of screw

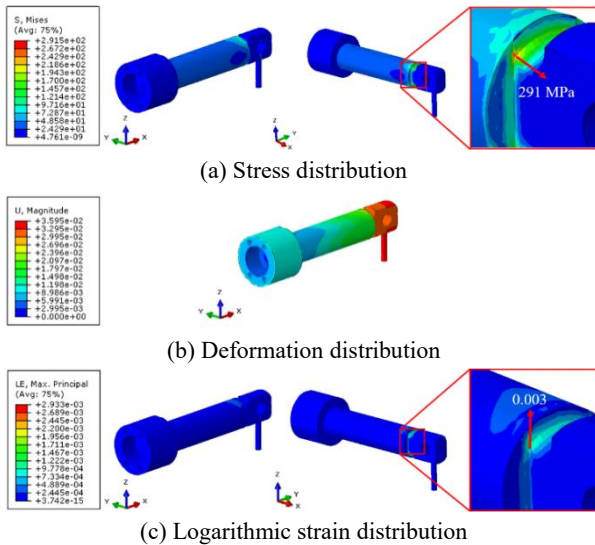


Fig. 12 Results of static structural analysis of actuation rod

이는 물리적 값이 아닌 유한요소해석 시 적용한 요소의 질(quality)에 따른 수치 에러로 판단된다. 그림에도 불구하고 산출된 값은 안전 영역 내에서 거동하는 것으로 판단되며, 상세 설계와 개선된 모델에 대한 분석 시 보다 정밀한 요소의 적용이 요구된다. 또한 변형량은 하중이 가해지는 영역에서 최대 0.12 mm가 도출되었다. 최대 진변형률은 최대 응력이 가해지는 영역에서 도출되었으나, 약 0.0015로 무시할만한 수준이다.

Figure 12는 정적 거동 분석에 대한 구동 로드 의 응력, 변형량, 진변형률 분포를 보여준다. Figure 12(a)에 나타낸 바와 같이 전반적으로 50 MPa 미만의 응력 분포가 관찰되었다. 그러나 형상이 급격히 변하는 영역에서 응력 집중 현상이 발생하였고, 해당 영역에서 최대 약 291 MPa의 응력이 산출되었다. 이는 철의 항복강도의 약 78%이다. 따라서 스크류와 마찬가지로 응력 집중 현상을 완화할 수 있는 설계 개선(형상 개선)이 요구된다. 한편, 구동 로드 에 직접적으로 가해지는 축 방향 하중은 최대 3.6 μm 의 변형을 발생시켰고, 이때 최대 진변형률은 응력 집중이 발생하는 영역에서 0.003으로 도출되었다. 이 역시 구동기의 요구 제어 정밀도에 영향을 미치지 않고 소재의 항복점 변형률에 미치지 않으므로 정적으로 안전한 것으로 판단된다.

3.4 동적 거동

모드 해석을 통해 서로 접촉되어 있는 부품 간 동안정성을 분석하였다. Table 5는 각 부품에 대한 모드형상과 주파수를 보여준다. 기어1의 1차 주파수는 15,116 Hz이고 5차 주파수는 23,705 Hz까지 상승되

었다. 또한 기어헤드의 1차 주파수는 8,438.5 Hz이고, 5차 주파수는 16,706 Hz로 산출되었다. 따라서 기어1과 기어헤드는 공진 주파수를 서로 회피하였고, BLDC 모터의 구동 속도와의 일치하지 않음을 확인하였다. 한편 기어2의 1차 주파수는 6,081 Hz이고, 5차 주파수는 11,234 Hz로 산출되었으며, 스크류의 1차 주파수는 82.67 Hz이고, 5차 주파수는 2,179.9 Hz까지 상승되었다. 따라서 기어2와 스크류는 공진 주파수를 서로 회피하였으며, 기어1과 기어2도 공진 주파수를 서로 회피함을 알 수 있다. 더하여 BLDC 모터의 구동 속도와의 일치하지 않음을 확인할 수 있다. 구동 로드 의 1차 주파수는 643.73 Hz이고, 5차 주파수는 3,691.9 Hz로 산출되었다. 이는 선형 구동기 BLDC 모터의 구동 속도, 그리고 스크류의 공진 주파수와도 상이하다.

따라서 기어1, 기어2, 기어헤드, 스크류, 구동 로드로 구성된 선형 구동기의 기본설계 모델은 공진에 대해 구조적으로 안정적임을 확인하였다.

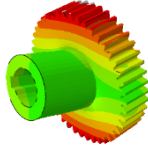
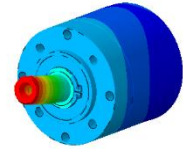
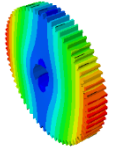
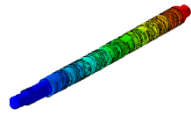
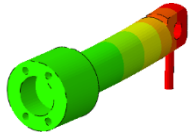
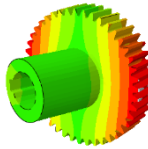
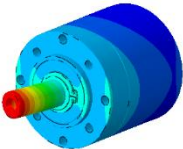
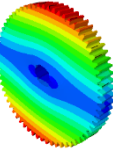
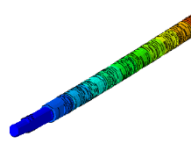
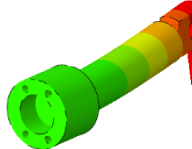
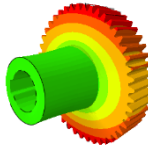
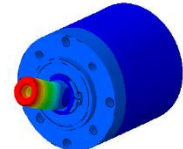
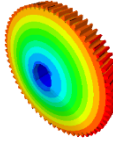
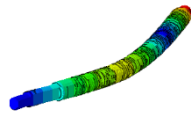
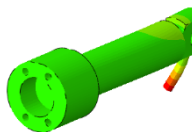
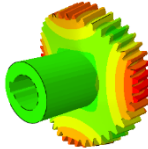
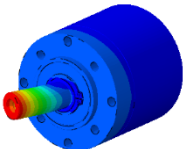
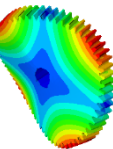

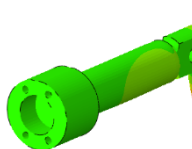
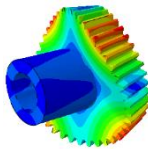
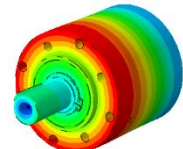
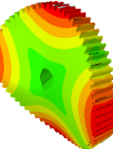
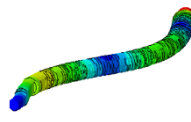
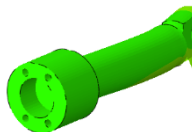
4. 결론

본 연구에서는 현재 개발 중인 GA 급 항공기의 플랩 제어용 선형 구동기에 대한 기본 설계 모델을 대상으로 구조 안전성을 검토하였다. 다물체 동역학 분석을 통해 선형 구동기의 기계적 운동을 분석하였고, 구조 해석에 적용될 입력 데이터를 산출하였다. 또한 유한요소해석을 통해 선형 구동기의 핵심 부품을 대상으로 열, 정적 거동을 검토하였고, 구조 안전성을 밝혔다. 기어1은 BLDC 모터의 설계 운용 조건에서 발생하는 열 하중에 대해 구조적으로 안전하였고, 기어1과 기어2는 운용 중 발생하는 기계적 하중에 대해서도 안전하였다. 스크류와 구동 로드에서는 적용 소재의 항복강도의 약 64% 와 78% 수준의 응력이 발생하였으나, 산출된 값은 안전 영역 내에 머물렀다. 한편 선형 구동기의 각 부품은 공진 주파수를 서로 회피하였고, 이를 통해 기본설계 모델은 공진에 대해 구조적으로 안정적임을 밝혔다. 선형 구동기의 기본 설계 모델에 대한 열, 정적, 동적 구조 안전성 분석 데이터는 향후 선형 구동기의 상세 설계 시 기초 자료로 활용될 것이다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 주관 항공우주부품기술개발사업의 지원(No.20003475)에 의해 수행되었습니다. 또한 (주)JNS와 (주)KM-Eng의 기술지원에 감사를 드립니다.

Table 5 Results of modal analysis for the key components of linear actuator

Mode No.	Mode shape / frequency(Hz)				
	Gear1	Gear head	Gear2	Screw	Actuation rod
1	 15,166	 8,438.5	 6,081	 82.67	 643.73
2	 15,515	 8,458.8	 6,523.4	 104.25	 654.45
3	 21,511	 12,223	 7,543.8	 681.82	 3,229.4
4	 23,653	 12,370	 11,221	 814.02	 3,655.2
5	 23,705	 16,706	 11,234	 2,179.9	 3,691.9

References

[1] J. W. Chang, E. T. Kim, S. W. Choi and S. J. Lee, "Flap controller design using FPGA," *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, pp. 425-428, Nov 2003.

[2] G. J. C. H. Y. Park and K. W. Jang, "The state of the art and application of actuator in aerospace," *Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 14, no. 6, pp. 89-102, Dec 2010.

[3] E. T. Kim, J. W. Chang, H. S. Choi and S. C. Lee, "Civil aircraft digital fly-by-wire system technology development trend," *Korea Aerospace Research Institute*, vol. 7, no. 2, pp. 85-94, Dec 2009.

[4] J. R. Jeong, K. Y. Kim and S. J. Park, "Fatigue evaluation of the main rotor actuator for rotorcraft," *In spring conference Korean Society of Mechanical Engineers*, pp. 1779-1783, Dec 2016.

[5] B. U. Im, W. J. Eun, C. B. Lee and S. J. Shin, "Identification of harmonic and dynamic characteristics of active trailing-edge flap rotor for helicopter vibration reduction control," *Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp. 227-229, Apr 2018.

[6] I. H. Lee, D. H. Kim, M. H. Seo, G. Y. Kim, S. J. Park, M. S. Yang and J. Y. Kwon, "Design analysis & Certification test of electro-mechanical actuation system for the flight control used to UAV," *Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp. 492-493, Nov 2016.

[7] K. Meruva and Z. Bi, "Fatigue life modeling of linear actuators in robotics and automation," *IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA)*, pp. 299-304, Feb 2016.

[8] T. Rangaswamy and S. Vijayrangan, "Optimal sizing and stacking sequence of composite drive shafts," *Material science*, vol. 11, no. 2, 2005.

[9] H. B. Kwon, W. S. Lee, G. T. Kim and H. S. Park, "Thermal characteristics of 600 W brushless DC motor under axial loading condition," *Korean Society for Precision Engineering*, vol. 33, no. 12, pp. 999-1005, Dec 2016.

[10] J. H. Choi, H. B. Kwon and H. S. Park, "The experimental study on air-cooled BLDC motor efficiency," *In spring conference Journal of Mechanical Science and Technology*, pp. 175-177, 2017.