

20mm 범용탄약적재장비의 복합재 이중리드나선구조 설계

제현민* · 김위대*†

Stress Analysis of Composite Double Lead Spiral in 20mm Universal Ammunition Loading System

Hyun-Min Je*, Wie-Dae Kim*†

ABSTRACT: This paper addresses the stress analysis and design of composite double lead spiral which is boarded in 20mm universal ammunition drum by finite element method. The spiral system is very important to transfer the ammunition in stable and reliable manners for aircraft. Some verifications are done to check the possibility of composite application in spiral system. The design variables, stacking sequence and fiber orientation angles, are investigated for reliable design for practical design. The Tsai-Wu failure theory is applied to see the safety of the spiral structure. The design result is suggested to manufacture the double lead spiral part.

초 록: 본 연구에서는 20mm 범용탄약적재장비의 운행 시 탄약의 운동에 관여하는 이중리드나선의 설계를 위해 이중리드나선에 발생하는 응력과 변형에 대하여 ABAQUS 프로그램을 이용해서 해석한다. 해석을 위해 복합재를 적용한 나선형 물체의 회전 시 발생하는 응력 해석의 타당성을 확인한다. 이중리드나선의 재료를 일반 금속과 복합재로 적용하여 해석하고 모델을 복합재료로 대체 하였을 때 이점을 제시한다. 또한 복합재료의 적층각과 적층 순서, 회전속도의 변경 시에 발생하는 응력과 변형을 예측하고, Tsai-Wu failure 이론에 해석결과를 적용하여 파손을 확인하며, 탄약적재시 스텝의 개발을 위한 복합재 이중나선구조의 설계결과를 제시한다.

Key Words: 20mm 범용탄약적재장비(20mm universal ammunition drum), 복합재료(Composite materials), 이중리드 나선(Double lead spiral), 회전응력(Rotational stress), Tsai-Wu 파손이론(Tsai-Wu failure theory)

1. 서 론

20mm 범용탄약적재장비 (20mm universal ammunition drum)는 전투기 투입 시 전투기의 실탄 공급 및 회수를 지원하는 장치로서 3가지로 구성되어 있으며 Fig. 1은 본 연구에 사용하는 장비의 형상이다. 장비가 임무장소까지 이동할 수 있도록 해주는 “Loader Assembly”, 전투기와 직접적으로 연결되어 탄약을 적재 및 회수가 가능하도록 하는 “Feed & Return Assembly”, 탄약의 내부 이동을 담당하는 “Drum

Assembly”로 구성된다.

Fig. 2는 “Drum Assembly” 내부의 형상이다. 중심에 위치한 이중리드나선(double lead spiral)의 회전에 의해 탄약이 움직이고, 주위의 가이드 레일에 의해 직선 이동이 가능해진다. 하지만 이중리드나선이 탄약의 이동 중 파괴되거나 과대 변형이 일어난다면 기대했던 효율을 가지기 어렵다. 또한, 연식이 오래된 제품의 경우는 장기적인 임무 수행으로 인해 영구변형이 일어나기 쉬운 금속으로 제작되어 있기 때문에 교체가 필요한 실정이다.

Received 10 December 2018, received in revised form 12 December 2018, accepted 13 December 2018

*Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

*†Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Corresponding author (E-mail: wdkim@pusan.ac.kr)



Fig. 1. Figure of 20mm universal ammunition drum

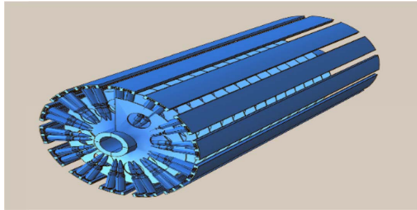


Fig. 2. Drum assembly including ammunition

이와 같은 문제를 해결하기 위해 복합재료(composite materials)를 이중리드나선에 적용한다. 복합재료의 특성은 적층각과 적층순서를 조절하여 강성을 조절할 수 있으며, 외부환경의 변화에 민감한 금속에 비해 반영구적으로 사용 가능한 것이 특징이다. 기존 금속인 알루미늄과 비교하여 같은 강성을 가지고 오래 사용할 수 있는 복합재료를 이중리드나선에 적용한다. 또한 복합재는 일반 금속보다 밀도가 작기 때문에 무게 절감 효과를 기대할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 ABAQUS 프로그램을 사용하여 복합재료가 적용된 이중리드나선의 유한요소해석(finite element Analysis, 이하 FEA)을 통해 “Drum Assembly” 중 이중리드나선의 성능 예측을 실시한다.

두께 2(mm)의 이중리드나선은 얇은 판으로 가정할 수 있으며 해석 타당성 검증을 위해 복합재로 제작된 얇은 판의 회전응력에 대한 [1-4]를 참고했다. 타당성 검증을 위한 모델은 Han 등[5]의 원심분리기용 스크류의 해석 결과비교를 하였다.

이중리드나선에 금속을 적용한 모델과 $[45 / -45 / 0]_s$ 의 적층을 가지는 기본모델을 설정하여 응력, 변형, 파손을 비교하여 대체 가능성을 확인하였다. 또한 이중리드나선에 적용되는 복합재의 적층각 및 적층순서 변경을 통해 응력, 변형과 파손을 확인하여 실제 모델에 적용 가능한지 판단한다. 강도를 확인하기 위해 [6]을 참조하였으며 파손을 판별하기 위해 [7], [8]에서 Tsai-Wu 파손 이론을 사용한다. 또한 이중리드나선의 회전속도를 변경하였을 때의 파손 여부를 확인하여 파손되지 않는 범위를 확인한다.

2. 해석 검증

2.1 선행논문 검증

“Drum Assembly”의 내부 형상은 Fig. 2와 같이 축에 이중

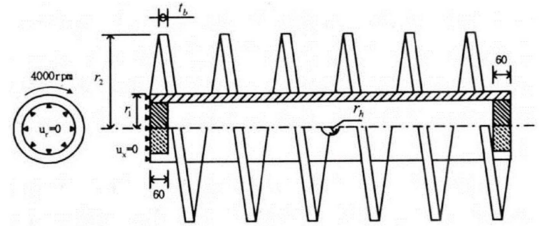


Fig. 3. Boundary conditions of reference model

Table 1. Values of shaft & lead spiral model

Part		Shaft	Lead Spiral
Material		SUS304 Young's Modulus = 2.0×10^5 (MPa) Poisson's ratio = 0.3	
Element Type		C3D8R	
Number of Element		7260	5760
Radius (mm)	Outer	100	160~240
	Inner	88	100
Length (mm)		1208	
Rotating Velocity		4000 (RPM) = 419 (rad/s)	

Table 2. Analysis results of reference model

		Reference (MPa)	ABAQUS (MPa)	Error (%)
Radius (mm)	160	24.1	23.6	2.07
	180	30.6	30.1	1.63
	200	38.2	38.1	0.26
	220	47.7	47.6	0.21
	240	59.7	58.8	1.51
Thickness (mm)	4	28.5	30.6	7.37
	6	34.1	35.0	2.64
	8	38.2	38.1	0.26
	10	42.6	40.8	4.32
	12	44.8	43.2	3.57

리드나선이 연결되어 있는 형태이다. 이 형상은 [5]에서 연구한 원심분리기용 스크류와 유사한 형상이며 Fig. 3과 같다.

또한, [5]는 회전하는 스크류의 반지름 크기 및 두께에 따른 응력을 알아보는 것인데 이는 회전하며 탄약을 이송하는 본 연구와 해석방법이 유사하므로, 경계조건과 하중조건을 참고하여 유한요소해석을 수행하였다. 해석에 필요한 수치와 결과를 각각 위의 Table 1과 Table 2에 정리하였다.

Table 2의 결과에서 알 수 있듯이 [5]와 비교하여 오차가 평균 2.38(%)의 작은 값을 가지며 해석이 거의 일치하는 것으로 나타났다. 따라서 본 연구에 필요한 회전속도 조건이 제대로 작동함을 알 수 있으며, [5]와 같은 경계조건을 사용해야 함을 확인하였다.

2.2 복합재료 적용 검증

2.1의 연구에서 사용하는 재료를 복합재료로 적용하였을 때의 결과에 대한 타당성을 검증하였다. 복합재의 기본 적층은 0도 적층일 때 Fig. 4에 표시된 것과 같이 복합재의 섬유 방향이 모델 반지름의 접선 방향으로 적층되도록 설정하였다. 검증에 사용한 적층은 $[0]_4$ 로 하였으며, 사용한 복합재의 물성은 Table 3과 같다.

동일한 회전속도에서 반지름에 따른 응력은 반경, 접선 방향으로 2가지가 있다. 각각 아래의 식 (1), (2)와 같다. 이때, r_o 는 외경, r_i 는 내경이다.

$$\sigma_r = \frac{3+\nu}{8} \rho \omega^2 (r_o^2 + r_i^2 - \frac{r_o^2 + r_i^2}{r^2}) - r^2 \quad (1)$$

$$\sigma_\theta = \frac{\rho \omega^2}{8} (3+\nu)(r_o^2 + r_i^2 + \frac{r_o^2 + r_i^2}{r^2}) - (1+3\nu)r^2 \quad (2)$$

Fig. 5에 표시된 것과 같이 4개의 위치에서 반지름에 따

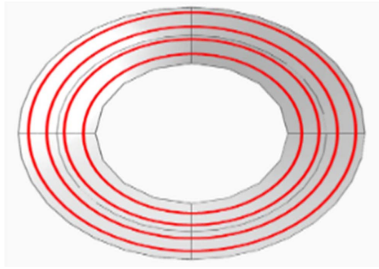


Fig. 4. Basic fiber stacking direction

Table 3. Material properties of composite

		Glass Fiber Fabric
Young's Modulus (MPa)	E_{11}	7.82×10^4
	E_{22}	7.82×10^4
	E_{33}	1.00×10^4
Poisson's Ratio	ν_{12}	0.01
	ν_{23}	0.01
	ν_{31}	0.01
Shear Modulus (MPa)	G_{12}	7.20×10^3
	G_{23}	3.80×10^3
	G_{31}	3.80×10^3

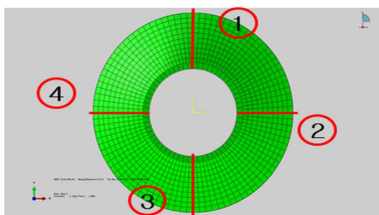
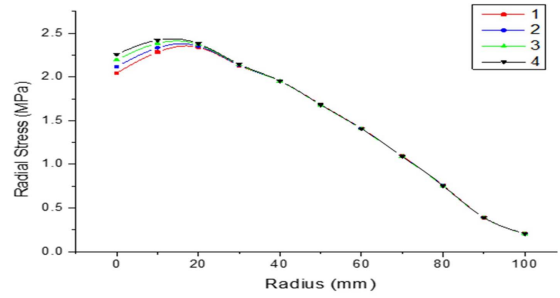
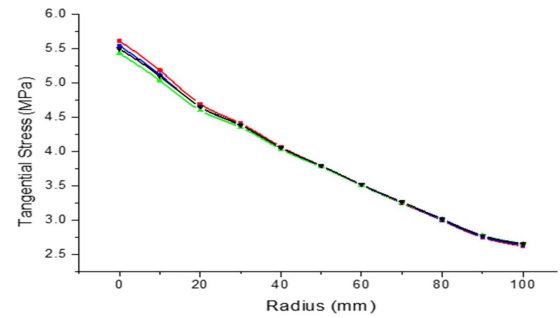


Fig. 5. 4-cases to find stress along radius



(a) Radial stress along radius



(b) Tangential stress along radius

Fig. 6. Radial and tangential stress along radius in 4 cases

라 응력을 확인하였으며 Fig. 6에 나타냈다.

Fig. 6에서 (a)는 반지름에 대한 반경응력을 나타냈고 (b)는 반지름에 대한 접선응력을 나타냈다. 최대응력이 작용하는 위치에서 응력 차이를 보였지만 일정한 경향성을 가지고 있으며, 나선형 모델에 복합재를 적용해도 타당함을 알 수 있다.

2.3 유한요소해석 모델 설정

2.1과 2.2의 과정에서 경계조건 확보 및 복합재료 물성 적용의 타당성 확인을 통해 본 연구에 필요한 해석 방법에 대한 검증을 실시하였다. 앞의 검증을 토대로 본 연구에 사용되는 이중리드나선에 대한 FEM 기본 모델을 설정하고 해석을 진행하였다.

(1) 이중리드나선 모델링

“Drum Assembly” 내부의 축과 이중리드나선의 형상은 Fig.



Fig. 7. Mesh of drum assembly

Table 4. Values of drum assembly model

Part		Shaft	Lead Spiral
Element Type		C3D8R	
Number of Element		94240	149040
Radius (mm)	Outer	100	220
	Inner	95	100
Length (mm)		1530	

Table 5. Material properties of aluminum (2014-T6)

Young's Modulus (MPa)	Poisson's Ratio	Density
73100	0.35	2790

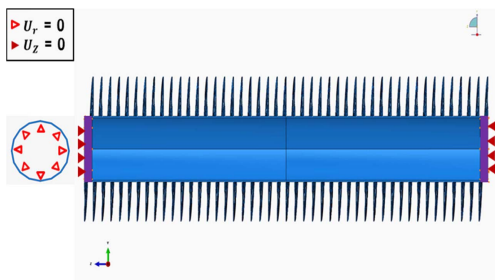
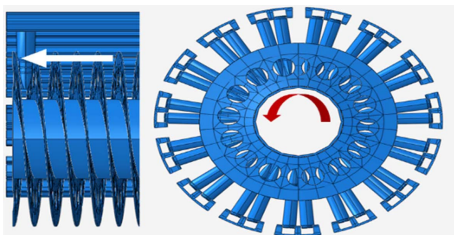
7와 같으며 형상에 대한 정보는 Table 4에 정리하였다.

기본 모델에 사용한 적층은 $[45 / -45 / 0]_5$ 으로 구성되었으며 알루미늄을 사용하여 비교하였다. 복합재 물성은 앞의 Table 3과 같으며 알루미늄의 물성은 Table 5에 정리하였다.

(2) 경계조건 및 하중조건

경계조건은 [5]와 Fig. 8과 같이 다른 부품에 의해 회전이 제어되는 30 mm만큼 회전반경 방향(U_R)으로 고정하고, 운행 시 축 방향(U_z)에 대해서 움직이지 않아야 하므로 축 방향에 대해서 양면을 고정하였다.

하중조건은 제품의 운행 회전 속도인 25 RPM으로 축을 기준하여 회전하도록 설정하였으며, 중력을 고려하였다. 또한, 외력으로 0.1 kg의 탄약이 이중리드나선에 의해 움직일 때 생기는 마찰력과 Fig. 9에서 가이드 레일을 통해 움직일 때 생기는 마찰력을 고려하기 위해 마찰계수 0.3을 설정하

**Fig. 8.** Boundary conditions of model**Fig. 9.** Load conditions of model**Table 6.** Engineering strength of composite material

	X_T	X_C	Y_T	Y_C	S
MPa	1035	1035	1035	1035	41

였다. Fig. 9에서 탄약이 이중리드나선과 접촉하는 모든 부분에 외력을 부가하였다.

(3) Tsai-Wu 파손이론

일반 금속의 경우 Von Mises 값이 항복응력을 초과하면 파괴되는 것으로 알 수 있다. 하지만, 복합재료는 이방성 물질이므로 이방성 물질에 대한 일반화된 파괴이론의 단순화 식인 Tsai-Wu 파손이론식을 적용하여 적층별 파손을 확인하였다. Tsai-Wu 파손이론식은 아래 식 (3)과 같으며, 결과가 1이 넘으면 파손된 것으로 정의한다.

$$\left| F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_{ij} \right| \leq 1 \quad (3)$$

$$(i, j = 1, \dots, 6)$$

식 (3)에서 F_p , F_{ij} 는 복합재료의 강도에 의해서 결정되는 강도텐서이다. 본 연구는 각 적층별 파손을 확인하므로 평면응력이라 가정할 수 있고, 이를 적용하면 아래 식 (4)와 같이 정의할 수 있다.

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \leq 1 \quad (4)$$

F_p , F_{ij} 를 구하기 위해 필요한 물성은 Table 6에 정리하였다. σ_p , σ_{ij} 의 값은 해석결과를 통해 구할 수 있으며 이를 바탕으로 식 (4)에 적용하여 이중리드나선의 적층별 파손을 확인하였다.

3. 해석 결과

3.1 재료별 해석 결과 비교

2.3의 조건으로 $[45 / -45 / 0]_5$ 의 적층배열을 가지는 기본 모델과 알루미늄이 적용된 모델에 대하여 해석하였다. 비교 결과는 Table 7에 정리하였다.

알루미늄 제품에 대해서 복합재료를 적용한 제품은 주응력이 1.034(MPa)만큼 감소하였고, 축 방향에 대한 변형은 0.236(mm)만큼 증가하였다. 무게는 복합재를 적용한 제품이 17.019(kg) 감소하였다.

두 재료의 응력과 변형은 큰 차이를 보이지 않지만 무게

Table 7. Comparison of aluminum and composite material

	Aluminum	Composite
Max. Principal Stress (MPa)	7.712	6.678
Max. Displacement Z-axis (mm)	0.334	0.570
Mass (kg)	36.526	19.507

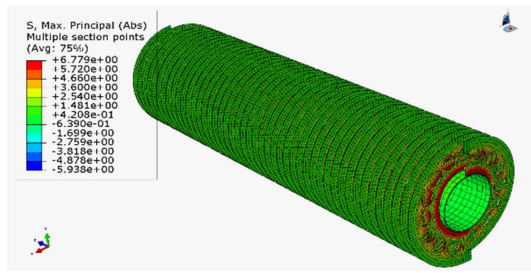
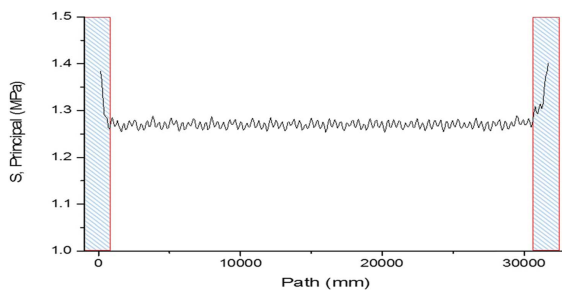
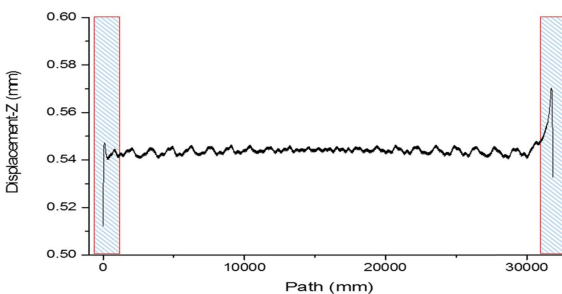


Fig. 10. Principal stress distributions of basic model



(a) Principal stress through path line



(b) Axial displacement through path line

Fig. 11. Stress and displacement through path line

절감 효과를 기대할 수 있으므로 알루미늄으로 제작된 이 중리드나선을 복합재료를 사용하여 제작하기에 적합하다.

3.2 복합재 기본 모델 결과 분석

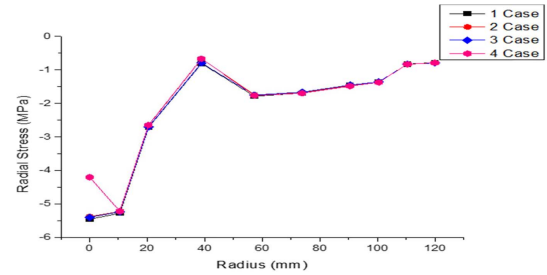
기본 모델에 대한 해석결과는 Fig. 10과 같은 응력 분포를 보였다. 주응력이 최대가 되는 지점은 모델의 오른쪽 끝단에서 6.779(MPa)로 발생하였으며 축 방향 최대 변형은 모델 우측에서 0.573(mm)로 나타났다.

또한, 모델의 나선을 따라 탄약의 하중이 작용하는 지점에서의 주응력과 변형을 위 Fig. 11의 (a), (b)에 나타냈다.

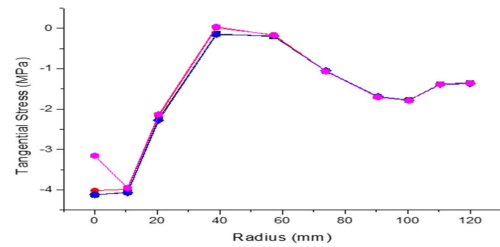
Fig. 11 모두 양 끝의 경계조건을 제외하면 주응력과 변형이 일정한 수치를 가지는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 11에서 진폭이 가장 작은 중간 부분의 나선에서 Fig. 5와 같이 4개의 위치에서 알아보았다. 각각 반지름에 따른 반경응력과 접선응력을 Fig. 12에 나타냈다.

Fig. 12에서 모두 초기값을 제외하면 반지름에 대한 반경



(a) Radial stress along radius



(b) Tangential stress along radius

Fig. 12. Radial and tangential stress along radius in 4-cases

Table 8. Failure of each ply

Ply Sequence	Orientation Angle (°)	Failure
1	45	0.016
2	-45	0.014
3	0	0.019
4	0	0.016
5	-45	0.010
6	45	0.009

응력과 접선응력의 경향성이 일치함을 알 수 있다.

다음으로 식 (4)의 Tsai-Wu 파손이론식을 적용하여 각 적층별 파손값을 Table 8에 정리하였다.

해석결과 모든 적층에서 파손값이 1보다 작으므로 모델에 적용된 복합재가 파손되지 않음을 알 수 있다.

3.3 적층 배열 변화

앞과 동일한 하중조건에서 적층 배열을 다르게 하여 결과를 확인하였다. 각 조건 별 주응력, 변형, 파손의 최대 값을 Fig. 13으로 나타냈다.

Fig. 13의 표시된 선은 기본 모델의 값을 나타낸 것이다. Fig. 13의 (a)와 (c)를 보면 5가지 조건 모두 주응력과 파손값이 기본 모델보다 큰 값을 가진다. 하지만, 적층 배열 변경을 통해 축에 대한 변형이 기본 모델보다 적은 조건이 있음을 (b)에서 확인할 수 있다.

Fig. 13의 값은 Table 9에 정리하였다. 본 연구의 적층 조건 중 기본 모델보다 변형이 작으며, 파손값의 차이가 작은 5번 조건으로 다음 해석을 진행한다.

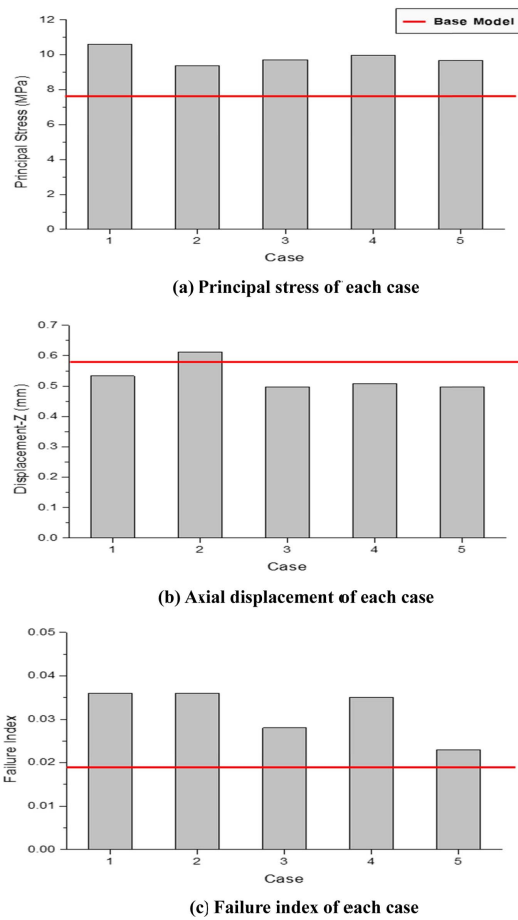


Fig. 13. Comparison between standard model and each case

Table 9. Maximum results of each case with respect to the change of stacking sequence

Case	Stacking Sequence	Principal Stress (MPa)	Displacement Z-axis (mm)	Failure
Base	[45 / -45 / 0] _s	7.712	0.570	0.019
1	[0 / 30 / 60] _s	10.590	0.533	0.036
2	[30 / 45 / 60] _s	9.366	0.612	0.036
3	[0 / 30 / 0] _s	9.709	0.497	0.028
4	[0 / 45 / 0] _s	9.957	0.508	0.035
5	[0 / 60 / 0] _s	9.670	0.498	0.023

3.4 회전속도 변화

3.3의 결과를 통해 [0 / 60 / 0]_s의 적층배열이 본 연구 기준의 최적 조건임을 확인하였다. 이 적층 조건을 적용하였을 때 이중리드나선의 한계 파손 범위를 구하기 위해 회전속도를 10배, 50배, 100배, 500배씩 증가시켜 결과를 확인하였다.

위와 같이 Table 10에 응력, 변형, 파손의 최대값을 정리하였다. 회전이 증가함에 따라 주응력은 증가하지만 축 방향 변형은 거의 없다. 운행조건보다 500배 이상의 회전을

Table 10. Changes in principal stress, displacement and failure index with respect to rotating velocity

Rotating Velocity (RPM)	Max. Principal Stress (MPa)	Max. Displacement Z-axis (mm)	Max. Failure
25	7.712	0.570	0.019
250	8.83	0.468	0.020
1250	9.47	0.452	0.022
2500	13.07	0.446	0.026
12500	181.10	0.504	1.032

하게 되면 파손이 일어나는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 유한요소해석을 통해 “Drum Assembly” 중 복합재료를 적용한 이중리드나선의 해석 타당성을 검증하였다. 검증을 통해 해석의 신뢰성을 확보하였으며, 해석결과를 응력, 축 변형, 파손 여부를 비교하여 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 1) 제품에 복합재를 적용하면 일반 금속과 비교하여 비슷한 응력 및 변형 대비 무게절감에 큰 이점을 보이므로 모델에 적용하는 재료의 대체가능성을 판단하였다.
- 2) 복합재를 적용한 기본 모델에 대해 응력과 변형을 확인하였으며 파손이 일어나지 않음을 확인하였다.
- 3) 여러 가지 조건의 적층각 및 적층순서 비교를 통해 본 연구 기준으로 [0 / 60 / 0]_s의 적층배열이 최적 조건임을 알 수 있다.
- 4) 회전속도를 증가시켰을 축 변형은 거의 없지만, 응력과 파손값이 증가하며 회전속도가 12,500(rpm) 이상이 되면 이중리드나선이 파손됨을 확인하였다. 따라서, 실제 장비 운용 시 파손이 시작되는 회전속도 이하라면 탄약의 이송에는 영향이 없을 것이며, 긴급 상황에서 탄약 및 탄피의 적재와 회수를 빠르게 수행할 수 있을 것으로 기대된다.

REFERENCES

1. (International Journal) Iwan, W.D., and Moeller, T.L., “The Stability of a Spinning Elastic Disk with a Transverse Load System,” *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 43, No. 3, 1976, pp. 485-490.
2. (International Journal) Kirkhope, J., and Wilson, G.J., “Vibration and Stress Analysis of Thin Rotating Discs Using Annular Finite Elements,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 44, No. 4, 1976, pp. 461-474.
3. (Korean Journal) Koo, K.-N., “In-plane Stress Analysis of Relating Composite Disks,” *Composites Research*, Vol. 18, No. 4, 2005, pp. 8-13.
4. (Korean Journal) Koo, K.-N., “Stress and Vibration Analysis of

- Rotating Laminated Composite Disks,” *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 16, No. 9, 2006, pp. 982-989.
5. (Korean Journal) Han, G.J., Lee, S.W., Shim, J.J., Han, D.S., Ahn, C.W., Suh, Y.K., and Kim, T.H., “Stress and Vibration Analysis with respect to the change of the Shape of Screw Blade and the Hole for Centrifuge,” *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 20, No. 9, 2003, pp. 118-125.
 6. (Korean Journal) Park, J.K., Kim, Y.H., and Ha, S.K., “Optimal Design of Ultracentrifuge Composite Rotor by Structural Analysis,” *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 15, No. 1, 1998, pp. 130-136.
 7. (Book) Jones, Robert M., and C. W. Bert, “*Mechanics of composite materials*,” 1975, pp. 748-748.
 8. (Book) Daniel, Isaac M., et al. *Engineering Mechanics of Composite Materials*. Vol. 3. New York: Oxford University Press, 1994.