

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(6), 484-491(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.6.484

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

복합하중을 받는 복합소재 중공 토크바 설계

정종재**, 김승철***, 김 정*

Development of composite torsion shaft for the aircraft structure
under multiple load condition

Jong-Jae Jeong**, Seung-Chul Kim*** and Jeong Kim*

Korean Airline Aerospace Division, R&D Center**'***

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University*

ABSTRACT

The purpose of this development is weight reduction of hollow type steel torque bar by changing the material from steel to composite. Structure analysis is executed by the finite element model generated by the structural load condition and geometric structure requirement. According to this analysis result, optimized ply sequence and wall thickness are defined. To simulate analysis result, torsion test for composite torque bar was performed. Throughout the test result, the stiffness and strength requirement of composite torque bar was verified.

초 록

본 연구의 목적은 항공기 메커니즘 구조물에 사용되는 금속 소재 토크바를 복합소재를 이용하여 무게절감이 가능한 구조물을 개발 하는것에 있다. 토크바에 주어진 하중조건 및 구조물의 설계 경계조건에 부합하는 유한요소모델을 이용하여 구조해석을 수행 하였다. 이를 바탕으로 최적화된 복합소재의 적층 조건 및 토크바의 두께 요건을 설정하였다. 설계요건에 맞게 제작된 시제품을 이용하여 복합소재 토크바의 비틀림 시험을 실시하였으며, 동 구조 시험을 통해서 토크바의 강도 및 강성 요구조건을 만족한다는 것을 증명하였다.

Key Words : CFRP Torsion Shaft(복합소재 토션 축), CFRP Tube(복합소재 튜브), Weight Reduction Shaft(무게절감 축)

1. 서 론

항공기 제작사에서는 항공기 무게절감을 위한 노력을 지속적으로 진행해 오고 있다. 최근에 개발된 항공기는 기존 항공기 보다 연료 효율이 향

상된 기종들이 개발 되고 있으며, 이를 달성하기 위해서 복합소재를 이용 한 항공기 부품 개발은 지속적으로 이루어지고 있다[1].

항공기 메커니즘 구조물에 사용되는 토크바는 금속 소재 구조물로 개발되어서 현재까지 사용되

† Received : March 22, 2016 Revised : May 24, 2016 Accepted : May 24, 2016

* Corresponding author, E-mail : greatkj@pusan.ac.kr

고 있으며, 금속 소재 토크바에 대한 무게 절감을 위한 다양한 기술 검토가 진행 되고 있다. 토크바의 무게 절감 효과를 항공기 구조물에 실제로 적용하기 위해서는 직경을 최소화 하고 주변 구조물의 설계 변경도 최소화 되어야 한다. 이를 위해서는 토크바의 외경 조건에 대한 변경 없이 무게절감이 가능한 토크바 개발이 필요하다.

복합소재 토크바 개발을 위해서는 토크바가 사용되는 메커니즘 구조물의 하중조건에 대한 분석이 필요하며, 또한 현재 사용되고 있는 구조물의 형상 요구조건도 병행 검토가 필요하다. 이를 바탕으로 한 구조해석 뿐만 아니라, 실제 구조물이 사용되는 조건과 동일한 조건에서의 복합소재 토크바의 강도 및 강성 조건을 만족하는 비틀림 시험을 통해서 요구조건을 만족함을 검증하여야만 한다.

시제품 개발을 위해서 경제성과 제작성을 고려하여 필라멘트 와인딩 공법을 선정하였으며, 이 공정을 이용하여 토크바를 제작하였다. 동 구조물의 하중조건 및 기술 요구조건을 만족 할 수 있는 설계를 위해서 기초 물성 시험 및 복합재 토크바에 대한 구조해석을 실시하였다. 이를 통하여 적합한 자재 선정 및 적층 각도, 적층 순서, 토크바 두께 등을 설계에 반영 하였다.

II. 본 론

2.1 유한요소 모델을 이용한 구조 해석

2.1.1 경계 조건 및 유한요소 모델

중공 토크바의 하중 경계 조건은 메커니즘 구조물을 열고 닫을 때 사용하는 핸들의 힘(Handle Force)에 의해서 하중이 정해진다. 이에 따라서 토크바에는 비틀림과 굽힘이 동시에 주어 지게 되며, Fig. 1과 같이 토크바의 구간별로 하중 경계 조건이 정해지게 된다.

동 하중 조건은 메커니즘 구조물에서 발생 할 수 있는 여러 가지 하중 조건(load case) 중에서 가장 큰 비틀림 하중을 발생시키는 조건 기준으로 선정이 되었다.

이를 바탕으로 Fig. 2와 같이 FEM(Finite Element Model)을 생성하고, Patran 프로그램을 통하여 모델링 하였다. FEM은 2d shell (Quad4 element, 1200ea)을 이용하여 유한 요소 해석을 진행 하였다. MPC(Multi Point Constraint)부분은 RBE2를 이용하여 변위를 구속하였으며, 동 경계조건에 따른 응력 결과 값은 토크바의 이론적인 응력해석 결과 값과 유사한 경향을 나타내

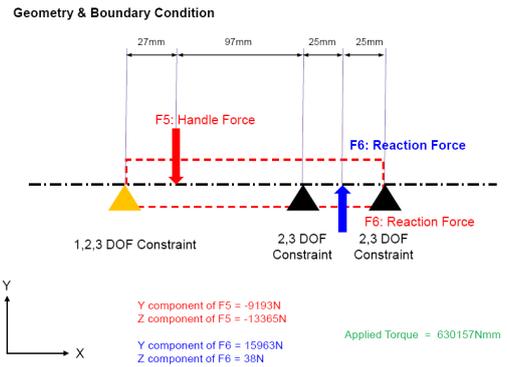


Fig. 1. Load Condition of CFRP Shaft

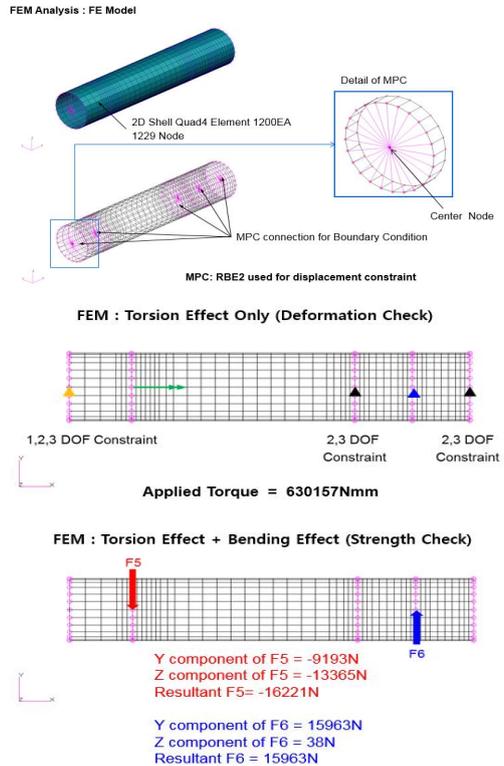


Fig. 2. CFRP Shaft FEM (Finite Element Model)

었다.

해석상의 효율을 위해서, FEM상의 토크바 모델은(122mm) 실제 복합재 토크바(1215mm)의 길이 보다 짧게 모델링이 되었으며, 해석 결과를 가지고 선형적인 계산을 통하여 변형량을 평가 할 수 있게 하였다.

복합재 토크바의 강성 요구 조건은 메커니즘 구조물 전체의 공차 해석(tolerance analysis) 결

과에 따라서 최대 하중 조건 (최대 비틀림 요구 조건 630,000Nmm)에서 10°(deg) 이내의 비틀림만을 허용한다. 그래서 복합재 토크바의 비틀림 각도(torsion angle)가 최대하중 조건(ultimate load) 아래에서 10°(deg)이내가 되어야만 구조물의 강성 요구 조건을 만족했다고 볼 수 있다.

하중 조건과 외경 요구조건을 만족하면서 무게감감 효과를 최적화 할 수 있는 적층 각도 및 복합재 토크바를 설계 하였다. T800계열의 섬유를 에폭시 수지와 함께 사용하였으며, 자재 선정은 물성시험 및 구조물의 강도 및 강성시험 결과를 바탕으로 최적화 된 자재를 선정하게 되었다. 물성의 기준조건은 건조한 조건에서 상온(23°C)의 데이터를 이용하였다. 사용된 자재의 물성치는 여러 자재를 조합하여 많은 시험결과를 통하여 얻게 되었으며, 지식재산권 관계로 인하여 모두 나타내지 못함에 양해를 구하는 바이다.

2.1.2 구조 해석

해석 계산은 Nastran 프로그램을 이용 하여 진행 하였으며, 구조물 강성 요구조건을 만족하는지를 알아보기 위해서 변형량(Twist angle)을 확인 하였다. 최대 비틀림 하중 조건에서의 FEM 상의 토크바(122mm)의 변형량은 Fig. 3 과 같이 0.301175(rad) 계산되었다. Radian 값을 degree 값으로 변환 하였을 경우 1.019°의 비틀림 각도를 예상 할 수 있다.

비틀림 하중에 의한 복합재 토크바의 비틀림 각도는 아래와 같이 정의 될 수 있으며, FEM 상의 토크바 길이와 실제 길이는 선형적으로 계산 이 될 수 있음을 알 수 있다.

$$\theta = \frac{TL}{GJ}$$

이에 따라서 실제 토크바에(1,215mm) 예상되는 최대 비틀림 각도는 10.15°로 계산 된다.

복합소재 구조물의 강도 해석(Strength analysis)을 위해서 인장, 압축, 전단에 대한 응력 값을 FEM을 이용하여 계산 하였다. Fig. 4-1, Fig. 4-2, Fig. 4-3 에서는 섬유가 적층된 방향에서의 최대 인장, 압축, 전단응력 값을 계산 하였으며, 각 ply별 응력 값은 Table 1 에 정리하였다. 또한 FEM을 이용하여 Max.principal strain, Min.principal strain, Max.shear strain 값도 Fig. 5-1, Fig 5-2, Fig 5-3, Table 2 와 같이 도출 하였다. 섬유가 적층된 방향에 수직 방향(Normal to Fiber Direction)에 대한 인장 및 압축응력 값은 FEM을 통해 Fig. 6-1, Fig. 6-2와 같이 도출 하였다.

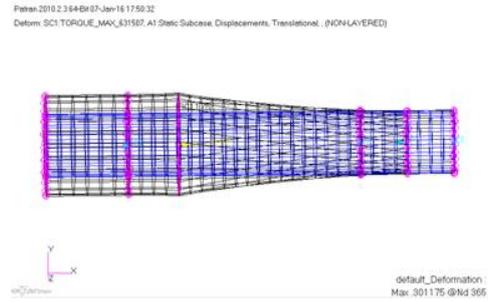


Fig. 3. Deformation of CFRP Shaft

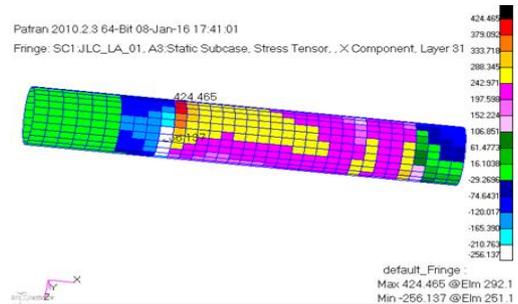


Fig. 4-1. Max. Tension Stress at Fiber Direction

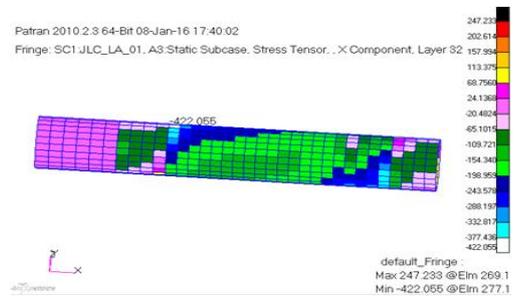


Fig. 4-2. Max. Compression Stress at Fiber Direction

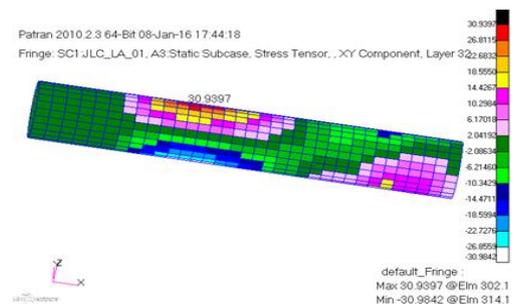


Fig. 4-3. Max. Shear Stress at Fiber Direction

Table 1. Compression/Tension/Shear Stress at Each Ply Number

Ply Number	Compression Stress (Fiber Direction), Mpa	Tension Stress (Fiber Direction), Mpa	Shear Stress, Mpa
1	81.42	156.34	23.41
2	209.59	81.26	23.64
3	81.13	164.36	23.87
4	215.59	80.97	24.11
5	80.83	172.38	24.34
6	221.59	80.67	24.58
7	80.54	180.40	24.81
8	227.58	80.37	25.04
9	80.25	188.42	25.28
10	233.58	80.07	25.51
11	80.48	196.43	25.74
12	239.58	80.13	25.98
13	83.38	206.44	26.21
14	247.66	83.47	26.45
15	88.05	218.03	26.68
16	260.17	88.29	26.91
17	102.40	242.76	27.14
18	273.68	104.04	27.38
19	124.36	268.49	27.61
20	287.69	124.49	27.84
21	146.32	294.23	28.08
22	301.71	144.95	28.31
23	168.28	319.95	28.54
24	321.62	165.40	28.78
25	190.25	345.69	29.04
26	346.73	185.86	29.31
27	212.21	371.52	29.58
28	371.84	206.32	29.85
29	234.17	397.99	30.12
30	396.94	226.78	30.41
31	256.13	424.46	30.69
32	422.05	247.23	30.98
max stress	422.05 (32th ply)	424.46 (31th ply)	30.98 (32th ply)

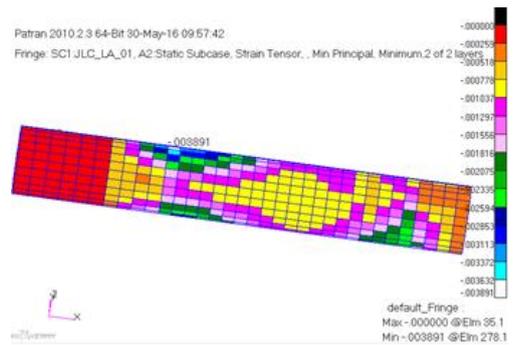


Fig. 5-2. Min.Principal Strain

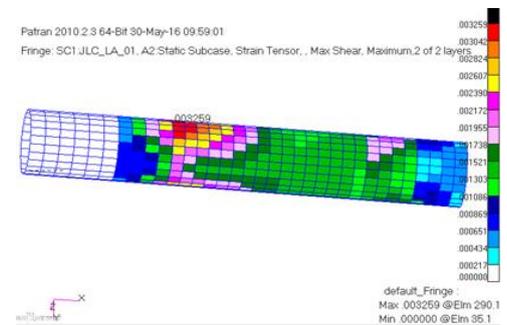


Fig. 5-3. Max.Shear Strain

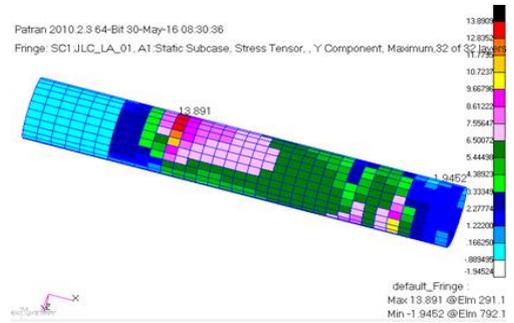


Fig. 6-1. Max. Tension Stress at Normal to Fiber Direction

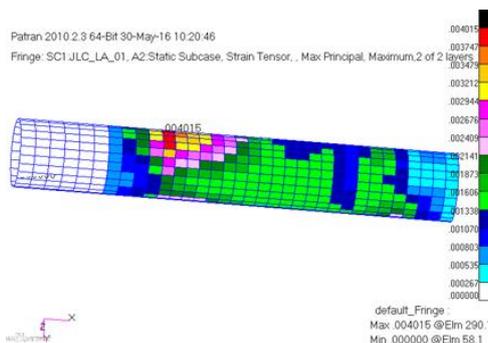


Fig. 5-1. Max.Principal Strain

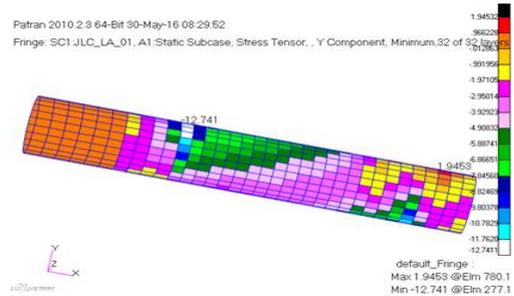


Fig. 6-2. Max. Compression Stress at Normal to Fiber Direction

Table 2. Fiber RF Calculation for Tension (Yamada_Sun Criterion)

RF (Tension)	1.97	Yamada_Sun Criterion
σ_1 (Mpa)	424.46	Max.Tension Stress (Fiber direction)
f1(Mpa)	3165.00	Tension Allowable
τ_{12} (Mpa)	30.94	Max.Shear Stress
f12(Mpa)	63.28	Shear Allowable

Table 3. Fiber RF Calculation for Compression (Yamada_Sun Criterion)

RF (Compression)	1.20	Yamada_Sun Criterion
σ_1 (Mpa)	-422.06	Max.Compression Stress (Fiber direction)
f1(Mpa)	-625.61	Compression Allowable
τ_{12} (Mpa)	30.94	Max.Shear Stress
f12(Mpa)	63.28	Shear Allowable

Table 4. Matrix RF Calculation for Tension (Puck Criterion)

RF (Tension)	1.93	Puck Criterion
σ_1 (Mpa)	424.46	Max. Tension Stress (Fiber Direction)
σ_2 (Mpa)	13.89	Max. Tension Stress (Normal to Fiber Direction)
f1_t (Mpa)	3165.00	Tension Allowable in Fiber Direction
f2_t(Mpa)	66.70	Tension Allowable Normal to Fiber Direction
f2_c(Mpa)	-122.96	Compression Allowable Normal to Fiber Direction
τ_{12} (Mpa)	30.94	Max. Shear Stress
f12 (Mpa)	63.28	Shear Allowable

Table 5. Matrix RF Calculation for Compression (Puck Criterion)

RF (Compression)	2.32	Puck Criterion
σ_1 (Mpa)	-422.06	Max. Compression Stress (Fiber Direction)
σ_2 (Mpa)	-12.74	Max. Compression Stress (Normal to Fiber Direction)
f1_t (Mpa)	3165.00	Tension Allowable in Fiber Direction
f2_t(Mpa)	66.70	Tension Allowable Normal to Fiber Direction
f2_c(Mpa)	-122.96	Compression Allowable Normal to Fiber Direction
τ_{12} (Mpa)	30.94	Max. Shear Stress
f12 (Mpa)	63.28	Shear Allowable

복합재 토크바의 Fiber Failure criterion 에 따른 강도 해석을 위해서 고객사에서 제시한 Yamada-Sun criterion를 적용 하였다[2].

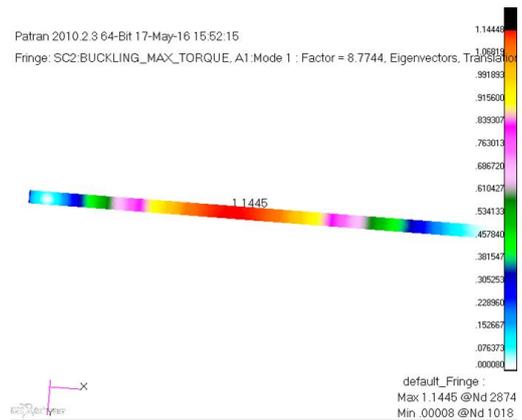


Fig. 7. Mode 1 eigenvalue of CFRP shaft

$$RF^2 \left[\left(\frac{\sigma_1}{f_1} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{f_{12}^s} \right)^2 \right] = 1$$

- σ_1 = stress at fiber direction
- τ_{12} = shear stress at 12 - plane
- f_1 = failure strength at fiber direction
- f_{12}^s = shear failure strength at 12 - plane

Yamada-Sun criterion를 이용하여 계산된 RF(Reserved Factor) 값은 인장(Table 2)과 압축(Table 3)에서 최소 1.2 이상의 강도 여유가 계산되었다.

복합재 토크바의 Matrix Failure criterion에 따른 강도 해석을 위해서는 고객사에서 제시한 Puck criterion를 적용 하여 계산 하였다[3][4].

$$RF^2 \left[\left(\frac{\sigma_1}{2f_1^t} \right)^2 + \frac{\sigma_2^2}{|f_2^t \cdot f_2^c|} + \left(\frac{\tau_{12}}{f_{12}^s} \right)^2 \right] + RF \cdot \sigma_2 \cdot \left(\frac{1}{f_2^t} + \frac{1}{f_2^c} \right) = 1$$

- σ_1 = stress at fiber direction
- σ_2 = stress normal to fiber direction
- τ_{12} = shear stress at 12 - plane
- f_1 = failure strength at fiber direction
- f_1^t = tension failure strength to fiber direction
- f_2^t = tension failure strength normal to fiber direction
- f_2^c = compression failure strength normal to fiber direction
- f_{12}^s = shear failure strength at 12 - plane

Puck criterion를 이용하여 계산된 RF값은 인장(Table 4)과 압축(Table 5)에서 최소 1.42 이상의 강도 여유가 계산되었다. 이를 통하여 복합재 토크바가 최대 하중조건에서 Fiber와 Matrix에 대한 강도를 만족하는 것을 알 수 있다.

좌굴에 대한 영향성 평가를 위해서 FEM을 이용하여 (Fig. 7) 좌굴해석을 수행 하였다. Nastran 프로그램에 의한 결과 값으로 고유값(Eigenvalue)값은 8.77 으로 나타남으로서 좌굴에 취약하지 않는 것으로 나타났다.

2.2 구조 시험

2.2.1 비틀림 시험

비틀림 시험을 위한 시제품은 필라멘트 와인딩 공법을 이용하여 제작 되었으며, 해석에서 사용된 적층 각도 및 두께 조건을 반영했다. 최종 하중 조건을 만족하기 위하여 중공 형태의 토크바의 내경을 최적화 한 설계 모델을 사용하였다. (토크바의 외경 조건은 설계 요건으로 인하여 변경이 불가능 하다.)

시험은 구조물의 하중 및 경계 조건에 따라서 토크바에 대한 비틀림 시험이 진행 하였다.

비틀림 시험은 시험 치구가 허용할 수 있는 최대한의 시험 요건 아래에서, 시제품이 견딜 수 있는 최대 하중 조건까지 진행 하였다. Fig. 8 에서는 비틀림 시험에 사용된 시험 시제품 및 치구의 모습을 볼 수 있다. 동 치구 및 시험 방법은 실제로 항공기에서 토크바에 주어지는 하중 및 경계조건과 동일한 개념을 바탕으로 구성하였다.

시험은 총 6개의 시편을 이용하여 실시하였으며, 토크를 주기 위해서 Actuator를 이용하여 하중을 전달하였다. 시험 결과는 Fig. 9와 Table 4 와 같이 치구에 가해진 토크 대비 비틀림 각도의 그래프 및 표로 정리 하였다. 동 그래프를 통해서 복합재 토크바가 최대의 하중 조건 (최대 토크)에서 어느 정도의 변형각도(Twist angle)가 발생 되는지 알 수 있으며, 이를 통해 시제품의 강성(Stiffness)을 만족하는지를 평가 할 수 있었다.

2.2.2 비틀림 시험 평가

6개의 시편 모두 최대 하중인 630,000Nmm 에서 비틀림 요구 조건을 (10° 이내) 만족 하였으며, 최대 하중 조건에서의 평균 비틀림 각도는 9.7° 으로 나타났다. 이는 2.1.2 구조해석에서 예상 하였던 10.15° 의 비틀림 각도와 5%이내 (4.64%)의 오차를 나타내는 것으로, 해석 결과와 실제 시험 결과가 유사한 경향을 보임을 알 수 있다. 이 결과를 바탕으로 개발된 시제품이 최대 하중 조건 아래에서도 강성(Stiffness) 요구 조건을 만족함을 보여줄 수 있었다.

해석상에서는 보수적으로 실제 시편에 사용된 유리섬유(GFRP, 2ply)를 반영하지 않았으며, 마모 방지를 위해서 볼트 연결 부위의 금속 베어링 구간을 해석에서 제외 하였다. 이러한 부분들이 실제 시험과 해석상의 오차를 발생하는 원인으로 예상 된다.

시험에 사용된 6개의 토크바 시편 모두가 파손을 보이지 않고 최대 요구 하중(630,000Nmm)을 견디는 것을 확인 할 수 있다. 하중이 지속적

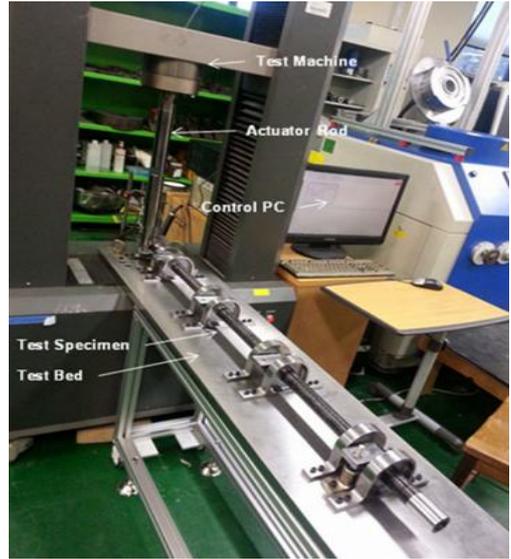
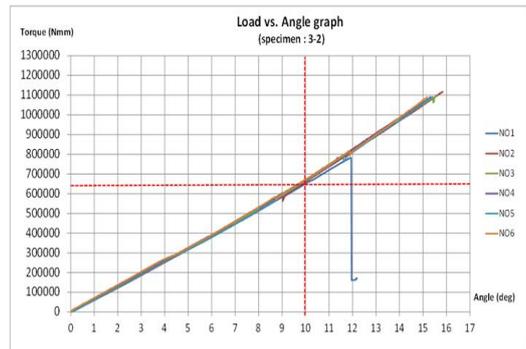


Fig. 8. Torsion Test for CFRP Shaft



* The specimen was not ruptured due to the limitation of angle (15°)
** The bolt to assemble with rig was broken during No.1. Therefore specimen No. 1 was not reached at 15°.

Fig. 9. Test Result (Torque–Twist Angle)

* NO1시편은 최대하중 이후 angle이 12°되는 지점에서 치구 불량으로 시험 중단되었음.

Table 6. Test Result (Applied Torque at Twist Angle 10°)

Test Specimen	Rotation Angle [°, Deg]	Moment [Nmm]	Target Stiffness [Nmm]
#1	10	635,683	Tult = 630,000Nmm, Angle < 10°
#2		661,873	
#3		671,404	
#4		670,223	
#5		666,235	
#6		670,631	

Table 7. Torsional Stiffness Comparison between Steel Shaft and CFRP Shaft

	Unit	Steel Shaft	CFRP Shaft	Dev
Torsional Stiffness (GJ)	Nmm ²	4,532,722,913	4,640,054,046	2.37 %

Table 8. Strength Comparison between Steel Shaft and CFRP Shaft

	Steel Shaft	CFRP Shaft	Remark
RF	1.95	1.20	CFRP Shaft RF calculation: RF=1.20 (Yamada-Sun Criteria), RF=1.42 (Puck Criteria)

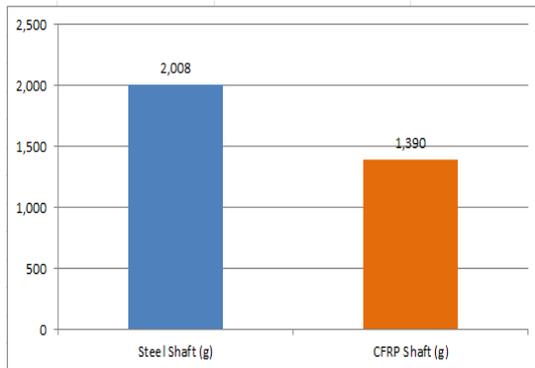


Fig. 10. Weight reduction of CFRP shaft

으로 증가하는 구간에서도 비틀림 각도가 선형적으로 변위를 보이며, 또한 치구에 부여 할 수 있는 한계 시험 하중 조건(약 1,100,000Nmm)까지도 복합재 토크바에 가해진 하중과 변위가 일정함을 통해 강도에 문제가 없음을 확인 하였다. 이를 통해 강도(Strength) 측면에서도 복합재 토크바가 최대 하중조건을 만족함을 확인 할 수 있었다.

강성 측면에서 복합재 토크바와 현재 사용중인 금속 토크바를 비교하였을 경우(Table 7), 최대 하중 조건에서의 비틀림 강성에는 큰 차이가 없는 것으로 나타났다. 이는 복합재 토크바와 금속 토크바 모두 최대 허용 비틀림 양이 10° 로 설계요구 조건에서 정해져 있기 때문에 비슷한 수준의 강성을 가지는 토크바가 설계 되었다.

강도 측면에서는 금속 토크바의 강도 여유가 더 높은 것으로 나타났지만(Table 8), 개발에 사용된 복합재 토크바도 최대 하중 조건을 훨씬 뛰

어 넘는 하중조건에서도 파손(Failure) 없이 강도 요구조건을 충분히 만족할 수 있는 결과를 보여 주고 있다.

2.3 무게 절감

Figure 10에서와 같이 개발된 복합재 토크바의 무게는 1,390g으로서, 기존 금속 토크바 대비 618g(31%)의 무게를 절감하는 효과를 나타냈다. 현재 운항 중인 항공기에 비슷한 유형의 토크바가 8개 이상 사용되고 있기 때문에, 동 연구 결과를 바탕으로 항공기 무게 절감에 적용 한다면 상당한 수준의 성과를 달성 할 수 있을 것으로 예상된다

III. 결 론

본 연구를 통해서 항공기에 사용되는 금속소재 토크바를 복합소재로 대체 하여 무게 절감이 가능함을 보일 수 있었다.

외경을 증가 시키면 쉽게 구조물의 강성 요건을 만족 시킬 수 있었지만, 항공기 설계 요구 조건 때문에 외경을 증가하지 않으면서 강도(Strength) 및 강성(Stiffness) 요구조건을 만족하는 복합재 토크바 개발이 필요 하였다. 또한 무게를 최대한 줄일 수 있는 설계 요구 조건도 함께 달성 해야만 했다.

이를 위해서 최적화 설계 및 구조 해석, 제작을 통해 기술 요구 조건을 만족 할 수 있는 복합재 토크바 개발을 진행 하였다. 최대 하중 조건에서의 구조해석 및 구조시험을 실시하여 강도 및 강성 요구 조건을 만족함을 보일 수 있었다.

또한 제품의 국산화를 통하여 원가 경쟁력을 확보 할 수 있는 토대를 마련하였다.

실질적으로 항공기에 동 구조물을 적용하기 위해서는 추가적인 환경시험 및 항공기 인증 요구조건에 대한 검증이 필요할 것으로 보인다. 고객사와 동 연구 개발 결과를 바탕으로 상용화를 위해서 지속적인 협의를 진행 중에 있다. 본 연구 결과를 바탕으로, 향후 복합소재를 이용한 토크바를 항공기 메커니즘 구조물 개발에 활용 할 수 있을 것으로 기대할 수 있다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부에서 시행한 광역경제권 선도산업 육성사업(기술개발, 과제번호: R0001171)의 지원을 받아서 수행되었습니다.

References

- 1) K. S. Kim and S. J. Park., Technique Status of Carbon Fibers-reinforced Composites for Aircrafts, Elastomers and Composites, Vol. 46, No. 2, June 2011, pp. 118~124
- 2) Yamada, S. E. and Sun, C. T., Analysis of Laminate Strength and Its Distribution. Journal of Composite Materials, Vol. 12, July 1978, pp. 275-284
- 3) Puck.A., Schurmann, H., Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models, Composites Science and Technology, Vol. 58, 1998, P.1045-1067
- 4) Puck.A., Kopp, J., Knops, M., Guidelines for the Determination of the Parameters in Puck's Action Plane Strength Criterion, Composites Science and Technology, Vol. 62, 2002, P.371-378