

## 論文

## 헬리콥터 착륙장치를 위한 복합재 토크링크의 설계에 대한 연구

김진봉<sup>+</sup>, 엄문광<sup>\*</sup>, 이상용<sup>\*\*</sup>, 김태욱<sup>\*\*\*</sup>, 신정우<sup>\*\*\*</sup>

## Study on design of the composite torque link for a landing gear system of a helicopter

Jin-Bong Kim<sup>+</sup>, Moon-Kwang Um<sup>\*</sup>, Sang-Yong Lee<sup>\*\*</sup>, Tae-Uk Kim<sup>\*\*\*</sup>, Jeong-Woo Shin<sup>\*\*\*</sup>

## ABSTRACT

In this paper, we propose the design method for the composite torque link of a landing gear for a helicopter. The composite torque link has to be light weighted and very stiff to keep the shock absorber in the landing gear of helicopter. The configuration and structural shape has to be designed in consideration of the RTM (Resin Transfer Molding) manufacturing process which is adopted to minimize the manufacturing cost. The mechanical properties are obtained through the coupon tests with the specimens made by the same manufacturing process for the composite structure. The optimal design process was performed through iterative modifications of the models which were verified by stress analysis using FEM. The composite torque link has lug-shaped parts and is very thick, so 3D Layered solid elements of ABAQUS were used to get the stress field including the stress components in thickness direction and non-linear static analysis using contact B.C. of rigid-deform condition was used to get the optimal design.

## 초 록

본 논문에서는 헬리콥터 착륙장치를 위한 복합재료 토크링크를 개발하기 위한 설계 기법을 제시하였다. 복합재 토크링크는 헬리콥터 착륙장치의 충격흡수부의 정렬을 위해 장착되는 장치로서 가벼우면서도 강성이 커서 외부하중에 대해 최소의 변형량을 가져야 한다. 또 가격적인 측면을 고려한 복합재 구조물 제조 공정(RTM: 수지충진공정)이 반영되어 대량생산이 가능한 구조 및 형태를 가져야 한다. 본 논문에서는 복합재 구조물 제조 공정과 동일한 공정으로 시편을 제작하여 설계에 필요한 기계적 특성을 얻었으며, 유한요소해석을 통하여 복합재 토크링크에 대한 최적 형상설계를 수행하였다. Lug 형태를 가지는 두꺼운 복합재료 구조물인 복합재로 토크링크의 설계를 위해서는 ABAQUS의 3D Layered Solid 요소로 구성된 유한요소모델을 활용하여 복합재료의 두께방향을 포함한 강도해석을 수행하였으며, Rigid-Deform 구속조건의 접촉문제를 고려한 비선형 정적 해석을 반복적으로 수행하여 주어진 정강도 요구조건을 만족시키는 복합재 토크링크를 설계하였다.

**Key Words** : 복합재 토크링크(Composite torque link), 두꺼운 복합재(Thick composite), 두께방향 특성(Through-thickness property), 접촉문제(Contact problem)

<sup>+</sup> 한국기계연구원 부설 재료연구소 복합재료그룹, 교신저자(E-mail:jbkim@kims.re.kr)

<sup>\*</sup> 한국기계연구원 부설 재료연구소 복합재료그룹

<sup>\*\*</sup> 효성중공업 기술원

<sup>\*\*\*</sup> 한국항공우주연구원

### 1. 서론

최근 항공우주산업이 급격히 성장하면서 각종 군용기뿐만 아니라 민항기 등에서도 대형화, 경량화 되는 추세를 나타내고 있다. 그에 따라 선진 항공업체를 중심으로 기존의 항공기 부품의 대부분을 차지하고 있던 금속재료가 고강도 복합재료로 빠르게 대체되고 있다[1]. 근래 국내 항공업체 또한 초음속 훈련기를 개발하는 등 국의 선진업체와의 격차를 빠르게 좁히고 있으나 복합재료 부품 개발 분야의 실적은 아직 미비한 실정이다.

복합재료의 항공기 분야에의 적용은 특히 시장성 측면에서 경량화로 인한 여러 가지의 잠재적 비용절감 효과뿐만 아니라 타 산업분야로의 적용 측면에서도 큰 잠재력을 가지고 있기 때문에 국내에서도 많은 자본을 투자하여 기술력 확보에 힘쓰고 있다[2].

항공기 랜딩기어 구성품인 토크링크(toque link)는 국외 선진항공업체에서는 이미 알루미늄에서 경량 고강도의 복합재료로 대체하기 위해서 다양한 연구가 진행되고 있는 부품으로서 항공사업단항공용 복합재료 부품 산업이 미약한 국내에서 탐색개발을 시도할 수 있는 대표적 구조물 중 하나다 [3].

토크링크는 헬리콥터의 2차 구조물(Secondary structure) 중 하나인 랜딩기어의 구성품으로서 상부 토크링크와 하부 토크링크의 쌍으로 구성되어 있다. 토크링크는 이착륙시 발생하는 진동이나 충격에 대하여 강도 및 내구성을 가져야 하며, 주요 역할은 랜딩기어가 노면으로부터 발생하는 진동이나 충격을 흡수할 때에 랜딩기어의 정렬(Alignment) 변화를 최소화하는 것이다(Fig. 1).

본 연구의 목적은 기존의 알루미늄 토크링크를 복합재 구조로 대체하기 위한 연구로서, 두꺼운 복합재 구조물을 설계하기 위해서 3차원 요소로 구성된 유한요소모델을 활용한 복합재 구조의 해석을 통하여 가볍고 강성이 큰 복합재 토크링크 구조물의 설계 기법을 제시하는 것이다.

### 2. 복합재 토크링크의 형상설계 및 기초물성 획득

#### 2.1 토크링크의 역할 및 형태

기존의 토크링크는 알루미늄 합금으로 제작되고 있으며, 복합재 토크링크로 대체하기 위해서 기성품을 참조해 복합재 토크링크 치수모델에 활용하였고, 헬리콥터용2차 구조물 설계요조건을 분석하여 복합재 토크링크의 개념설계를 수행하였다 [1].

토크링크 형상설계는 현 구조물 적용 시 제작성 및 상대적 가격경쟁력을 고려해 실현가능성에 초점을 두어 한 개의 급형에서 다량의 제품을 얻을 수 있는 RTM(Resin Transfer Molding) 제조공법의 적용을 고려하였으며, 형상설계 또한 RTM 공정 패턴을 고려하여 복합재 제작성에 주안점을 두어 설계하였다.

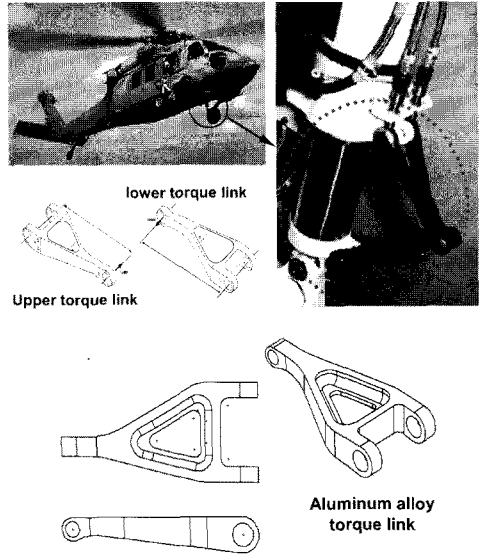


Fig. 1 Configurations of the aluminum torque links of the main landing gear of the NH-90 helicopter. From Thuis et al. [3].

기존의 구조물의 체결위치 및 형태를 분석해 볼 때 복합재 토크링크 치수는 두께나 장축 길이는 가변성을 둘 수 있으나 랜딩기어에 부착되는 체결부(Joint)의 볼트 구멍 및 길이치수는 기존의 장착 구간과 일치해야 하므로 변수 조건이 될 수 없다. Fig. 1의 알루미늄 토크링크의 형상을 바탕으로 Fig. 2와 같이 복합재료 토크링크 기초 형상을 결정하였다. 복합재 토크링크는 보강재 적층을 고려하여 6개의 섹션(Section)을 가지는 적층구조로 나누어 설계하였다. 각 섹션의 교차지점에 5개의 코너(Corner)가 형성되는데, 이것은 본 연구에 사용된 탄소섬유를 말아서 틈을 메우는 방법으로 코너 마감재(Corner filler)를 구성하여 채웠다. 더불어 Fig. 2와 같은 형상으로 복합재 토크링크를설계할 경우 예상되는 응력형태를 개략적으로 결정하여 각 구조물의 위치에 따른 보강재 수 및 적층각 결정의 기본자료로 활용하였다.

#### 2.2 복합재 기초물성 획득

토크링크 설계에 사용된 강화섬유는 탄소섬유(TR-330 from Mitsubishi, 日)로서, 카본섬유를 8:2의 면밀도 비를 갖는 직조(fabric)형태를 가진다. 수지는 수지충전공정(RTM: Resin Transfer Moulding)용 에폭시(CYCOM® 890 from Cytec, 美)를 사용하였으며, 복합재 토크링크의 제조공법과 동일한 방법으로 55%의 섬유체적율을 갖는 기초물성시험용 복합재료평판을 제작하여 기계적 특성 평가에 사용하였다.

일반적으로 복합재료는 두께방향의 응력이 없는, 평면응력 조건(plane stress)에서 사용되나, 본 연구에서 설계하고자 하는 복합재 토크링크는 그 두께가 20 mm 이상이 예상되는 두꺼운 복합재 형태로서 면내응력특성뿐만 아니라 두께방향 면외응력

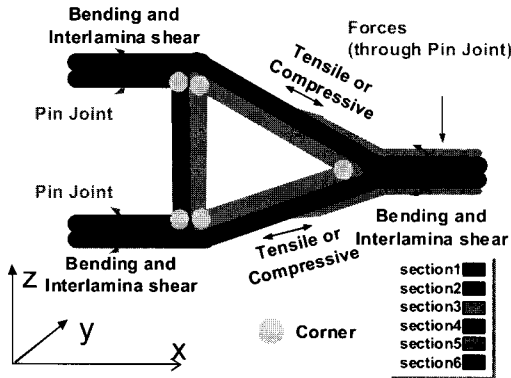


Fig. 2 Schematic configuration of the composite torque link of the landing gear of a helicopter.

특성도 함께 고려되어야 한다. 따라서 Table 3과 같이 해석에 사용되는 기계적 특성은 두께방향의 성분도 함께 포함하여 쿠펀(Coupon) 실험을 통하여 얻었다.

복합재료의 면내특성을 얻기 위한 시험방법은 일반적으로 많이 쓰이는 ASTM D3039 (인장시험:  $E_1, S_1^{(+)}, E_2, S_2^{(+)}$ ), ASTM D3410 (압축시험:  $S_1^{(-)}, S_2^{(-)}$ ), ASTM D5379 (면내전단시험:  $G_6, S_6$ ) 규격을 사용하였다. 그러나, 복합재료의 두께방향의 특성을 측정하기 위한 시험방법은 면내특성을 얻기 위한 시험규격과는 달리 아직은 일반화된 시험방법이 존재하지 않은 실정이다. 본 연구에서는 두께방향의 전단강성을 얻기 위해서 두께 25 mm의 두꺼운 복합재료를 제작하여 ASTM D5379 규격을 활용하여 실험하였으며, 제조된 복합재료를 가로세로 12 mm x 12 mm의 치수를 가지는 블록형 시편으로 가공한 후 두께방향의 압축시험을 통하여 두께방향의 강성과 압축강도를 측정하였다. 압축방향의 인장강도는 시험을 통하여 얻지 않고 문헌조사를 통하여 얻었다. Hodgkinson 등[4]은 1994년에 일방향 탄소섬유강화 복합재료인 T300/924를 [0]<sub>n</sub>으로 적층한 두꺼운 평판으로부터 Block 형 및 Waist 형의 시편을 가공하여 두께방향인 z 방향의 인장시험을 수행하였는데, 그 강성과 강도가 각각 9.9 GPa, 78 MPa로서 면내 섬유수직방향의 특성과 유사한 결과를 얻었다 [4,5]. Daniel 등[6]은 2008년에 탄소섬유 직물강화 복합재료인 AGP 370-5H/3501-6S에 대한 두께방향의 인장, 압축시험을 수행하였다. 그 결과, 두께방향의 강성은 12 GPa로서 일방향 탄소섬유 강화 복합재료의 면내 섬유수직방향의 것과 비슷하였다. 또, 두께방향의 인장강도는 59.8 MPa이고 압축 강도는 812 MPa로서 일방향 복합재료의 면내 섬유수직방향의 강도의 경향과 같이 인장강도가 압축강도에 비하여 매우 작은 결과를 얻었다. 본 연구에서는, 복합재료의 두께방향의 인장강도를 Daniel 등[6]이 구한 탄소섬유직물강화 복합재료의 인장강도를 사용하였다.

Table 1 Material property of the composite laminate made through the RTM process

Direction	Modulus $E_i$ [MPa]	Strength [MPa], Average	
		Tensile $S_i^{(+)}$	Compressive $S_i^{(-)}$
1 (x)	94,817	1,387	740
2 (y)	12,625	112	240
3 (z)	10,437	59.8 <sup>1)</sup>	592
4 (yz)	1,406	64.7 <sup>2)</sup>	
5 (zx)	2,223	64.7	
6 (xy)	4,558	91.2	
Direction	Poisson's ratio		
12	0.181		
23	0.249		
13	0.350		

- 1) 참고논문 [6]에서 인용한 값.
- 2)  $S_4$ 는 측정된  $S_3$ 의 값과 동일하다고 가정함.

Table 2 Material properties of the corner filler and the metal for bushing

Property	Corner filler (carbon/epoxy filler)	Bushing (17-4PH Stainless Steel)
Modulus [MPa]	52,627	210,000
Strength [MPa]	-	1,000
Poisson's ratio	0.3	0.3

복합재 구조물의 해석에 필요한 설계허용치(Design allowable)는 구조물의 해석결과를 통하여 구조의 안정성을 판별하기 위한 기준이 된다. 복합재료의 설계허용치를 얻는 과정은 일반적으로 다수의 배치(Batch)의 많은 수량의 시편에 대한 시험이 필요한 고비용의 용역이 필요하다. 항공기 구조물을 설계하는데 있어서 일반적으로 본 구조물과 같은 부구조물(Secondary structure)의 경우 B-basis를 설계허용치로 사용하고, B-basis의 경우 6 개/배치이상의 시편을 5 배치이상에 대하여 시험하도록 권고하고 있다 [7]. 그러나, 본 연구는 복합재 토크링크에 대한 탐색개발로 수행되었으므로 설계허용치는 실험으로 얻은 복합재료 강도의 평균값을 사용하였다.

복합재 토크링크의 섹션들 사이의 코너는 탄소섬유를 맡아서 매워진 소재로서 그 특성을 정량화하기 매우 어렵다. 따라서, 본 연구에서 복합재료 적층판의 두께방향인 z 방향과 x 방향의 강성을 평균하여 코너 소재의 강성으로 가정하여 사용하였다. 또, 코너부분에 가해지는 응력은 그리 크지 않기 때문에 코너부분의 응력은 파손에 영향을 주지 않는다고 가정하였다. 복합재 토크링크의 3개의 원공(Hole) 내부에는 Pin Joint를 위한 Bushing이 사용되는데, 이것은 17-4PH Stainless Steel을 사용하였다.

### 3. 복합재 토크링크의 해석 모델 및 기법

#### 3.1 토크링크의 유한요소모델

토크링크 모델은 극한하중(Ultimate Load)하에서의 원공(Hole) 부위의 접촉(Contact)조건을 고려한 비선형 정적 유한요소해석(Nonlinear static FEA)으로 설계하였다. 사용된 Pre/post processor는 MSC/PATRAN Version 2005r2이고 Solver는 ABAQUS Version 6.5-1를 사용하였다. 토크링크 형상이 두꺼운 복합재 구조물의 형상이므로 3차원 Solid 요소를 모델에 적용하였다. Fig. 3은 복합재 토크링크의 유한요소모델 형상을 나타낸다. 복합재 토크링크는 크게 복합재 적층판, 코너, Bushing의 세 부분으로 분류된다. 복합재 적층판 및 Bushing에 사용된 유한요소 타입은 C3D20 (Cubic type)를, Corner에 속한 부분은 C3D15 (Wedge type)의 요소를 사용하였다. ABAQUS의 Solid 요소 중 복합재료에 해당하는 부분의 Property CARD에 직접 복합재료 적층패턴을 적용하여 Layered Solid로 모델링이 되도록 하였다. 상하 토크링크는 Pin 연결부 중심으로 Symmetry한 형상을 가지므로 한 개의 형상에 대해 1/2만 모델링하였다. 해석에 사용된 요소(Element) 및 절점(Node)의 개수는 해석에 적용된 각각의 해당 모델에 대하여 Patch test를 통하여 적절한 개수로 설정하였으며, 최종적으로 69,867개의 Node와 15,521개의 요소를 사용하였다.

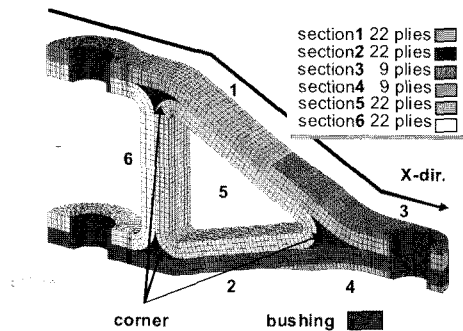


Fig. 3 Finite element model and its sectional divisions for composite torque link.

Table 3 Stacking sequences of the sections of FE model for the composite torque link

Sections	Stacking sequence	No. of plies
1, 2, 6	$[0/45/-45]_s[0/45/-45/90]_{s_2}$	22
3, 4	$[0/0/45/-45/90/-45/45/0/0]$	9
5	$[0]_{22}$	22

각 섹션의 적층패턴은 RTM 공정성을 고려하여 섹션 별로 섬유방향 및 적층 수 그리고 Size등을 조절하였으며, 최종적으로 응력분산 및 구조적 안정성을 갖는 형상을 찾아 보강재의 적층 수 및 적층패턴을 Table 3과 같이 결정했다.

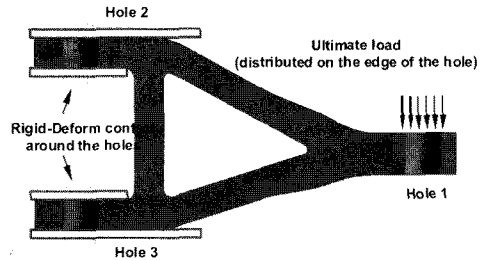


Fig. 4 Rigid-Deform contact boundary conditions on the hole 2, hole 3 and the element-uniform pressure load on the edge of hole 1.

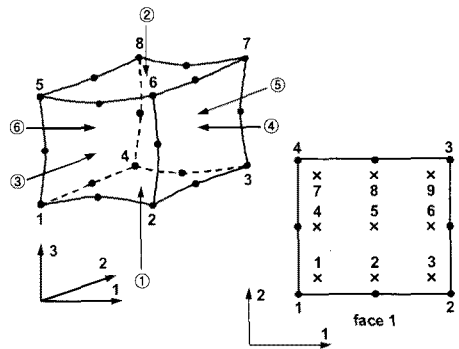


Fig. 5 Integration points defined in the layered solid element C3D20 of ABAQUS 6.5-1.

섹션5는  $[0]_{22}$ 를 사용하였는데, 이것은 복합재 구조물의 제조 공정을 고려하여서 선정된 적층패턴이다.

#### 3.2 유한요소해석을 위한 하중 및 경계조건

복합재 토크링크는 랜딩기어에 Pin으로 연결되고, Pin 주위에는 토크링크의 변형을 지지하는 구조물이 존재하기 때문에 Fig. 4에서 보는 것과 같이 Hole 2, Hole 3의 주위에 접촉조건을 경계조건으로 하였다. 토크링크에 가해지는 하중은 Hole 1을 중심으로 작용하게 되는데, 그 하중은 설계기준이 되는 제한하중(Limit Load)에 Load factor 1.5을 곱하여 적용하였다. Hole 1에 가해지는 하중은 Hole 1의 상부에 분산되어 가해지게 되는데, 본 연구에서는 Hole 1 상부의 일정한 면적을 가정하고 극한하중을 그 면적으로 나누어 Hole 1의 윗부분의 원주 주위로 균일압력(Uniform pressure)를 적용하였다.

#### 3.3 복합재료의 파손판별

본 연구에서 복합재료 적층판에 사용된 ABAQUS의 Layered Solid 요소인 C3D20은 Fig. 5와 같이 내부의 1 layer에 9개 적분점(integral point)이 존재한다. 본 연구에서는 Fig. 6의 그림과 같이 한 Solid에 여러 개의 적층을 정의하였으며, 한 개의 복합재 층에는 두께방향으로 바닥과 중앙 그리고 상부부분에 각각

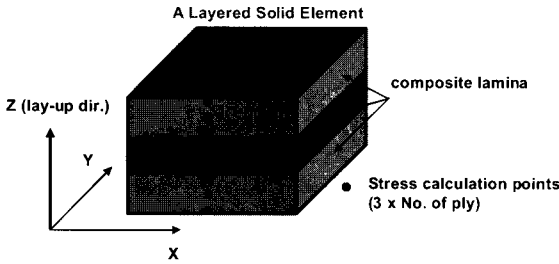


Fig. 6 Stress calculation points defined in the layered solid elements for composite laminates.

1개씩의 응력계산점(Stress calculation point)을 분포하도록 하였다. 따라서,  $n$ 의 적층수를 가지는 적층판에는  $n \times 3 \times 9$ 개의 적분점이 존재한다[8].

복합재 적층판의 파손판별을 위해서는 먼저, Layered Solid 요소상에 존재하는 모든 적분점에서의  $\sigma_i$  (단,  $i = 1 \sim 3$ 에서는 인장, 압축,  $i = 5 \sim 6$ 은 전단)의 9개 성분의 각 응력에 대해서 모두 Table 1의 각 성분에 해당하는 강도와 비교함으로써 파손판별을 하는 Maximum Stress Criteria를 사용하였다. 이를 쉽게 나타내기 위해서 식 (1)과 같이 안전율여유(M.S.: Margin of safety)를 정의하여 도입하였다.

$$M.S. = S_i / \sigma_i - 1 \quad (\text{단, } i = 1 \sim 3 \text{에서는 인장, 압축, } i = 5 \sim 6 \text{은 전단}) \quad (1)$$

식(1)을통하여 얻어진 안전율여유를 살펴보고 안전율여유가 작은 취약한 부분을 선별하여 다시 3D 응력장을 위한 Tai-Wu 파손판별식을 적용하였다. 본 연구에서 사용된 Tai-Wu 파손판별식은 두께방향의 응력성분을 포함하는 것으로 식(2)와 같다 [6,8,9,10].

$$F_c = F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^2 + F_{44} \sigma_4^2 + F_{55} \sigma_5^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{31} \sigma_3 \sigma_1 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \quad (2)$$

$$\text{단, } F_{11} = \frac{1}{S_1^{(+)} S_1^{(-)}} \quad F_1 = \frac{1}{S_1^{(+)}} - \frac{1}{S_1^{(-)}}$$

$$F_{22} = \frac{1}{S_2^{(+)} S_2^{(-)}} \quad F_2 = \frac{1}{S_2^{(+)}} - \frac{1}{S_2^{(-)}}$$

$$F_{33} = \frac{1}{S_3^{(+)} S_3^{(-)}} \quad F_3 = \frac{1}{S_3^{(+)}} - \frac{1}{S_3^{(-)}}$$

$$F_{44} = \frac{1}{S_4^2} \quad F_{55} = \frac{1}{S_5^2} \quad F_{66} = \frac{1}{S_6^2}$$

식 (2)에서  $F_{ij}$ 는  $F_{ij} = f_{ij}^* \sqrt{F_{ij} F_{ij}}$ 로 정의되며  $-1 \leq f_{ij}^* \leq 1$ 의 값을 가진다 [8]. 본 연구에서는  $f_{ij}^* = -0.5$ 로 가정 하였다 [8,10]. 식 (2)에서  $F_c \geq 1$ 이면 파손이 발생한 것으로 간주한다.

## 4. 복합재 토크링크의 해석 결과

### 4.1 복합재 토크링크의 형상 설계

복합재 토크링크의 각 섹션을 이루는 적층의 변화에 따른 형상 설계 및 정강도 해석을 반복적으로 수행하는 매개변수 분석을 통하여, 극한하중에서 파손이 발생하지 않으며, 비교적 형상이 간단하고 무게가 가벼운 복합재 토크링크의 설계안을 얻었다. Table 4는 형상 변화 과정에서 발생된 문제와 그 해결 방법을 나타내고, Fig. 7은 그 형상 변화를 그림으로 보여 준다.

Table 4 Design history of model shapes for the composite torque links

Model	Description
1 <sup>st</sup> Model	- 기존의 알루미늄 제품의 형상을 참조한 형상설계 - 부분 1)(섹션 5와 섹션 6이 만나서 이루는 가운데 삼각형 부분의 세로부분)의 강도가 취약함.
2 <sup>nd</sup> Model	- 섹션 1과 섹션 2의 두께를 감소시키고 섹션 5, 6의 두께를 증가. - 부분 2)와 같이 Hole 1에 해당하는 부분의 치수가 감소하였고, 그 부분의 면내응력이 증가-> 강도가 취약함.
3 <sup>rd</sup> Model	- 부분 2)를 보강하기 위해서 3 <sup>rd</sup> Model에서는 부분 3)과같이 수정.
4 <sup>th</sup> Model	- 3 <sup>rd</sup> Model까지 Hole 2, 3 주위의 원공 주위의 형상은 a)와 같은데, 접촉문제에서 원공 주위의 면내응력이 과도하여 4 <sup>th</sup> Model에서는 b)와 같이 원공 주위의 형상을 수정.
5 <sup>th</sup> Model	- 부분 5)의 여유치수를 수정하여 Round 처리함. - 부분 6)에서 4 <sup>th</sup> Model까지의 각이진 부분에서 과도한 z방향 인장 및 zx방향의 전단응력이 발생하여 파손 유발. 따라서 fillet를 주어 응력집중 방지.

### 4.2 복합재 토크링크 강도해석 결과

유한요소해석 결과와 시험으로 얻은 설계허용치를 이용하여, 제시된 복합재료의 파손판별 방법에 따라서 복합재 토크링크의 모델을 평가하였다. 평가를 위해서는 MSC/PATRAN의 Post-processing 기능을 활용하였는데, Layered Solid 내부에 정의된 모든 응력계산점(Stress calculation point)에서의 응력 성분 중에서 최대값 및 최소값을 출력하여 시험으로 얻은 설계허용치와 비교하여 식(1)과 같이 안전율여유를 계산하였다. 최종모델인 5<sup>th</sup> Model에 대해서 해석한 결과는 Table 5와 같다.

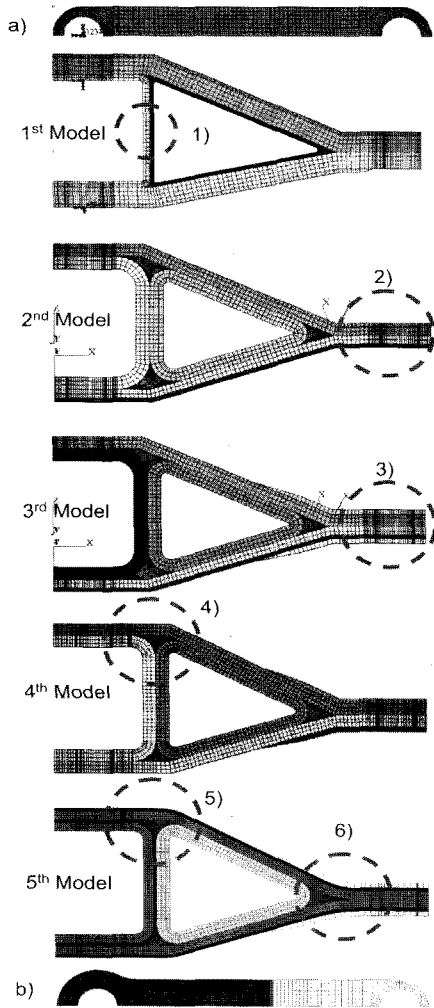


Fig. 7 History of optimization of model shapes for the composite torque links.

Table 5 Margin of safety of composite laminates of final (5<sup>th</sup>) FE model for the composite torque link

Direction		Strength [MPa]	Stress [MPa]	M.S.
1	(+)	1,387	743	0.87
	(-)	740	671	0.10
2	(+)	112	62.6	0.79
	(-)	240	77.9	2.08
3	(+)	59.8	35.6	0.68
	(-)	592	87.5	5.77
4		64.7	38.9	0.66
5		64.7	61.5	0.05
6		91.2	42.1	1.17

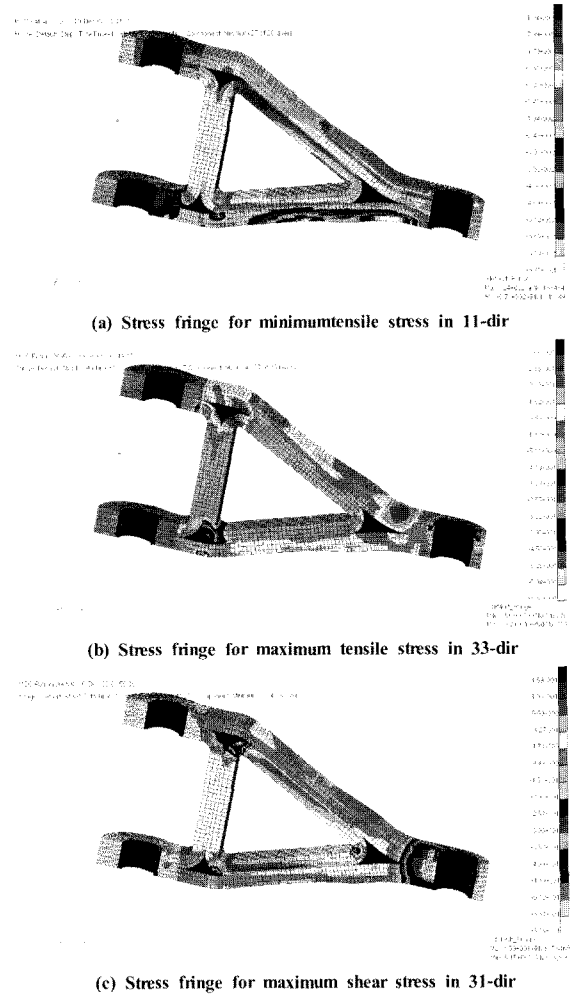


Fig. 8 Stress fringes for critical M.S. components of the final FE model of the composite torque link.

Fig. 8은 복합재 토크링크에 가해지는 응력성분 중에서 Table 5의 결과에 따라서 가장 안전율여유가 작은 응력성분을 대표적으로 나타낸다. Fig. 8과 Table 5에서 복합재료 구조물에 미치는 응력 중에 가장 강도와 안전계수가 가장 작은 부분은 x 방향의 압축응력이 주로 걸리는 부분과 x 방향 및 z 방향의 인장응력과 zx 방향의 전단응력이 복합적으로 걸리는 부분이다. 취약 부분의 응력성분에 대해서 앞에서 제시된 식(2)의 3D 응력장에 대한 Tsai-Wu 파손판별식을 적용하여 평가하였으며, 그 결과 모든 부분에서 1.0 보다 작은  $F_c$ 을 얻었으므로 구조적으로 안전한 복합재료 토크링크를 설계할 수 있었다. 설계된 복합재 토크링크는 극한하중에 대해서 3.97 mm의 처짐량을 가지며, 무게는 845 g으로서 기존의 알루미늄 토크링크(처짐량 > 3.0 mm, 무게 > 1.0 kg)에 비해서 비교적 가벼운 복합재 토크링크의 설계안을 얻었다.

## 5. 결론

항공기용 복합재료 부품인 복합재 토크링크를 개발하기 위한 기초연구로서 복합재 토크링크의 제조공정과 두꺼운 복합재료의 구조적 특징을 고려한 설계/해석 방법을 정립하였다. 본 연구에서는 두꺼운 복합재 토크링크의 제조공정인 RTM공정을 고려하여 구조물의 형상 및 적층방법을 설계하였으며, 접촉문제를 고려한 비선형 정적 유한요소해석을 통하여 설계모델의 검증을 통하여 극한하중의 요구하중에서 강도를 만족시키는 복합재 토크링크를 설계하였다. 해석을 위해서 사용된 ABAQUS Solver가 지원하는 Layered Solid 요소를 사용하여 두꺼운 복합재료 적층판의 적층형태가 해석에 반영된 유한요소해석을 수행하였다. 복합재료의 파손판별을 위해서는 3D 응력장으로 확장된 Tsai-Wu 파손판별식을 활용함으로써 두꺼운 복합재료의 면내응력과 두께방향의 응력성분이 함께 고려된 파손판별을 통한 구조설계/해석을 수행할 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사 드립니다.

## 참고문헌

- 1) Composites technologies at NLR - An Overview of Ten Year Development in the Area of Resin Transfer Moulding 1994-2004, NLR report of Netherlands, 2006.
- 2) 김위대, 홍대진, “수지 충전 공정을 이용한 항공기 원도우 프레임 설계,” 한국복합재료학회지, 제19권, 제6호, 2006. 12, pp. 1-7.
- 3) H.G.S.J. Thuis, Development of a Composite Torque Link for Helicopter Landing Gear Applications, NLR-TP-99026, 1999.
- 4) J.M. Hodgkinson, Mechanical Testing of Advanced Fibre Composites, WOODHEAD PUBLISHING LIMITED, ENGLAND, 2000.
- 5) W.R. Broughon, G.D. Sims, An Overview of Through-thickness Test Methods for Polymer Matrix Composites, NPL Report DMM(A) 148, 1994.
- 6) I.M. Daniel, J.J. Luo, P.M. Schubel, “Three-dimensional characterization of textile composites,” *Composites Part B: engineering*, Vol. 39, 2008, pp. 13-19.
- 7) MIL-HDBK-17-1F, 2002, USA.
- 8) ABAQUS Analysis User’s Manual, version 6.5-1.
- 9) S.W. Tsai, E.M. Wu, “A general theory of strength for

anisotropic materials,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, 1971, pp. 58-80.

- 10) R.F. Gibson, Principles of Composite Material Mechanics, McGraw-Hill, 1994.