

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.499>

뒷전 플랩을 장착한 능동형 로터 블레이드의 구조 설계 및 해석

은원중*, Balakumaran Natarajan*, 이재환**, 신상준***

Structural Design and Analysis upon Active Rotor Blade with Trailing-edge Flap

Won-Jong Eun*, Balakumaran Natarajan*, Jae-Hwan Lee** and Sang-Joon Shin***

ABSTRACT

Vibratory loads imposed by the rotating blade upon the fuselage has been one of major obstacles in rotorcrafts. A new concept of rotor blade is currently developed to adopt an Active Trailing-edge Flap (ATF) to alleviate such obstacles. The flap is mounted at 65~85% spanwise location from the rotor hub. The nominal rotational speed of the blade is as high as 1,528 RPM, to match the required tip Mach number. Structural integrity is one of the important design aspects to be maintained and monitored in this special type of rotor. This is due to that many detailed components, which drive the flap, are inserted inside the rotating blade. To conduct its structural design and analysis, CAMRAD-II and the one-dimensional beam analysis are used. At the same time, three-dimensional finite element analysis are also used, such as MSC. PATRAN/NASTRAN, in order to analyze the details of the present active blade. As a result, comparable characteristics for the present rotor are predicted by both approaches.

초 록

회전의 항공기에서 가장 심각한 문제의 한 가지는 로터의 회전에 의한 진동 가진이다. 이를 완화하기 위하여 본 논문에서는 능동 뒷전플랩(ATF)을 적용한 로터 블레이드를 개발하였다. 이 플랩은 로터 중심에서부터 65~85% 스패에 장착되었다. 블레이드 회전 속도는 끝단에서 마하수를 충족하기 위하여 1,528rpm 정도로 높은 수준이다. 이런 특별한 장치기 내부에 삽입된 블레이드에서는 구조적인 강건성을 파악하고 관찰하는 것이 중요하다. 플랩을 작동시키는 세밀한 부품들이 회전하는 블레이드 내에 삽입되기 때문이다. 블레이드의 구조적 설계와 분석을 위하여 CAMRAD-II와 1차원 보 모델을 이용하였다. 동시에 3차원 유한요소 해석 프로그램인 MSC. PATRAN/NASTRAN를 통해 현재 블레이드의 상세한 해석을 수행하였다. 그 결과 개발한 로터의 특성이 적절한 수준인 것으로 예측되었다.

Key Words : Rotorcraft Vibration Reduction (회전익기 진동 감소), Active Trailing-edge Flap (능동적 뒷전 플랩), Active Rotor Blade Design (능동 로터 블레이드 설계)

† 2012년 2월 13일 접수 ~ 2012년 5월 16일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

** 정회원, 삼성테크윈

*** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부, 항공우주신기술연구소
교신저자, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr
서울특별시 관악구 관악로 599

1. 서 론

대표적인 회전의 항공기인 헬리콥터는, 좁은 공간에서 이륙과 착륙이 가능한 수직이착륙 기능과 제자리 비행이라는, 다른 고정익 항공기가 획

득하지 못하는 여러 가지 장점을 가지고 있다. 그러나 이러한 회전익 항공기의 근본적인 장점에도 불구하고 비행 시 발생하는 문제들로 인해 그 사용이 제한적이다. 헬리콥터의 대표적인 단점은 로터 블레이드의 회전으로 인해 발생하는 기체 진동이다. 따라서 헬리콥터의 진동을 가능한 수준까지 감소시켜야만 헬리콥터가 가지고 있는 제어의 어려움과 소음의 문제를 해결할 수 있다[1].

능동 뒷전플랩 (ATF) 기술은 회전익의 뒷부분에 플랩을 설치하고 이 플랩을 제어하여 진동 가진력을 감소시키는 방법이다. 비교적 적은 힘으로도 진동제어가 가능하다는 장점이 있지만, 또 다른 주요 목표는 회전하는 헬리콥터 로터의 트림을 이룩하는 역할이다. 헬리콥터의 진동은 전진 비행 시 발생하는 공력 불균형과 선행 블레이드에서 발생한 후류가 후행 블레이드와 부딪히는 블레이드-와류 간섭(BVI)이 주된 요인이다. 또한 스와시 플레이트를 사용하는 현재 블레이드 조종계통의 특성상 1/rev의 블레이드 제어 변위만을 가능하여, 로터 블레이드에서 발생하는 진동하중을 제어하는 데에 한계가 있다. 따라서 현재는 지상에서 진동 교정을 수행한 헬리콥터라도 비행 중 발생하는 진동의 제어는 조종사의 능력에 상당부분을 의존하고 있다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 형상기억합금을 사용한 ATF 기술이나 1/rev 이상의 제어 변위를 발생시키기 위해 고차조절제어 기법 등 다양한 기술들이 개발되고 있다[1].

고전적인 진동 흡수 장치와 같은 수동적 제어 기법은 부가적인 중량을 발생시키는 문제점이 있다. 반면에 ATF 기술은 수동 제어 기법들의 한계점을 보완하고, 진동하중을 발생하는 공력요인을 원천적으로 개선하기 위하여 고안된 기술이다. 이를 구현하기 위해서는 다양한 범위의 진동 제어가 가능한 구조물과, 이 구조물을 제어할 수 있는 제어 알고리즘의 개발이 필요하다.

이 연구에서는 우선 다양한 범위의 진동 제어가 가능한 구조물을 장착한 블레이드를 설계하고, 진동의 제어를 위한 구조물(플랩 작동기)이 블레이드 내부에 삽입된 경우, 높은 회전속도와 실기체 조건에서 어떠한 동역학적인 특성을 가지는지 분석하고자 하였다. 또한 블레이드 내에 플랩 작동기가 삽입된 경우, 그렇지 않은 경우와 비교하여 응력 및 변형률의 증가가 어느 정도 발생하는지 비교하여 플랩 작동기가 블레이드 구조물의 안전도에 끼치는 영향을 파악하고자 하였다.

II. 본 론

2.1 구조 설계

이 논문에서 개발하고자 하는 Seoul National University Flap (SNUF) 블레이드는 진동 제어를 목표로 ATF 기술이 적용된 능동 로터 블레이드다. 압전 작동기를 사용하여 뒷전 플랩을 제어하는 형태로, 블레이드 회전 속도는 1,528 RPM으로 상당히 높다. SNUF 블레이드의 설계는 기본적으로 SHARCS 와 NASA/ARMY/MIT ATR 블레이드를 기반으로 하고 있다[2~5]. ATR 블레이드와는 달리 SNUF 블레이드는 실제 대기 하에서 회전시킬 예정이므로 블레이드의 독특한 특성을 정확하게 예측하는 것이 중요하다. Fig. 1은 SNUF 블레이드의 단면 설계 결과이며, 당초에 정한 설계 목표치와의 차이가 Table 1에 요약되어 있다.

SNUF 블레이드는 각 부분에서 발생하는 양력의 수준 차이를 최소화하도록 블레이드 스팬을 따라 일정한 (-)의 비틀림 각이 적용되도록 설계하였다. 하지만 플랩 작동기가 삽입되는 위치인 로터 중심으로부터 65%~85% 스팬 구간에는 비틀림 각을 적용하지 아니하였다. 이런 설계에 따라 설정된 비틀림 각 분포는 Fig. 2와 같다.

Table 1. SNUF 블레이드 단면 특성 비교

속성	목표치	결과	차이(%)
EA (N)	4.600×10^6	4.569×10^6	-0.7
GJ ($N \cdot m^2$)	6.800×10^1	6.810×10^1	0.1
$EI_{flap} (N \cdot m^2)$	5.700×10^1	9.892×10^1	73.5
$EI_{lag} (N \cdot m^2)$	1.900×10^3	2.237×10^3	17.7
Mass(kg/m)	5.500×10^{-1}	5.500×10^{-1}	0
$I_{yy} (kg \cdot m)$	2.700×10^{-5}	6.252×10^{-6}	-76.8
$I_{zz} (kg \cdot m)$	2.250×10^{-4}	2.939×10^{-4}	30.6

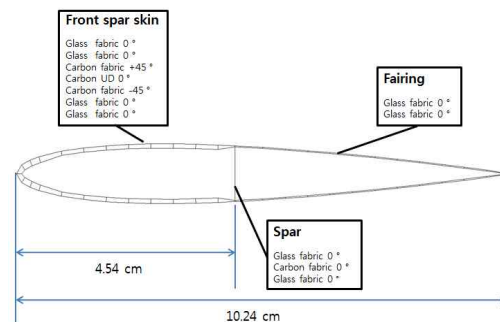


Fig. 1. SNUF 블레이드 단면 설계

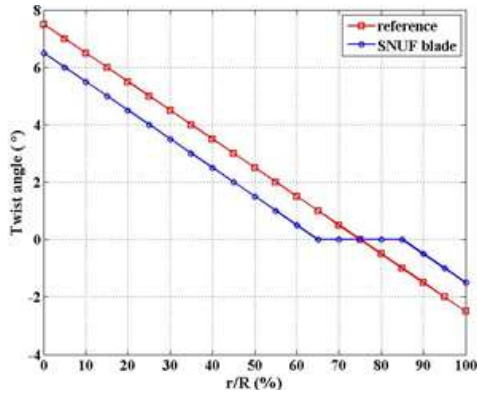


Fig. 2. 블레이드 비틀림 각 분포

설계된 플랩 작동기에서는 평행하게 놓여진 3개의 APA 200M 작동기가 알루미늄으로 제작한 coupling bracket이 움직이면 이에 연결되어 있는 push rod로 움직임이 전달된다[6]. 이를 통해서 블레이드 끝단에 부착되어 있는 플랩이 위아래로 움직이게 된다. 이 때 좌굴을 방지하기 위해서 push rod는 steel로 제작하였다. 이런 구조를 가진 플랩 작동기는 블레이드의 중심으로부터 65% ~ 85% 스팬(Fig. 3)에 위치한다. 플랩 작동기의 최종 설계는 Fig. 4와 같다.

블레이드 내에 이와 같은 구조물이 삽입되면 응력 및 변형률에 변화가 유발되며, 이런 변화가 블레이드에 구조적인 약점을 유발할 수 있는지를 확인해야 할 것이다. 이러한 차이점을 확인하기 위해서 1차원 보 모델과 3차원 유한요소 해석을 진행하였다[7].

블레이드의 공력탄성학적 특성의 향상을 위해서는 질량 중심이 블레이드 시위 상의 25% 지점에 오도록 설계하여야 한다[8]. ballast weight를 추가하여 이 같은 효과를 얻을 수 있었다[9].

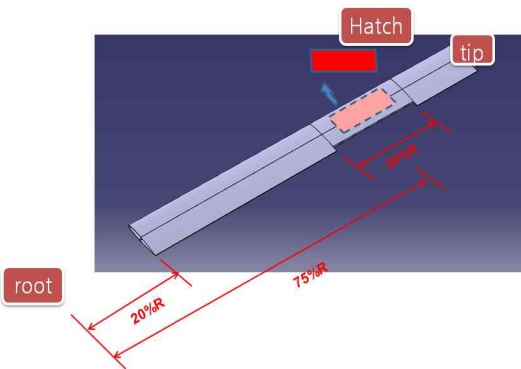


Fig. 3. 플랩 작동기 위치

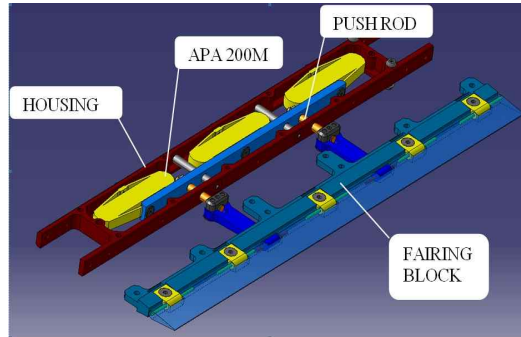


Fig. 4. 플랩 작동기 설계

플랩 작동기가 삽입된 부분과 없는 부분의 질량 분포가 서로 다르므로, 각각의 특성을 고려하여 삽입된 ballast weight 분포는 Table 2와 같다.

2.2 예비 해석

블레이드 내부에 플랩 작동기가 삽입된 이후에 블레이드가 받는 응력과 변형률을 비교할 대상을 도출하기 위하여 CAMRAD II를 이용한 예비 해석을 수행하였다[10].

내부에 작용하는 하중을 예측하기 위해서 전진비 0.3의 전진비행 조건을 설정하였다. 고정된 풍동 트림 조건에서는 자유후류 공력 모델이 사용되었다. 이와 같은 조건에서 flapwise, lagwise 방향의 굽힘 모멘트 값과 torsional 모멘트 값을 예측할 수 있었다. 0.2R에서부터 0.9R까지의 블

Table 2. Ballast Weight 분포 (kg/m)

빈 블레이드 부분		플랩 작동기 부분		
1	1	0.00188	1	0.1825
	2	0.00064	2	0.6643
			3	0.0667

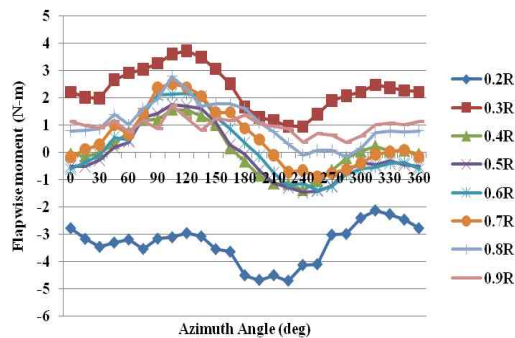


Fig. 5. Flapwise 굽힘모멘트 vs 방위각

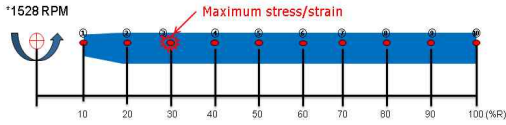


Fig. 6. 응력-변형률 해석 위치

Table 3. 최대 변형률 예측 결과 ($\times 10^{-6}$)

구분	최대 변형률	변형률/허용치
섬유 방향	11116.81	0.5387
횡단 방향	3314.57	0.3994
전단 방향	-2418.368	0.1812

레이드 스펠에서 flapwise 방향의 굽힘 모멘트 예측값이 Fig. 5에 방위각에 대한 분포로 나타나 있다.

CAMRAD II를 사용하여 예측한 공력 하중 가운데 가장 큰 값에 1.5의 안전계수를 적용한 값을 1차원 보 모델 내 하중에 적용하였다[7]. 이때, 표 1에 나와 있는 것과 같은, 현재 설계한 블레이드 단면의 특성치를 사용하였다. 이후 2-cell thin-wall 단면 해석 기법을 사용하여 블레이드 단면 내 국소 위치에서의 응력 변형률 예측을 Fig. 6에 표시된 것과 같이 8군데의 span 위치에서 수행하였다[11].

그 중 발생하는 최대 변형률의 결과가 표 3에 요약되어 있다. Fig. 4에서 볼 수 있듯이 이 값들은 중심으로부터 약 30% 스펠 위치에서 발생하였다. 예비 해석의 최종 결과를 보면, 현재 모든 방향 성분에서 최대 변형률 값들은 사용한 복합 재료의 허용값을 초과하지 않는 것으로 예측되었다.

2.3 3차원 유한요소 해석

예비 해석에서는 플랩 작동기 부분과 이를 지지하는 구조물을 고려하지 않은 결과를 도출하였다. 따라서 플랩 작동기 및 관련 구성품들의 영향을 예측하기 용이하지 않았다. 반면에 3차원 유한요소 해석은 이를 보완하여 실제 블레이드의 구조적인 거동을 예측하기 수월할 것으로 예상되었다.

3차원 유한요소 해석은 ballast weight와 플랩 작동기가 포함된 블레이드의 설계된 형상을 대상으로 하여 MSC. PATRAN/NASTRAN를 활용하여 수행하였다. 그러나 플랩 작동기 및 그와 관련한 모든 부품을 모델링하는 데에 한계가 있었다. 따라서 효율적인 모델링을 위해 Fig. 7와 같이 플랩 작동기 중 대부분의 질량을 차지하며 블레이드와 직접 접촉하는 부품인 플랩 작동기를

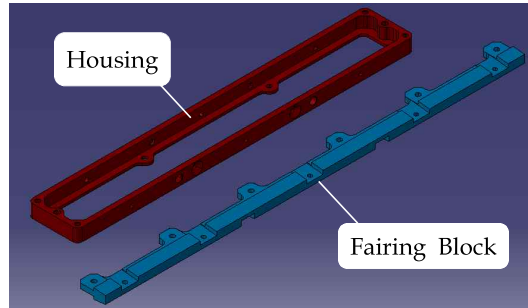


Fig. 7. 해석에 포함된 중요 부품

고정하는 housing과, 플랩을 고정하는 뒷전 블록만을 선정 포함시켜 해석을 진행하였다.

블레이드 표피와 스파는 QUAD4 요소를 이용하여 모델링하였으며, 힌지 구성(Fig. 8) 및 플랩 작동기 부분의 연결(Fig. 9)은 RBE2 요소를 사용하였다. 이는 여러 개의 고정점들을 강제로 연결하는 방식과 같다. 이러한 방식을 사용할 때에, 경계조건을 설정하게 되어 있다. 실제 블레이드에서는 소형 리벳이나 나사가 사용되지만 이들의 거동을 예측하는 것은 간단하지 않다. 더구나 체결된 부위를 강제로 가정하는 현재의 접근 방법이 실제와 동일하다고 할 수는 없다. 하지만 이러한 가정을 적용하지 않으면, 플랩 작동기가 블레이드 표면 외부로 빠져 나오는 등, 실제적인

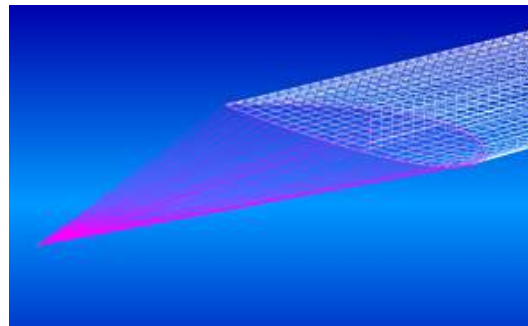


Fig. 8. 블레이드 끝단과 힌지 연결

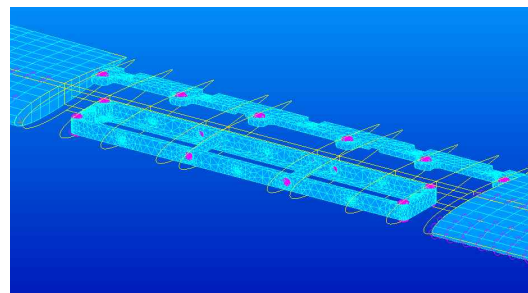


Fig. 9. 플랩 작동기와 블레이드 표피의 연결

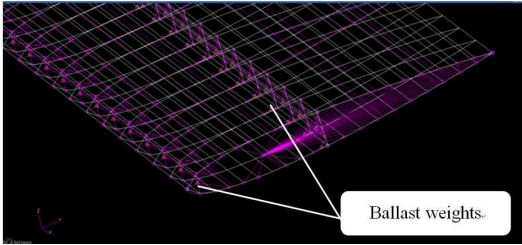


Fig. 10. 블레이드 끝부분의 Ballast Weight

상황과는 거리가 먼 결과가 예측되었다. 따라서 체결부위를 강체로 가정(Fig. 9)하는 것이 더 실제적인 블레이드의 거동과 유사한 결과를 도출할 것으로 예상하고 진행하였다.

질량 중심을 시위 25%로 맞추기 위하여 적용한 ballast weight를 구현하기 위해서 0차원의 CONM2 요소를 사용하였다[11]. 이 요소는 스펠 방향을 따라서 1차원 보 모델과 동일한 값으로 삽입되었다. Fig. 10에 나타난 것과 같이 ballast weight의 고정을 위하여 RBE2 요소에 의한 체결이 사용되었다.

해석한 대상은 플랩 작동기가 없는 단일 블레이드와 플랩 작동기가 삽입된 두 가지 경우로 구분하여 수행하였다. 이를 이전의 1차원 보 모델의 해석 결과와 비교할 수 있도록 응력과 변형률을 예측하였다.

III. 결과 및 토의

3.1 해석 결과

예비 해석의 결과를 비교하기 위해서 각각 플랩 작동기가 있는 로터 블레이드와 작동기가 없는 단순 블레이드의 힌지 포인트에서 원심력을 가하였다. 그 결과로서 Fig. 11에 나타나 있듯이 블레이드 뿌리 부분에서 가장 큰 응력이 발생하는 것을 관측할 수 있었다.

플랩 작동기가 없는 경우, 중심으로부터 약 29.44% 스펠에 위치한 곳에서 최대 응력이 발생하는 것을 관측할 수 있었다. 이는 1차원 보 해석과 동일한 결과이다. 그리고 플랩 작동기가 삽입된 경우에도 거의 동일한 위치에서 최대 응력과 변형률이 발생함을 관측하였다.

MSC. PATRAN/NASTRAN의 경우 각 개별 요소에서 응력 및 변형률을 예측하기 때문에 블레이드 표피의 임의의 위치에서 해석치를 구하기 위하여 Fig. 12와 같이 주변 요소의 합과 그 평균을 구하였다.

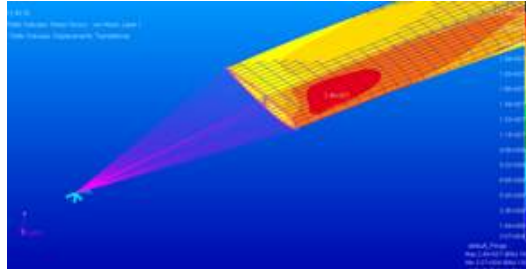


Fig. 11. von-Mises 응력 분포 (플랩 작동기가 없는 경우)

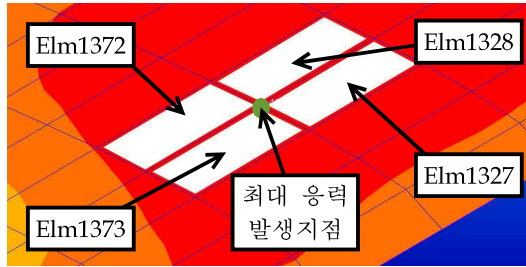


Fig. 12. 최대 응력 발생지점의 예측

1차원 보 모델의 해석결과와 플랩 작동기가 포함된 모델, 포함되지 않은 모델의 3차원 유한 요소 해석에서 예측된 최대 응력의 결과가 Table 4와 같다.

Table 4. 최대 응력 (MPa)

구 분	섬유방향	횡단방향	전단방향
1차원 보 모델	989.7	78.0	-3.6
플랩 작동기 미포함	1566.1	161.8	61.4
플랩 작동기 포함	1644.1	985.4	230.8
증가율 (%)			
1차원 - 3차원	58.2	107.5	1587.1
플랩 삽입 전 - 후	5.0	509.0	275.8

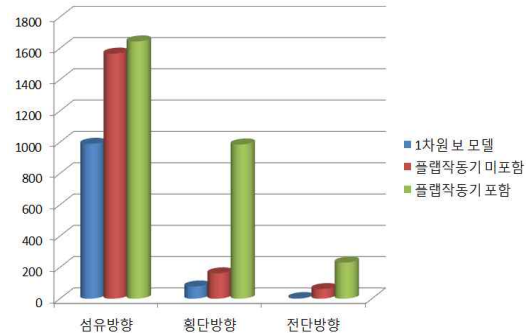


Fig. 13. 최대 응력 결과 비교

3.2 결과 비교

3차원 유한요소 해석 결과로 얻어진 예측치를 비교하여, 블레이드 내부에 삽입된 플랩 작동기가 미치는 영향의 정도를 파악하였다. 1차원 보 모델에서 예측된 값과 비교한 결과가 Fig. 13에 나타나 있다. 플랩 작동기가 삽입되지 않은 1차원 보 모델과 3차원 유한요소 모델을 비교하여, 블레이드 표피를 구성하는 복합재료 prepreg 내 섬유 방향과 전단 방향에서 증가가 발생함을 관측할 수 있었다.

플랩 작동기의 유무에 차이를 둔 3차원 유한요소 해석의 경우에는, 내부에 플랩 작동기가 삽입된 경우 모든 방향에서 최대 응력이 증가하는 것을 볼 수 있었으며, 섬유의 횡단 방향에 대해서는 1차원 모델 대비하여 약 600%가 증가하였음을 볼 수 있었다. 이를 통해서 플랩 작동기가 삽입될 때 가장 크게 문제가 되는 것은 prepreg 섬유의 횡단 방향 응력임을 관측하였다.

3차원 유한요소 해석결과에 의하면 응력의 크기와 증가량이 가장 높은 복합재료 prepreg 층은 Carbon 일방향 (UD) 섬유가 0°로 삽입된 4번째 층으로 나타났다. Table 5에서 볼 수 있듯이, 사용된 복합재료의 모든 방향의 강도를 비교해 보면, Carbon 섬유의 횡단방향의 강도가 가장 낮았다. 따라서 Carbon 섬유가 삽입된 4번째 층에서 전단 방향으로 허용치 대비 응력 비율의 값이 크게 증가한 것으로 예측되었다.

이와 같은 응력의 큰 증가는 1차원 보 모델과 3차원 모델의 큰 차이에서 비롯된 것으로 예측할 수 있다. 두 해석 모델의 대상물은 완전하게 동일한 형상은 아니며, 1차원 예비 보 해석모델과 비교하였을 때 3차원 구조해석 모델에는 플랩 작동기와 ballast weight가 포함되었기 때문에 이들의 추가 중량에 의하여 블레이드 내에 발생하는 원심력이 상당히 증가하는 것으로 관측되었다. 향후 1차원 예비 해석모델에도 이러한 추가된 구성품의 효과를 추가하여 더욱 실질적인 해석 결과를 획득할 계획이다.

MSC. PATRAN/NASTRAN을 이용한 3차원 유한요소 해석에서는 이와 유사한 방식으로, 사용된 prepreg의 항복 및 극한 허용치를 입력

하여, 주어진 하중에 대한 구조 강건도의 예측이 역시 가능하다. 현 SNUF 블레이드 해석에서는 블레이드의 파괴가 발생하지 않는 것으로 예측되었으며, 특정 방향과 층에서 응력의 상당한 증가가 관측되었으나, 이로 인해 SNUF 블레이드 설계의 구조적 강건도에 이상이 없는 것으로 최종 예측되었다. 따라서 향후 로터 블레이드의 시제품 제작 이후 그의 실험을 통해서 얻은 값들과 비교하여 본 구조 해석 결과의 유효성을 체계적으로 입증할 수 있을 것으로 예상된다.

IV. 결론

본 논문에서는 ATF를 가진 능동 로터 블레이드의 구조 설계 및 해석을 수행하였다. 예비 해석의 과정에서 1차원 보 해석과 2차원 단면 해석에서 얻은 예측값을 3차원 유한요소 해석값과 비교함으로써, 플랩 작동기 삽입 시, 예측 응력이 약 5배 정도 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 하지만, 해당 부분은 다층의 복합재료를 적용하여, 구조적인 강건성에는 이상이 없는 것으로 판단되었다.

향후에는, 플랩 작동기의 일부만을 고려한 현재의 해석을 확장하여, 설계한 플랩 작동기의 모든 구성품을 고려하고자 계획하고 있다. 즉 블레이드 표피와 플랩 작동기 사이, 그리고 플랩 작동기 내부의 push rod에서 발생하는 응력을 예측하여, 실제 SNUF 블레이드가 회전할 때의 구조적인 강건성을 세밀하게 파악할 수 있는 해석을 진행할 계획이다.

참고문헌

- 1) 주진, 회전익기 로터시스템 소음진동 저감 혁신기술 연구, 한국항공우주연구원, 2004.
- 2) Nitzsche, F., Feszty, D., Waechter, D., Bianchi, E., Voutsinas, S., Gennaretti, M., Coppotelli, G. and Ghiringhelli, G.L., "The SHARCS project: Smart Hybrid Active Rotor Control System for Noise and Vibration Attenuation of Helicopter Rotor Blades," *31st European Rotorcraft Forum*, pp. 52-1-52-15, 2005.
- 3) Feszty, D., Nitzsche, F., Khomutov, K., and Lynch, B, K., "Design and Instrumentation of the SHARCS Scaled Rotor with Three Independent Control Systems," *American Helicopter Society 64th Annual Forum*, Montreal,

Table 5. 재료의 최대 응력 허용치 (MPa)

구분	Carbon UD	Carbon Fabric	Glass Fabric
섬유 방향	2639.9	776.7	275.9
횡단 방향	42.6	811.8	257.4
전단 방향	60.3	67.6	49.8

Canada, 2008.

4) Feszty, D., Nitzsche, F., Cha, M., Khomutov, K., Lynch, B., Mander, A., Oxley, G., Poirier, P., and Ulker, F. D., "SHARCS: Smart Hybrid Active Rotor Control System Design Report," *SHARCS Report No 004*, 2007.

5) Shin, S. J., "Integral Twist Actuation of Helicopter Rotor Blades for Vibration Reduction," *Ph.D Thesis*, Aeronautics and Astronautics Dept., Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA, 2001.

6) Cedrat Ltd., France, <http://www.cedrat.com>

7) Shang, X., and Hodges, D. H., "Aeroelastic Stability of Composite Rotor Blades in Hover," *Proceedings of the 36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, New Orleans, Louisiana, USA, 1995.

8) Anderson, J. D. Jr., *Fundamentals of*

Aerodynamics, 4th Ed., McGraw Hill, 2007.

9) Balakumaran, N., Eun, W.-J., and Shin, S. J., "Detailed Design of an Active Rotor Blade for Reducing Helicopter Vibratory Loads," *Korean Society for Noise and Vibration Engineering- Annual Autumn Conference*, Daegu, Korea (Republic of), October 27-28, 2011.

10) Johnson, W., "Rotorcraft Dynamic Models for a Comprehensive Analysis," *American Helicopter Society International 54th Annual Forum Proceedings*, Washington, D.C., USA, pp. 452-471, May 20-22, 1998.

11) Shin, S. J., "Design, Manufacturing and Testing of an Active Twist Rotor," *Master's Thesis*, Aeronautics and Astronautics Dept., Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA, 1999.