

## 技術論文

## 헬리콥터 복합재 블레이드 충돌하중 연구

이현철\*, 전부일\*, 문장수\*, 이석준\*

## A Study on the Helicopter Composite Blade Impact Loads

Hyun-Cheol Lee\*, Boo-Il Jeon\*, Jang-Soo Moon and Seok-June Yee\*

## ABSTRACT

The objective of this study is ensuring safety of cabin when the blade impacts into a obstacle by verifying safety of the rotor mast and the transmission using impact loads calculated from the simulation. The rotor mast shall not fail and the transmission shall not be displaced into occupiable space when the main rotor composite blade impact into a 8 inch rigid cylinder in diameter on the outer 10% of the blade at operational rotor speed. To calculate the reaction loads at the spherical bearing and lead-lag damper, blade impact analysis was performed with FE model consist of composite blade, tree(or rigid cylinder) using elastic-plastic with damage material and several contact surfaces which were created to describe a progress of actual failure. Also, the reaction loads were investigated in change of blade rotation speed and pitch angle.

## 초 록

본 연구의 목적은 주로터 블레이드와 장애물 충돌 시 실제 파괴형상과 유사한 시뮬레이션을 통해 발생하는 하중을 구하고, 이것을 이용하여 허브 및 변속장치의 안전성을 검토함으로써 승무원의 안전성을 확보하는 것이다. 헬리콥터의 실제 운용 시에 주로터 복합재 블레이드 바깥쪽 10% 지점에 직경 203mm의 강체실린더가 충돌할 경우에도 주로터 주축은 파괴가 발생하지 않아야 하고 변속장치가 탑승공간으로 침투하는 위험한 변위가 발생하지 않아야 한다. 강체와 블레이드 충돌 시 주로터의 주축과 변속장치의 영향성을 확인하기 위하여 탄소성 손상 재질을 사용하여 복합재 블레이드와 나무(강체실린더의 경우는 강체)의 해석모델을 구성하였으며, 파괴진행과정을 실제와 유사하게 구현하기 위해 여러 개의 접촉면을 생성하여 충돌해석을 수행하였고, 구형베어링 및 리드래그댐퍼에 전달되는 하중을 구하였다. 또한, 블레이드 회전속도 및 피치각도의 변화가 전달하중에 미치는 영향을 검토하였다.

**Key Words** : Blade impact(블레이드 충돌), Composite blade(복합재 블레이드), Elastic-plastic with damage material(탄소성 손상 재질)

## 1. 서 론

헬리콥터의 경우는 운용 특성상 지상과 근접해서 임무를 수행하거나 장애물로 둘러싸인 좁은

공간에서 이착륙을 할 경우가 많으며, 여러 가지 원인(돌풍, 야간비행, 화물투하 등)에 의해 블레이드와 장애물(나무, 전신주 등)이 충돌할 가능성이 높으며 실제 이러한 사고가 종종 발생되고 있다.

만약 이 경우에 주로터 주축 혹은 변속장치가 파손되어, 로터 및 변속장치가 조종석 (혹은 객실)에 침투하거나 또는 헬리콥터 동체만 아무런

† 2008년 10월 20일 접수 ~ 2009년 1월 23일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주산업(주)

교신저자, E-mail : muscle@koreaero.com

경남 사천시 사천읍 용당리 55번지

감속장치가 없는 상태로 지면에 충돌하면 승무원의 생존확률은 거의 없을 것이다. 이와 반대로, 주로터 주축이 파손되지 않으면서 블레이드 일부만 파손될 경우는 블레이드의 손상정도에 따라 헬리콥터는 비상착륙을 하거나 혹은 남은 블레이드의 회전에 의해 어느 정도 감속된 상태에서 지면에 충돌하므로 승무원의 생존확률을 상당히 높일 수 있을 것이다.

그래서 미국 국방규격(MIL-STD-1290A)[1]에서는 “회전의 항공기의 경우 주로터 블레이드 반경의 바깥쪽으로부터 10%이내의 지점에 장애물 즉, 직경 203mm(8inch) 강체 실린더가 충돌하더라도 승무원에게 위험한 주로터 허브와 변속장치의 변위가 없어야 한다.”고 명시하고 있다.

본 연구에서는 헬리콥터 블레이드의 회전속도가 고속이며 파괴시험이기 때문에 여러 가지 여건상 시험수행이 불가능하므로 해석적인 방법으로 접근하고자 하였다. 주로터 블레이드가 장애물에 충돌할 경우에 주로터 허브와 변속장치의 파손여부를 검증하기 위해서 충돌해석 시뮬레이션을 통해 여러 조건에서 충돌 시 블레이드의 파손 형상을 검토하였고 주로터 허브에 전달되는 하중들을 계산하였다. 또한, 블레이드 회전속도 및 블레이드 충돌각도의 변화가 전달하중에 미치는 영향에 대해서 고찰해 보았다.

본 논문에서는 헬리콥터 주로터 복합재 블레이드의 반경 바깥쪽 10% 지점에 강체 실린더 및 나무 실린더가 각각 3종류의 회전속도에서 충돌할 때와 일정한 회전속도에서 각각 4종류의 피치각도(Pitch Angle)로 고속 충돌할 경우에 대해서 로터 허브의 구형베어링(Spherical bearing) 및 리드래그댐퍼(Lead-lag damper)에 전달되는 하중을 계산하였고 그 결과를 비교검토 하였다. 이러한 결과를 이용하여 주로터 허브 및 변속장치의 안전성 검토에 적용함으로써 궁극적으로는 헬리콥터의 운용 중 발생할 수 있는 블레이드 충돌사고 시에 승무원의 안전성 확보에 기여할 수 있을 것이다.

## II. 본 론

### 2.1 블레이드의 형상 및 재질

본 연구에 사용된 복합재 블레이드는 다중박스(Multi-box) 복합재 구조로써 내탄 및 하중전달 특성이 우수한 진보된 단면형상을 가지고 있으며, Fig. 1에 나타낸 것과 같다.

표피(Skin)와 보강재(Stiffener)는 유리/탄소 직

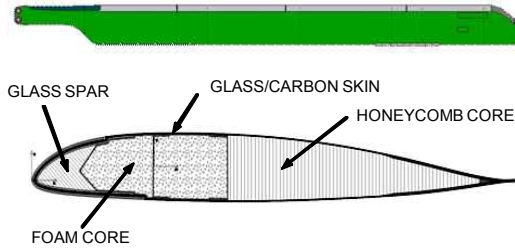


Fig. 1. Section & configuration of blade

조 섬유강화 복합재(Glass/carbon fabric)를 사용하여 제작되며 강도가 높은 유리 스파(Glass spar)를 앞쪽에 배치하여 무게중심 유지 및 하중 전달을 용이하게 하였고, 나머지 빈공간은 중량 절감을 위한 폼/벌집형 코어(Foam/honeycomb core)를 사용하여 채워졌다.

### 2.2 블레이드 충돌 해석모델

항공기 조류충돌해석의 경우는 주로 ALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian) 방법[2] 혹은 SPH(Smooth particle hydrodynamics) 방법을 사용하여 수행되며 충돌체를 각각 유체 혹은 격자가 없는 입자로 가정하여 해석을 수행한다.

하지만 여기서 고려하는 복합재 블레이드의 충돌문제는 블레이드와 충돌체의 한쪽 혹은 양쪽 모두 파괴를 동반하는 거동이므로 조류충돌에서 사용되는 방법으로는 구현하기가 용이하지 않으므로 이러한 충돌파괴를 묘사하기 위해서 연성 손상 재질(Ductile damage material)을 사용하였다. Fig. 2에서와 같이 해석에 사용된 재질의 이론적 배경은 존슨-쿡(Johnson-Cook) 모델[5]을 이용하여 탄소성 거동을 공식화한 것이다.

해석은 충돌해석 전용 소프트웨어인 RADIOSS를 사용하였고 탄소성 손상 재질(Elastic-plastic with damage material) [4,5]을 사용하였다.

또한, 블레이드와 충돌체 상호파괴를 구현하기 위해서 여러 개의 접촉면(Contact surface)을 사

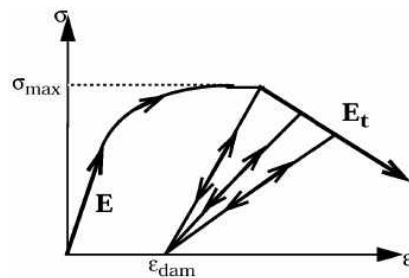


Fig. 2. Ductile damage model

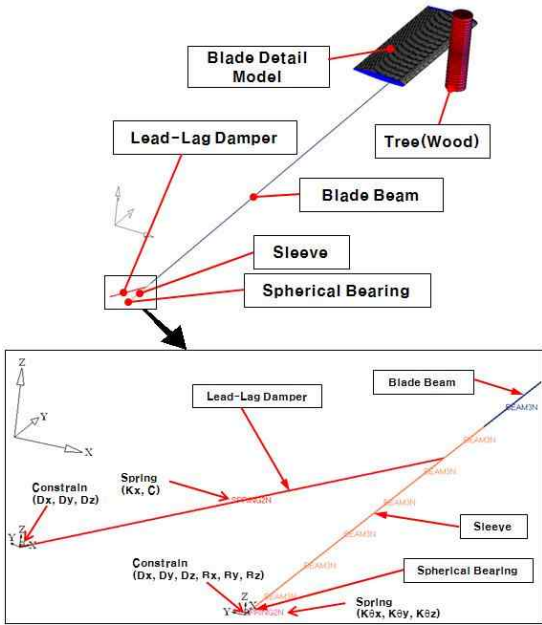


Fig. 3. Analysis FE model & constraint

용하여 접촉면이 순차적으로 파괴가 발생하도록 하여 충돌파괴를 실제와 유사하게 구현하였다.

블레이드의 복합재 표피(Skin)는 셸(Shell)요소를 유리 스파(Glass spar) 및 코어(Core)는 솔리드(Solid) 요소를 각각 사용하였고, 나머지 부위는 하중을 전달하기 위한 구조로써 빔(Beam) 요소를 사용하여 모델을 구성하였다. 또한, 주로터 추축과 블레이드를 연결하는 슬리브(Sleeve)는 빔 요소를 사용하여 모델링하였다. 구형베어링과 리드래그댐퍼는 스프링상수 및 감쇠계수를 고려한 스프링 요소를 사용하였으며 스프링 요소의 기준 좌표는 Fig. 3의 로컬좌표계에 따라 결정된다. 해석에 사용된 절점(Node)은 40,961개, 솔리드요소 32,175개, 셸요소 19,470개, 빔요소 59개, 스프링 요소 2개가 각각 사용되었다.

블레이드와 충돌하는 장애물은 203mm 직경의 강재 실린더와 나무(소나무 재질)를 사용하였고, 강재(Rigid wall)[3] 및 솔리드(Solid) 요소를 사용하여 각각 모델링 되었다.

구속조건은 구형베어링 스프링 요소의 끝단에서 6자유도 및 리드래그댐퍼 스프링 요소의 끝단에서 3자유도(Dx, Dy, Dz)를 구속하였다. Fig. 3에 전체 모델링 및 구속조건에 대해 나타내었다.

### 2.3 블레이드 회전속도 및 피치각도

블레이드에 작용하는 주요하중은 원심력(Centrifugal force), 페더링모멘트(Feathering moment)

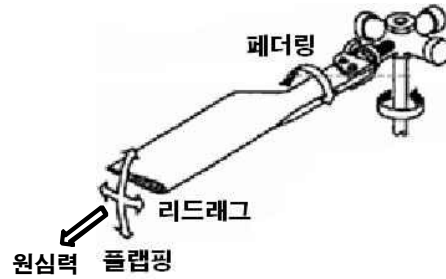


Fig. 4. Main rotor blade motion

ent), 리드래그모멘트(Lead-lag moment), 플랩핑모멘트(Flapping moment)이며 각 하중에 의한 운동방향은 Fig. 4에서 나타내었다. 그 중에 원심력과 회전속도는 충돌시간 및 하중에 미치는 영향성이 크다.

일정한 피치각도에서 회전속도가 빨라지면 속도에너지가 증가하여 충돌하중이 증가하는 반면 원심력에 의한 초기응력(Pre-stress)이 증가하고 파단시간이 감소됨으로써 충돌하중이 감소되므로 이러한 두 가지 효과가 중첩되었을 경우를 살펴보기 위해 각기 다른 3종류의 회전속도(236, 286, 336 RPM)가 전달되는 충돌하중에 미치는 영향을 검토하였다. 회전속도는 일반적인 정상 비행 상태 286 RPM, 자동회전 상태 336 RPM 및 최저 회전 속도 236 RPM으로 각각 가정하였다.

또한 피치각도의 변화에 따른 접촉면의 변화가 충돌하중에 영향을 미치기 때문에 일정한 회전속도에서 4종류의 블레이드 피치각도(0, 4, 8, 12 deg.)가 전달되는 충돌하중의 변화에 미치는 영향을 검토하였다.

### 2.4 원심력(Centrifugal force)

원심력은 식(1)에서와 같이 각 부분의 질량과 회전반경 및 각속도에 의해 표현되며 회전수가 정해지면 원심력도 일정하게 가해진다.

$$F_i = m_i \times r_i \times w^2 \quad (1)$$

여기서,  $m_i$ 는 질량,  $r_i$ 는 회전반경,  $w$ 는 각속도이다. 블레이드 각 부분의 원심력을 구해서 분포하중으로 가하면 회전중심의 구형베어링에서는 Fig. 5에서와 같이 전체 원심력 하중이 가해지고 각 부위별로 해당되는 블레이드의 초기응력이 가해진다. Fig. 5에서는 회전속도 336 RPM, 피치각도 0°인 경우에 대해 원심력-시간 그래프로써 일정한 원심력을 가하기 위해 39sec. 동안 하중을 가한 결과이다.

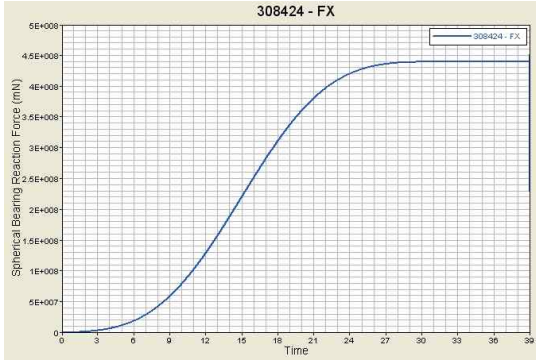


Fig. 5. Pre-stress due to centrifugal force

2.5 충돌해석결과

블레이드 충돌해석에 사용된 블레이드 재료는 탄소성 손상 재료를 사용하였기 때문에 충돌부위의 해석요소가 손상변형률(Damage strain)에 도달하면 파괴가 발생하도록 설정하였다. 해석에 사용된 요소의 이론은 존슨-쿱 모델에서 손상의 정도를 식(2)~(3)에서와 같이 파손계수  $\delta$ 를 사용하여 나타낼 수 있으며, 실제 변형률  $\epsilon$ 이 손상변형률  $\epsilon_{dam}$ 보다 클 경우에 파손이 발생하는 것으로 본다.

$$\begin{aligned}
 & (0 \leq \delta \leq 1) \\
 & \epsilon < \epsilon_{dam} : \delta = 0 \tag{2}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \epsilon > \epsilon_{dam} : E_{dam} = (1-\delta)E, \nu_{dam} = 0.5\delta + (1-\delta)\nu \tag{3} \\
 & (E : \text{Elastic modulus}, \nu : \text{Poisson's ratio})
 \end{aligned}$$

회전속도 236RPM, 피치각도 0°인 경우에 복합재 블레이드와 강제 실린더의 충돌파괴 해석을 수행한 결과 파괴형상을 Fig. 6에 나타내었다.

이 경우에는 강제 실린더와 충돌하기 때문에 블레이드가 파단되며 하중은 강도가 높은 유리스파를 통해 주로 전달되며 스파와 코어의 경계부분 및 복합재 두께가 변하는 부분에서 파손이 먼저 발생함을 알 수 있었다.

Fig. 7은 실제 사고사례로 AAIU(Air Accident Investigation Unit)의 사고보고서[6]에 보고된 사례를 보여주고 있으며, 사고 헬기는 이륙 중 돌풍에 의해 주변 나무에 블레이드가 충돌하면서 발생하였고, 본 연구에서 블레이드와 나무가 충돌하는 경우와 매우 유사한 경우이다. Fig. 8의 경우는 충돌재료도 탄소성 손상 재료를 사용하여 블레이드 및 나무 모두 파괴가 가능한 재료를 사용하여 회전속도 286RPM, 피치각도 8°인 경우에 충돌해석을 수행한 결과를 나타내고 있다.

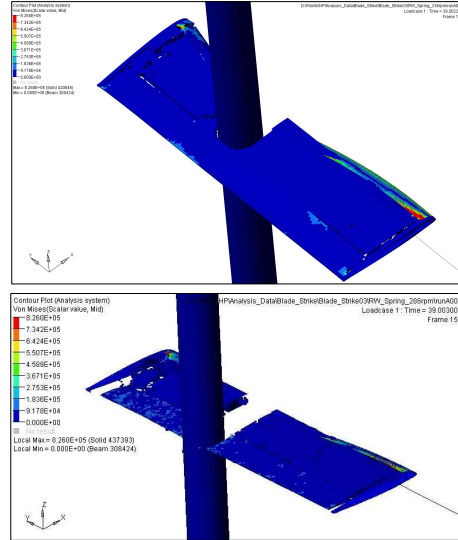


Fig. 6. Rigid wall impact analysis result



Fig. 7. Serious damage of blade[6]

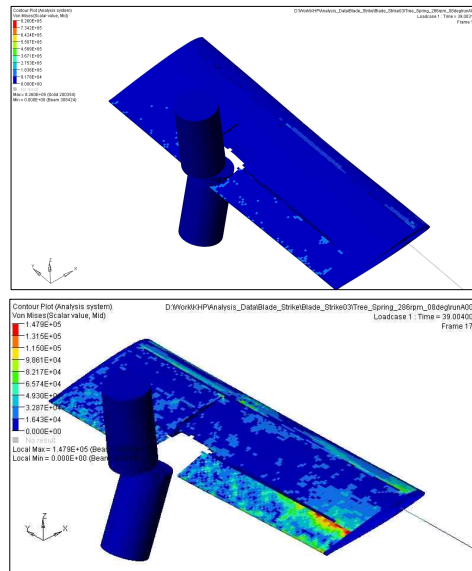


Fig. 8. Wood impact analysis result

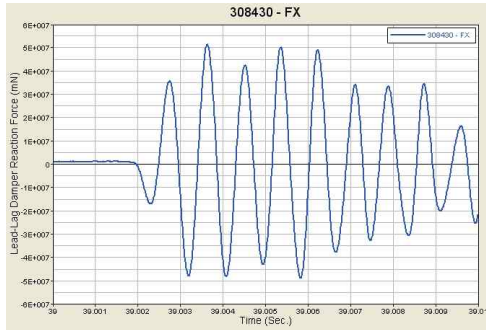


Fig. 9. Damper loads time history curve

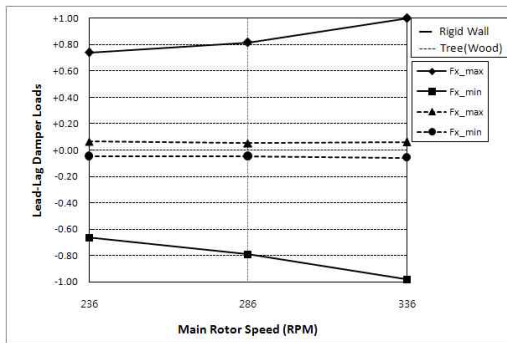


Fig. 10. Lead-lag damper reaction loads vs main rotor speed

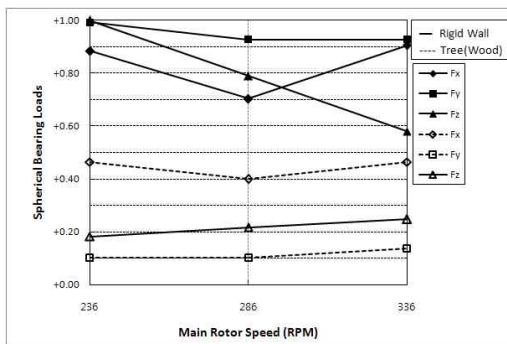


Fig. 11. Spherical bearing reaction loads vs main rotor speed

Fig. 7의 사고사례와 비교하면 거의 동일한 파괴형상을 가지고 있음을 알 수 있었고 나무는 완전히 파단 되었다. 또한, 블레이드는 피치각도에 따라 손상부위가 달라지는데 이것은 블레이드 피치각도에 따른 접촉면과 나무의 접촉면이 이루는 각도에 따라 접촉부위가 달라지므로 손상부위가 변화됨을 알 수 있었다.

회전속도 336RPM, 피치각도 0°인 경우에 충돌

시간에 따른 댐퍼(Damper)에 전달되는 축하중 그래프(Time history)를 Fig. 9에 표시하였다.

위의 리드래그댐퍼 하중을 구한 방법과 유사한 방법으로 구형베어링(Spherical bearing)에 전달되는 축하중(Fx), 리드래그방향 전단하중(Fy), 플랩 평방향 전단하중(Fz)을 강제 실린더와 나무 충돌체 각각에 대해 3종류의 회전속도에서 구하였다.

Fig. 10~11에서 보여주는 결과는 피치각도가 0°로 일정한 경우에 블레이드의 회전수 즉 회전속도 변화에 따른 전달하중의 변화에 대해 고찰한 결과이며 회전속도 및 원심력을 증가 시키면서 충돌해석을 수행한 결과이다. 블레이드가 강제 실린더와 충돌하는 경우는 실선으로 나무와 충돌하는 경우는 점선으로 표시하였고 선형 추세를 사용하여 하중의 변화 경향을 나타내었다. 원심력에 의한 초기하중(Pre-load)을 제외한 순수하게 충돌에 의해서 증가된 하중에 대해서만 그 결과를 정리하였다.

강제 실린더와 충돌할 경우는 회전속도가 17.5% 증가함에 따라 댐퍼 하중도 비례적으로 대략 20% 증가하였고, 구형베어링에 전달되는 축하중(Fx)은 비선형성을 보였으며 전단하중(Fy, Fz)은 감소하였다. 또한, 나무와 충돌할 경우 충돌속도가 증가함에 따라 댐퍼 하중은 거의 변화가 없었고, 구형베어링에 전달되는 축하중(Fx)은 비선형이며 전단하중(Fy, Fz)은 증가하였다.

다음은 블레이드의 회전수가 286RPM으로 일정한 경우에 피치각도의 변화에 따른 하중의 변화에 대해 검토하였다. 그 결과를 Fig. 12~13에 나타내었으며 앞에서와 마찬가지로 블레이드가 강제 실린더와 충돌하는 경우는 실선으로 나무와 충돌하는 경우는 점선으로 각각 표시하였고 선형 추세를 사용하여 변화 경향을 검토하였다.

강제 실린더와 충돌하는 경우는 블레이드가 파단 되기 때문에 피치각도가 증가함에 따라 댐퍼 및 베어링에 전달되는 하중이 모두 감소함을 알 수 있었다. 반면 나무와 충돌하는 경우는 나무가 완전히 파단 되고 블레이드는 일부 파손되기 때문에 댐퍼 및 베어링에 전달되는 하중은 모두 증가함을 알 수 있었다.

Dobyns 등[7]은 2001년 AHS(American Helicopter Society)에서 기술한 결과를 보면 “높은 피치각도(저속비행 혹은 호버링)의 경우가 낮은 피치각도(고속전진비행)의 경우 보다 심각할 수 있다”라고 기술되었다. 본 연구에서 블레이드와 나무가 충돌할 경우와 조류충돌은 파괴형태를 볼 때 서로 유사성을 가지고 있기 때문에, 조류충돌에서 저속의 높은 피치각도가 전달하중이 크다는

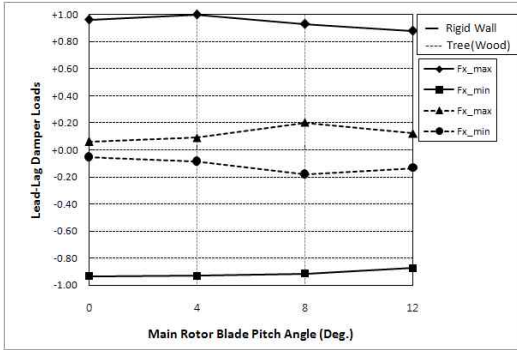


Fig. 12. Lead-lag damper reaction loads vs main rotor blade pitch angle

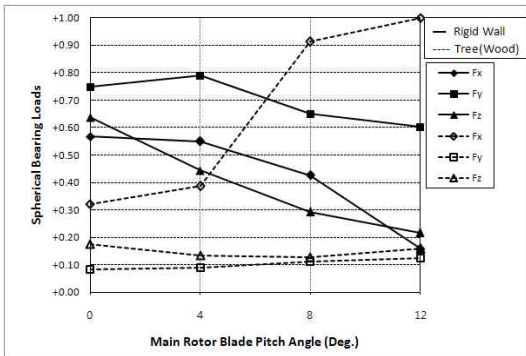


Fig. 13. Spherical bearing reaction loads vs main rotor blade pitch angle

사실은 본 연구의 Fig. 12~13에서 보여준 결과와 유사하게 나무와 블레이드 충돌시에 피치각도가 증가하면 하중이 증가하는 결과를 뒷받침 할 수 있을 것이다.

### III. 결 론

본 논문은 복합재 블레이드가 강체 실린더 혹은 나무와 충돌할 경우에 주로터 허브(댐퍼 및 구형베어링)에 전달되는 하중과 블레이드의 자세에 따른 파손형태를 확인하기 위하여 하기와 같이 수행된 연구결과를 제시하였다.

사고사례와 충돌 해석을 통해 얻은 파괴 형태를 비교해 보면 유사한 파괴 형상을 보이고 있음을 알 수 있고, 파손 형태는 강체의 경우 블레이드만 절단 되며, 나무의 경우 블레이드는 일부

손상을 입고 나무는 절단 되었다.

블레이드의 회전수의 변화에 따른 전달하중의 변화를 검토해 본 결과 회전수가 증가함에 따라 강체실린더의 경우 댐퍼 하중은 거의 비례적으로 증가하였고 구형베어링 하중은 감소하는 경향을 보였고, 나무의 경우 댐퍼 및 구형베어링 하중이 거의 변화가 없었다.

블레이드 피치각도의 변화에 따른 전달하중의 변화를 검토해 본 결과 피치각도가 증가함에 따라 강체의 경우 전달하중이 모두 감소하는 경향을 보였으며, 나무의 경우 전달하중이 모두 증가하는 것을 알 수 있었다.

결론적으로 블레이드의 회전수가 증가하면 전달하중이 모두 증가하거나 피치각도가 증가하면 전달하중이 모두 감소하는 것은 아니라는 사실을 알 수 있었고, 충돌체가 강체인 경우와 나무인 경우에 따라 각각 전달하중의 변화가 다른 특성을 보임을 알 수 있었다.

이상과 같이 구해진 결과를 사용하여 이후에 주로터 블레이드 허브의 파손 및 변속장치의 위험한 변위에 대한 검토가 이루어 질 것이다.

### 참고문헌

- 1) Department of Defense of USA, "Military Standard Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance", MIL-STD-1290A, Sep. 1988, pp. 10.
- 2) 문창오, 우종호, 오태식, 황철호, 박찬익, "항공기용 Windshield의 조류충돌 저항성 평가", 한국항공우주학회지, 제24권 제2호, 1996, pp. 95-105.
- 3) Altair Engineering Incorp., "Radioss Starter Manual 4.4 version", Revision 2, 2004, pp. 301.
- 4) Altair Engineering Incorp., "Radioss Starter Manual 4.4 version", Revision 2, 2004, pp. 142.
- 5) Mecalog SARL, "Radioss Theory Manual", 2006, pp. 298.
- 6) AAIU, "Aircraft Accident Report", AAIU, Report No. 2003/003, 2003.
- 7) Alan Dobyns, Frank Federici & Robert Young, "Bird Strike Analysis and Test of a Spinning S-92 Tail Rotor", American Helicopter Society, 57th Annual Forum, 2001.