

< 기술논문 >

# 스마트무인기 틸트로터용 짐발허브 설계

이명규\* · 이주영\* · 김재무\*

(2006년 10월 12일 접수, 2007년 4월 10일 심사완료)

## Design of Gimbal Hub for Smart UAV Tilt Rotor

Myeong Kyu Lee, Joo Young Lee and Jai Moo Kim

**Key Words:** Tilt Rotor(틸트로터), Gimbal Hub(짐발허브), CV Joint(등속조인트)

### Abstract

KARI SUAV program was initiated to develop a Smart Unmanned Aerial Vehicle with innovative smart technologies. SUAV is a tilt rotor aircraft of which rotor system is 3-bladed, gimbale hub type. Several existing concepts of gimbale hub were analyzed and compared to investigate the applicability to SUAV rotor system design. From the result of these investigations, it was concluded that a new design concept of low cost and high reliability characteristics was necessary for the rotor hub development of SUAV. The design requirements of new gimbal hub concept and the design results were presented. Also, the analysis results to verify the satisfaction of design requirements of SUAV rotor system were presented.

### 기호설명

- $\omega_1$  : 로터 축 회전속도
- $\omega_2$  : 로터 허브 회전속도
- $\beta$  : 로터 축과 허브축간의 기울어짐각
- $\phi_1$  : 회전위치
- $C_l$  : 니들롤러 베어링 정격 동하중
- $N_{EQ}$  : 니들롤러 베어링 등가 회전속도 (RPM)
- $R$  : 베어링 작용 동하중

### 1. 서론

항공우주연구원 주관으로 개발중인 틸트로터 스마트무인기는 회전익기의 수직이착륙 기능과

일반 회전익기에 비하여 고속비행 및 장기 체공이 가능한 고정익기의 장점을 동시에 가진다(Fig. 1). 틸트로터의 수직이착륙 특성 구현을 위하여 회전익모드에서의 헬리콥터 로터 기능과 고정익 모드에서의 프로펠러 기능을 동시에 구현할 수 있는 로터시스템의 개발이 요구된다. 따라서 일반 고정익 프로펠러와는 달리 로터 블레이드 받음각을 로터 회전위치에 따라 조절할 수 있는 사이클릭 피치 조종기능이 추가로 필요하다. 또한 회전익모드 및 회전익모드로부터 고정익모드로 변환 또는 고정익모드로부터 회전익모드로 변환하는 과정인 천이모드에서 로터추력의 방향 조종을 통한 비행체 자세제어를 위하여 로터축에 대한 로터 회전면의 방향을 기울일 수 있는 허브 장치가 필요하다. 동시에 틸트로터 블레이드는 고정익 프로펠러에 비하여 비교적 직경이 크므로 블레이드 안쪽 부위에서 발생하는 매우 큰 플랩 방향(flapwise) 굽힘모멘트를 경감시키기 위한 플랩힌지가 요구된다.

일반 회전익기의 대표적인 로터허브는 관절형(articulated), 무힌지형(hingeless), 무베어링형(bearingless)

\* 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원  
 E-mail : mklee@kari.re.kr  
 TEL : (042)860-2722 FAX : (042)860-2999  
 \* 한국항공우주연구원

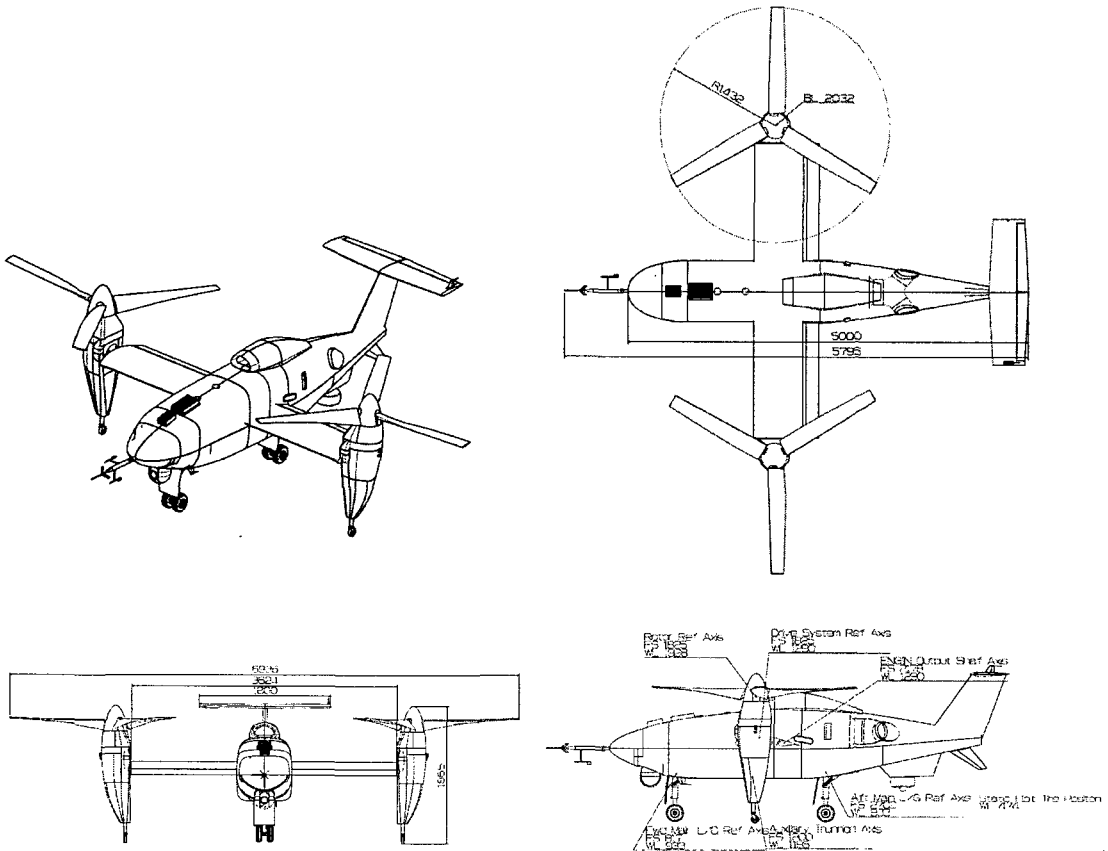


Fig. 1 SUAV design configuration

이며, 로터 회전축에 힌지를 가지는 방식으로서 2개 블레이드의 경우 티터링허브(teetering hub), 3개 블레이드에 대해서는 짐발허브가 있다. 틸트로터 항공기 기술의 선구자라 할 수 있는 미국 벨 헬리콥터사의 경우 틸트로터 초기 개발단계에서 관절형 허브를 적용하였으나 로터의 심각한 진동문제가 발생하여 실패한 사례가 있다.<sup>(1)</sup>

일반적으로 틸트로터의 최고속도는 윙플러트(whirl flutter)라는 공력탄성학적 불안정성에 의하여 제한을 받는다. 현재 상용화 혹은 개발중인 대부분의 틸트로터는 짐발 허브이며 리드-래그 1차 회전고유진동수가 로터 회전주파수보다 큰 즉, 면내 강성(stiff-inplane) 허브를 적용하고 있다. 이형태의 허브는 비교적 양호한 윙플러트 특성을 가지며, 지상공진과 같은 기계적 불안정성 현상이 발생하지 않는 장점을 가진다.<sup>(2)</sup> 최근 4-블레이드 무힌지

(hingeless), 면내 유연(soft-inplane) 허브를 틸트로터에 적용하기 위한 연구가 미국 NASA를 중심으로 심도있게 진행되고 있다. 이는 무힌지 면내 유연 허브가 하중 및 중량관점에서의 큰 장점을 가지고 또한 블레이드 수가 증가함에 따라 소음 측면에서 유리하기 때문이다.<sup>(3)</sup> 그러나 Fig. 2와 같이 면내 유연 허브는 매우 취약한 윙플러트 불안정성 특성을 가진다.<sup>(4)</sup>

스마트무인기 개발초기의 개념연구를 통하여 3개 블레이드를 가지는 면내 강성 짐발허브 로터를 채택하였으며, 이는 면내 강성 짐발허브가 무힌지형 면내 유연 허브에 비하여 고정익모드 윙플러트 안정성이 보다 우수하고 지상공진 가능성이 배제되는 장점, 그리고 그동안 기술적으로 검증된 개념이라는 분석결과에 기인하였다.

본 논문에서는 과거 틸트로터 항공기 및 틸트

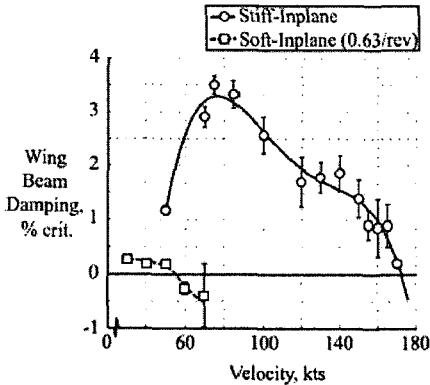


Fig. 2 Wing beam damping comparison(Ref. 4)

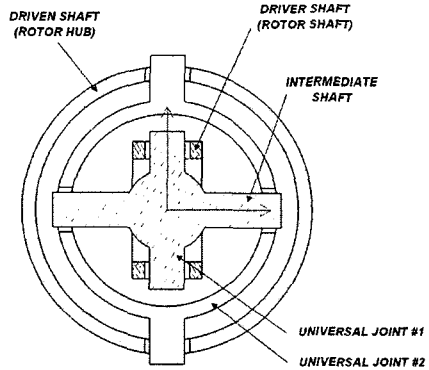


Fig. 3 Concept drawing of concentric double universal joint

로터 축소형 풍동모델 시험장치 제작시 적용된 다양한 형태의 짐발허브에 대한 비교검토 연구 및 적합성 연구결과를 제시하였으며, 이를 바탕으로 스마트무인기 시제기용으로 새로이 고안된 저가, 고신뢰성 장점을 가지는 짐발허브 설계결과에 대해 기술하였다. 또한 짐발허브를 구성하는 주요 부품에 대한 설계요구조건 만족여부 분석 결과를 기술하였다.

## 2. 짐발허브 기능 및 사례연구

### 2.1 기능

짐발허브는 짐발허브와 페더링 허브 2개의 허브장치로 구성된다. 짐발허브는 허브 중심에 짐발허브를 가지며 종/횡방향 임의의 방향으로 3개의 블레이드가 동시에 플랩(flap) 운동이 가능하게 한다. 로터 블레이드에 사이클릭 피치 명령이 가해질 경우 로터 블레이드의 회전위치에 따라 양력 분포가 달라지고 로터 회전면이 짐발 허브를 중심으로 로터축에 대해 기울인다. 이를 통해 로터 추력을 원하면 방향으로 조정하여 비행에 필요한 양력 및 추력을 기체에 제공한다. 짐발허브에 스프링을 부착함으로써 짐발스프링에서 발생하는 모멘트를 허브로 전달하여 자세 제어력을 상승시키는 효과를 얻을 수도 있다. 또한 짐발스프링의 강성 조절을 통해 로터 공탄성 안정성을 증가시키는 효과를 낼 수도 있다. 운용중 추력의 크기 및 추력방향 조절을 위해 요구되는 블레이드의 피치각 조절은 페더링 허브를 통해서 이루어지며 짐발허브 또한 관절형이나 무관절형 허브와 마찬가지로 페더링 허브를 갖는다.

한편 짐발허브에 요구되는 매우 중요한 요구조건으로서 로터의 플래핑시, 즉 로터 회전면이 로터축에 수직인 면에 대하여 기울어진 경우에도 로터 회전속도가 로터축의 회전속도와 동일하도록 설계되어야 한다. 이 요구조건으로 인하여 등속 조인트 개념의 적용이 필요하다.

### 2.2 짐발허브 사례 분석

#### 2.2.1 2중 유니버설 조인트 방식

초기 헬리콥터용 짐발허브에 사용되던 형태인 단일 유니버설 조인트는 로터 회전면이 로터축에 대하여 기울어질 경우 로터 회전속도는 로터축의 회전속도와 동일하지 않고 회전위치에 따른 로터 회전속도의 2배 주파수 섭동성분이 생긴다. 이를 식으로 표현하면 아래와 같다.

$$\omega_2 = \frac{\omega_1 \cos \beta}{1 - \sin^2 \beta \sin^2 \phi_1} \quad (1)$$

여기서  $\omega_1$ ,  $\omega_2$ 는 각각 로터 축, 로터허브의 회전속도이며  $\beta$ 는 로터축에 대한 허브축의 기울어짐 각,  $\phi_1$ 는 로터 회전위치이다.

로터 회전위치에 따라 변하는 로터 회전속도의 섭동성분이 발생할 경우의 가장 큰 문제점은 허브에 고주파수 피로하중이 전달되고 이로 인하여 허브 구성 부품들의 피로수명이 단축되는 점이다. 이러한 문제점을 보완하기 위하여 Fig. 3과 같은 동심 2중 유니버설 조인트를 이용하는 방법이 적

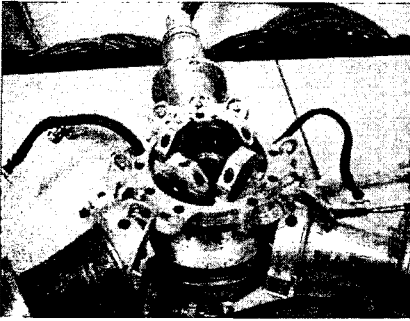


Fig. 4 NASA tilt-rotor wind tunnel model hub utilizing universal joints

용될 수 있다.

한편 Fig. 4는 V-22 틸트로터 구조동역학 시험을 위한 축소형 풍동시험모델에 적용된 사례이며 상/하로 배열된 2중 유니버설 조인트 형태이다. 이러한 형태는 로터의 추력하중과 구동 토크가 동시에 볼베어링을 통해서 전달된다.

### 2.2.2 탄성체 베어링 방식

탄성체 베어링을 이용한 짐발허브는 벨 헬리콥터사가 상용화에 성공한 유인기 틸트로터 V-22와 V-22 기술을 바탕으로 소형화하여 개발한 이글아이(Eagle Eye) 무인 틸트로터 항공기에 적용된 방식이다. 또한 이 방식은 벨 헬리콥터사에 의하여 특허로 등록되어 있다. 짐발운동에 필요한 구면운동 자유도는 상하 탄성체 구면 베어링을 통해 부여되며 로터 축으로부터의 회전력은 3개의 탄성체 링크지를 통해 허브 및 블레이드로 전달된다. 따라서 로터 회전에 필요한 토크와 블레이드로부터 전달되는 추력이 서로 분리되어 전달되도록 설계되었다. 이 형태는 상/하 탄성체 베어링이 짐발스프링 기능을 동시에 수행한다. Fig. 5는 벨 헬리콥터사의 특허 개념을 바탕으로 개념 설계된 짐발허브 3차원 형상이다. 3개의 링크지 운동을 통하여 로터 축에 고정되는 트루니언(trunion)을 중심으로 2자유도 회전운동이 이루어지게 된다.

### 2.2.3 탄성체 링크지 방식

이 방식은 V-22 틸트로터의 성능 및 소음시험용 축소모델인 TRAM에 적용된 방식이다. 2.2.2절 탄성체 베어링 방식을 단순화시킨 형태이며, Fig. 5의 탄성체 링크지 개념은 동일하게 이용하되 상/하 탄성체 베어링의 탄성변형을 통한 짐발운동

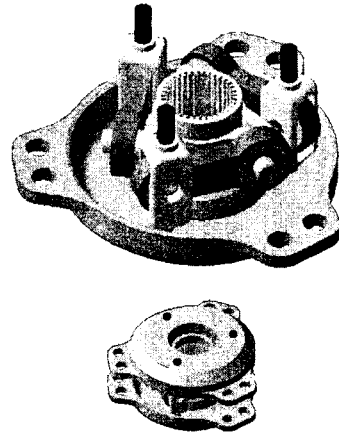


Fig. 5 Gimbal hub concept utilizing elastomeric spherical bearings and elastomeric linkages

자유도를 제공하는 방식 대신 금속재 구면베어링의 미끄러짐 운동으로 회전자유도를 제공한다. 금속재 구면 베어링을 적용함으로써 그리스 윤활이 요구되는 방식이다.

### 2.3 페더링한지 사례 분석

과거 회전익기에 적용되어 상용화된 페더링한지 형식은 매우 다양하며, 유사한 개념을 바탕으로 각 제작회사마다 적용하는 방식을 조금씩 변형한 경우도 빈번하다. 본 논문에서는 대표적인 몇가지 예만을 제시하였다.

#### 2.3.1 탄성체 베어링 방식

Fig. 6은 V-22에 적용된 방식<sup>3)</sup>이며 탄성체로 제작되는 2개의 피치 베어링(pitch bearing)과 1개의 원심력 베어링(CF bearing)으로 구성된다. 피치 베어링의 탄성변형을 통한 블레이드 피치회전 자유도를 제공하며, 동시에 블레이드 전단력 하중을 허브 요크(yoke)로 전달한다. 반면 원심력 베어링은 블레이드의 회전에 의한 원심력을 감당한다.

#### 2.3.2 트러스트 베어링 방식

금속재 트러스트 베어링(thrust bearing)을 이용하여 원심력을 감당하고 롤러 베어링을 통해 블레이드 전단력 하중이 허브로 전달되도록 하는 동시에 피치회전 자유도를 제공한다(Fig. 7).

#### 2.3.3 텐션-토션 스트랩 방식

트러스트 베어링을 대체하는 수단으로 텐션-토

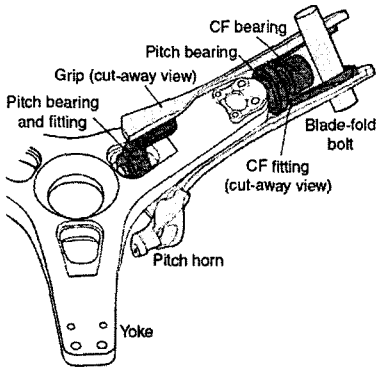


Fig. 6 V-22 Feathering hinge(Elastomeric Bearing, Ref. 5)

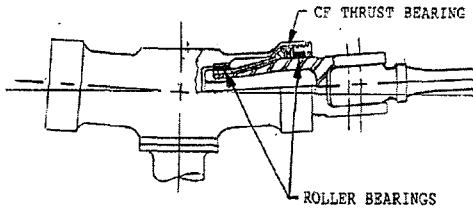


Fig. 7 Feathering hinge of BO-105 old model (Thrust Bearing)

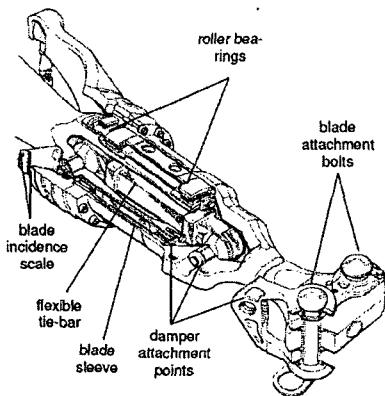


Fig. 8 Feathering hinge of lynx helicopter (Tension-Torsion Strap)

선 스트랩을 이용하는 방식이며(Fig. 8), 최근까지 무힌지 허브(hingeless hub) 헬리콥터에 가장 보편적으로 적용되었다. 텐션-토션 스트랩은 원심력 방향에 대해서는 고강도, 고강성의 특성을 가지는 반면 비틀림 변형에 대해서는 매우 유연한 특성

을 가진다. 텐션-토션 스트랩은 윤활이 필요없으며 이론적으로 무한대 수명을 가지도록 설계가 가능한 장점을 가진다.

### 3. 스마트무인기용 짐발허브 설계

#### 3.1 개념설계

##### 3.1.1 적합성 연구

앞절에서 기술한 사례연구 결과를 바탕으로 스마트무인기 개념설계 단계에서 다양한 관점의 적합성연구(feasibility study)가 수행되었다.

2중 유니버설 조인트 방식은 기존에 다양한 형태로 적용된 사례를 가짐에 따라 경험을 바탕으로 설계적용이 매우 용이하다. 또한 비교적 개발 비용이 적고 개발 위험도가 낮은 장점을 가진다. 무엇보다 벨 헬리콥터사 V-22의 구조동역학 시험을 위한 프루드(Froud) 축소모델인 WRATS에 성공적으로 적용된 장점이 있다. 그러나 2중 유니버설 조인트를 구현하기 위해서는 상대적으로 많은 수의 부품이 필요하고, 특히 큰 하중을 감당하는 다수의 베어링에 윤활 및 잦은 정비, 그리고 주기적인 교체가 요구되는 단점을 가진다. 무엇보다 이 방식의 힌지는 로터로 전달되는 토크와 블레이드에서 전달되는 추력(양력)이 동시에 힌지로 전달됨에 따라 구성품의 마모(wear)로 인한 짧은 운용수명을 가진다. 초기 개념연구 결과 스마트무인기의 하중조건과 요구수명을 만족시키는 베어링 선정시 전체 짐발힌지의 크기가 허용범위를 벗어나는 것으로 분석되었다.

성공적으로 개발된 V-22 및 이글아이에 적용된 짐발힌지 방식의 경우 구동토크와 로터 추력(양력)의 전달경로를 각기 분리시킨다. 이 방식은 기계적인 베어링을 완전히 제거됨에 따라 동적부품(moving parts)수를 대폭적으로 줄일 수 있으며, 윤활이 불필요하고 정비가 매우 용이한 장점을 가진다. 또한 수명이 상대적으로 길고, 탄성체 적용으로 금속재 베어링 대비 무게절감이 가능하다. 이러한 장점은 과거 회전익기의 로터 힌지에 이용되었던 금속재 베어링을 탄성체 베어링으로 대체하고 또한 유압댐퍼가 탄성체 댐퍼로 대체되는 주요 요인이기도 하다. 그러나 이러한 장점 및 기술적인 추세에도 불구하고 스마트무인기 시제기용으로 채택하기엔 큰 장애들이 존재한다. 무엇보다

다 탄성체 베어링 설계 기술은 아직까지 보편화 되지 못한 분야로서 소수의 회사에서 기술을 독점하고 있는 상황이며, 탄성체 베어링은 범용으로 제작되지 않고 한정된 용도로 제작되기 때문에 타 용도로 호환이 되지 않는 문제점이 있다. 탄성체 부품은 설계 기술뿐만 아니라 제작기술 측면에서도 난이도가 매우 높은 분야로서 제작과정에서 시행착오를 겪을 가능성이 크며 이로 인하여 개발과제 전체의 위험도를 증가시키는 요인으로 작용할 수 있다. 뿐만 아니라 제작 후 시험과정에서 설계변경 필요성이 대두될 경우 탄성체 베어링 자체의 설계수정이 동시에 요구되는 점 또한 문제점으로 파악되었다. 다양한 분석결과에 의거 스마트무인기용으로 탄성체 베어링 또는 탄성체 링키지 개발을 추진하는 것은 일정과 비용측면에서 적절치 않은 것으로 평가되었다.

이상과 같이 기존에 적용된 사례들의 스마트무인기 시제기용 짐발허브에 적용하기 위한 적합성 연구를 수행한 결과 새로운 개념 또는 응용된 짐발힌지 설계가 요구되었다.

한편 블레이드의 원심력을 허브로 전달하는 동시에 블레이드 피치조절을 위한 기계적인 힌지 기능을 수행하는 페더링 힌지는 금속재 트러스트 베어링, 탄성체 베어링 또는 텐션-토션 스트랩 방식 등이 적용될 수 있다. 블레이드의 높은 회전에 의한 큰 원심력을 감당할 수 있는 금속재 트러스트 베어링 적용시 스피들과 피치 케이스의 직경이 상대적으로 커지며 이에 따라 로터 안쪽부(inner station)의 블레이드 공력형상을 유지할 수 없는 단점이 있다. 앞서 기술한 제한요인으로 인하여 탄성체 베어링 방식은 제외되고 텐션-토션 스트랩 방식의 적용이 가장 타당한 것으로 분석되었다.

### 3.1.2 짐발힌지 대안 연구

적합성 연구결과 스마트무인기 시제기에 적용할 새로운 개념의 짐발힌지 설계가 요구되며, 설정된 주요 설계 요구조건은 다음과 같다.

- 등속조인트 개념 적용
- 임무영역 하에서 요구 MTBF(2000시간) 만족
- 고가의 탄성체 베어링 및 링키지 적용 배제
- 구성 부품 확보 용이
- 짐발힌지 구성 부품 자체 개발의 기술적

### 리스크 최소화

- 허브시스템의 고신뢰성 확보

탄성체 베어링 또는 링키지 개념 적용을 배제하기위한 방안으로 2.2.3절에 기술된 개념을 응용하는 방법을 강구하였다. 탄성체 링키지는 허브 축이 로터 축에 대해 기울어지더라도 허브의 회전속도를 로터 축 회전속도와 동일하게 유지시키는 동시에 로터 축으로부터의 구동 토크를 허브로 전달하는 기능을 담당한다. 탄성체 링키지와 동일한 기능을 수행하고 차량, 선박 등 산업용으로 이미 상용화되어 신뢰성이 확보된 등속 볼 베어링(constant velocity ball bearing)의 적용을 통한 탄성체 링키지기능 대체 가능성을 검토하였다. 등속 볼베어링의 회전속도, 토크 및 동력전달 용량, 크기 등의 설계변수에 대한 적용 가능성을 확인 하였고, 상/하 금속재 구면베어링의 적용 및 등속 볼베어링이 허브와 체결되는 부위에서의 일부 기계가공을 통해 요구되는 짐발힌지의 기구학적인 기능 구현이 가능함을 확인하였다.

또한 짐발허브용 등속 볼 베어링의 파손특성은 일반 볼베어링의 특성과 유사하며 치명적인 대파손이 발생하기 이전에 진동이나 소음이 급격히 증가되는 징후가 나타난다. 따라서 등속 볼 베어링의 파손에 의하여 로터 시스템 전체의 작동이 불가능하거나 대파손이 일어나는 상황을 미연에 방지할 수 있는 장점이 있는 것으로 분석되었다. 더불어 신뢰성이 확보된 상용 부품을 적용함으로써 부품자체가 저가일 뿐만 아니라, 탄성체 베어링 적용시 요구되는 추가의 시험비용을 절감할 수 있는 장점을 가진다.

## 3.2 형상 설계

### 3.2.1 등속 볼 베어링 선정

등속 볼 베어링 사양은 로터 최대 운용 토크와 스마트무인기 운용스펙트럼을 바탕으로 선정되었다. 베어링에 전달되는 최대 토크는 엔진 최대 연속 운용 마력에 드라이브 및 환경장치의 동력손실을 고려하고 좌/우 로터에 불균등하게 전달되는 하중조건을 고려하여 최대 60/40의 배분을 적용하였다. 즉, 엔진 최대 연속운용 마력에서 동력손실분을 제외한 마력의 60%를 각각의 로터에 전달되는 최대 마력으로 설정하였다.

Table 1 Operating conditions of CV joint bearing

최대 토크	1357 N-m
등가 마력	167 hp
등가 토크	922 N-m
등가 회전속도	1290 RPM
짐발허브 등가 틸팅각	2.0 deg.

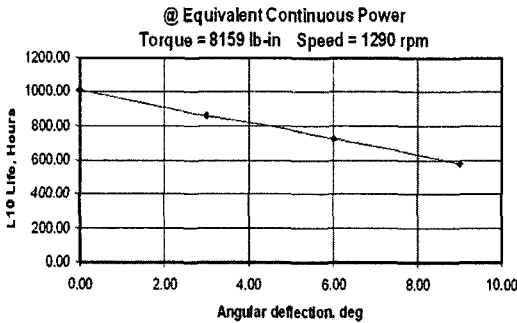


Fig. 9 L10 life diagram

한편 수명 예측을 위한 등가 조건은 운용스펙트럼의 개별 운용조건별 시간 및 소요마력에 Miner 법칙을 적용하여 계산된 센터기어박스 등가 마력을 이용하였으며 센터기어박스 등가마력의 50%씩 좌/우 로터로 전달되는 것으로 가정하였다. 세부적인 베어링 선정 기준은 Table 1과 같다.

운용조건을 바탕으로 최종 선정된 베어링은 독일 GKN사 제품(Size 21, Type 172 CV)이며, 타사 베어링에 비하여 무게대비 고파워 성능과 기존 적용사례에서 신뢰성이 검증된 점 등의 장점을 가진다. 선정된 베어링의 최대 허용 정적 토크는 3500 N-m 이며, 안전계수 1.5를 고려할 경우 0.7의 안전여유를 가진다.

Fig. 9는 Table 1의 등가 토크 및 회전속도기준으로 짐발허브의 운용 틸팅각에 따른 L10 수명선도이며, 짐발허브의 틸팅각이 증가함에 따라 수명이 감소되는 특성을 가진다. L10수명은 파손 가능성이 10% 이내인 수명을 나타내며 일반적으로 MTBF는 통계적으로 B10 수명의 4~5배에 이른다<sup>6)</sup>. 등가 틸팅각 2도 기준으로 약 900시간 이상의 L10 수명을 가지는 것으로 계산되었으며, MTBF기준으로 최소 3,600시간이 보장되는 것으로 분석되었다. Fig. 10은 스마트무인기 짐발허브 힌지용으로 선정된 등속 볼 베어링의 체결부 가공 후의 설계형상이다.

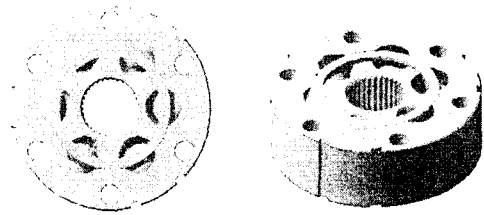


Fig. 10 Configuration of CV joint bearing

3.2.2 짐발허브 형상설계

로터 블레이드로부터 발생하는 추력과 로터 축의 구동 토크 전달경로를 분리하는 이유는 등속 볼베어링으로 축방향 하중이 전달되는 것을 방지함으로서 정상적인 운용조건하에서 최대 수명이 보장되도록 하고 짐발허브의 회전운동 정밀도를 높이기 위한 것이다. 이를 위해 등속 볼 베어링 상/하로 알루미늄 소재 구면 베어링이 부착된다. 이를 통해 순수 구동 토크만이 등속 볼 베어링을 통해 허브로 전달되며 블레이드 추력은 하부 구면 베어링을 통해 로터축으로 전달된다. 상부 구면 베어링은 짐발허브 운동의 가이드 역할을 수행한다.

짐발허브는 플래핑 힌지가 로터 회전중심에 위치하며, 로터로부터 발생하는 조종력이 매우 적은 특성을 가진다. 회전익모드 및 전환모드에서 로터 조종력을 증가시키기 위한 방편으로 짐발스프링의 부착된다. 짐발스프링의 부착에 따라 조종력이 증대되고 공탄성 안정성에 기여하는 장점이 있는 반면 로터 블레이드 하중과 피치링크 하중이 증가하는 단점을 가진다. 스마트무인기 짐발허브 스프링은 고무재료를 이용하여 스프링효과와 그리스 실링을 동시에 담당할 수 있도록 설계되었다. 또한 시제기 제작후 시험과정에서 스프링강성 수정 필요시 고무재료의 구성 혼합비 조절을 통해 스프링 강성을 조절할 수 있도록 설계되었다. Fig. 11은 설계된 스마트무인기 짐발허브 설계단면 형상을 보여준다.

3.2.3 페더링 힌지 형상설계

로터 블레이드의 피치각 조절을 위해 요구되는 회전 자유도는 니들롤러 베어링(needle roller bearing)이 제공하며 또한 블레이드에 작용하는 공기력은 2개의 니들롤러 베어링을 통해 허브로 전달된다.

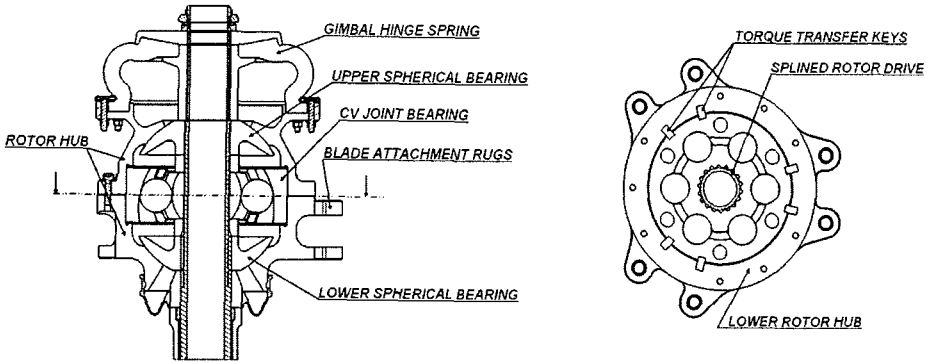


Fig. 11 Designed Gimbal Hinge Configuration of SUAV

ANALYSIS OF SUAV TENSION/TORSION STRAPS			
Max. Collective Pitch(deg)*	50.00	Operating Load(N)=	48452
Min. Collective Pitch(deg)*	0.00	Max. Oper. Load(N)=	58627 1.1Nz
Max. Cyclic Pitch(deg)*	10.00	Pin Lim. Load(N)=	69771 1.2Nz
Zero Twist @ Coll. of (deg)*	25.00	Pin Ult. Load(N)=	104656 1.5*limit
Max. Design Twist*	35.00	Strap Length (mm)=	152.4
Housing Bearing Str(MPA)*	386.1	(Wire+Matrix)/Wire Ratio=	1.25
Min. Wire Strength(MPA)*	3102.8	Using a Fitting Factor(Kf)=	1.15
Wire Fat. End. Limit @R=-1=	3448.3	(acrostr) Wire TensMod(MPA)*	199955
STRAP DESIGN STRENGTH REQUIRED			
Required Yield Strength=Max. Operating Load/0.9(N)=			65141
Required Ultimate Strength=Reqd. Yield / 0.548(N)=			118871
Min. Req'd. Deao. Proof Test Str.=Reqd. Yield *0.90(N)=			58627
BOBBIN SIZING			
Wire Dia. (mm)=	0.1	Pin Dia. (mm)=	14.6
Wirepack Height (mm)=	11.4	Bobbin O/Dia. (mm)=	17.5
'Optimum' Wirepack Height=	11.5	W/pack O/Dia (mm)=	23.0
Ult. Stress in Wire(MPA)=	3077.6		
PIN MIN. MARGIN OF SAFETY=	0.085	*****	
WIRE MARGIN OF SAFETY=	0.008		

Fig. 12 Design/analysis program of T-T strap

로터의 고속 회전에 의하여 발생하는 블레이드 원심력은 텐션-토션 스트랩이 모두 감당한다. 페더링 힌지의 설계과정에서 가장 기술적인 위험도가 높은 구성품은 텐션-토션 스트랩이다. 텐션-토션 스트랩에 작용하는 원심력 설계하중은 로터의 회전익모드 회전속도인 1605 RPM을 기준으로 120% 초고속도(over speed)조건을 고려하여 제한하중을 설정하였다. Fig. 12는 텐션-토션 스트랩 설계/해석시 적용된 엑셀 프로그램의 일부를 보여주고 있다. 설계하중을 근거로 스트랩 팩의 요구형상이 결정되며, 기본적으로 무한대 수명을 가지도록 설계된다. Fig. 13은 최종 설계된 텐션-토션 스트랩 형상이다. 텐션-토션 스트랩은 양쪽 끝단 스푼(spool)주위로 매우 가는 스트인레스 스틸 와이어를 감아서 제작되며, 와이어간의 마찰에 의한 마모를 방지하기 위하여 폴리우레탄 매트릭스로 와이어를 감싸준다. 설계된 텐션-토션 스트랩의 장착공간과 운용시 비틀림 변형을 위한 추가공간 등을 고려하여 스푼들의 내경이 결정되었다. 스푼들의 외경은 하중조건과 가공을 위한 최소두께를

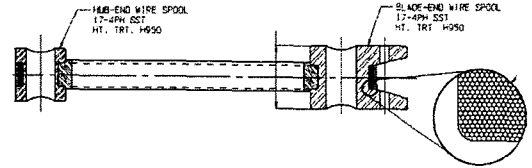


Fig. 13 Designed configuration of T-T strap

고려하여 결정되었으며 결정된 스푼들의 외경은 외측 니들롤러 베어링의 선정기준이 되었다. 한편 내측 베어링은 조립/분해 용이성을 고려하여 외측보다 한치수 큰 베어링이 선정되었다. 선정된 니들롤러 베어링에 대하여 설계하중과 등가 회전속도를 바탕으로 운용수명을 예측하였다.

설계하중은 가장 가혹한 비행조건에서의 하중 계산 값이며, 회전익 및 킬트로터 범용해석프로그램인 CAMRADII를 이용하여 계산되었다. 한편 니들롤러 베어링은 사이클릭피치 입력에 의하여 작은 범위의 회전각에 대해 반복적인 회전운동이 이루어진다. 따라서 수명에 큰 영향을 미치는 베어링의 회전속도는 각 비행조건에서의 최대 사이클릭피치 범위를 로터 1회전에 소요되는 시간을 나누어 계산된다. 등가회전속도는 스마트무인기 운용스펙트럼상의 각 비행조건별로 계산된 베어링 회전속도와 각 비행조건의 운용시간을 바탕으로 결정된다. 운용수명은 식 (2)를 이용하여 계산하였다.

$$L_{10} = \frac{16667}{N_{EQ}} \left( \frac{C_1}{R} \right)^{10/3} \quad (2)$$



**Table 2** Operating conditions and  $L_{10}$  life of needle roller bearings

등가회전속도	53.5 RPM
최대 동하중	
- Torrington B-2212 (내측)	5611.6 N
- Torrington JT-2013 (외측)	6165.4 N
베어링 정격 동하중	
- Torrington B-2212 (내측)	19482.2 N
- Torrington JT-2013 (외측)	13210.6 N
베어링 운용수명( $L_{10}$ )	
- Torrington B-2212 (내측)	19,740 hrs
- Torrington JT-2013 (외측)	3,951 hrs

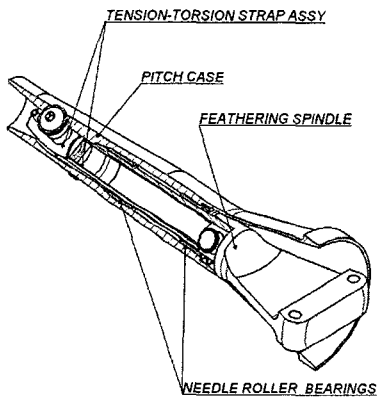
계산시 적용된 내/외측 베어링의 운용조건, 사양 및 이를 바탕으로 계산된  $L_{10}$ 수명을 Table 2에 나타내었다. 계산된 운용수명은 요구 평균고장시간(MTBF) 요구조건을 충분히 만족시키며, 정적하중 측면에서도 충분한 마진을 가진다. Fig. 14는 페더링 힌지 설계 형상이며, Fig. 15는 스마트 무인기 로터허브의 전체 설계형상을 보여준다.

4. 결론

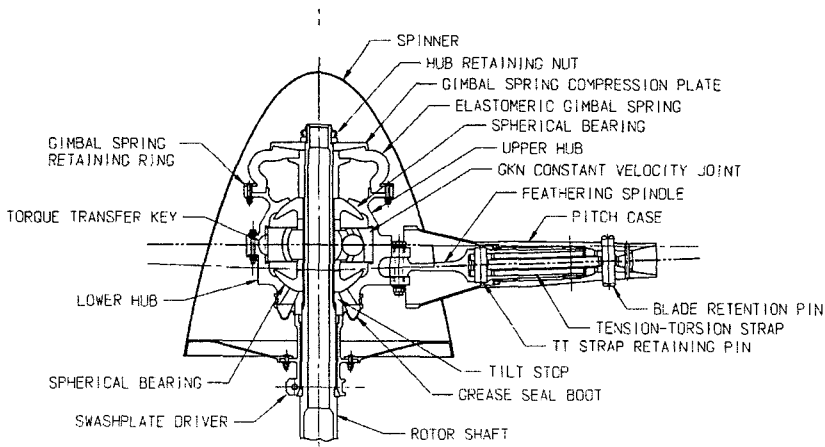
다양한 형태의 짐발허브에 대한 비교분석과 적합성 연구 결과를 바탕으로 스마트무인기 틸트로터에 적용하기 위한 새로운 방식의 짐발허브를 설계하였다. 새로운 방식의 허브는 상용화되어 기술적으로 검증된 등속 볼베어링을 짐발허브에 응용함으로써 저가, 고신뢰성의 장점을 가진다.

설계된 짐발허브의 주요 구성품에 대한 강도 및 수명분석이 이루어졌으며, 분석결과 설계요구도가 만족됨을 확인하였다.

향후 텐션-토션 스트랩의 경우 별도의 강도 시험을 통하여 추가 검증이 이루어질 것이며 짐발 힌지와 페더링 힌지가 전체 조립된 짐발허브의 경우 아이언버드(iron bird)시험을 통하여 최종적인 운용성 및 하중시험이 수행될 예정이다.



**Fig. 14** Feathering hinge configuration



**Fig. 15** SUAV rotor hub assembly configuration

## 후 기

이 연구(논문)은 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술 개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- (1) Nixon, M. W., 1993, "Aeroelastic Response and Stability of Tiltrotors with Elastically-Coupled Composite Rotor Blades," Ph.D. Dissertation, University of Maryland.
- (2) Nixon, M. W., Langston, C., Singleton, J., Piatak, D., Kvaternik, R., Corso, L., and Brown, R. 2003, "Aeroelastic Stability of a Four-Bladed Semi-Articulated Soft-Inplane Tiltrotor Model," *Proceeding of American Helicopter Society 59th Forum*, Phoenix, AZ.
- (3) Masarati, P., Piatak, D. J., Singleton, J. D., Mantegazza, P., 2004, "An Investigation of Soft-Inplane Tiltrotor Aeromechanics Using Two Multi-body Analyses," *Proceeding of the AHS 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics*, San Francisco, CA.
- (4) Masarati, P., Piatak, D. J., Mantegazza, P., Singleton, J. D., 2004, "Further Results of Soft-Inplane Tiltrotor Aeromechanics Investigation using Two Multibody Analyses," *Proceeding of American Helicopter Society 60th Forum*, Baltimore, MD.
- (5) Acree, C. W., Jr., 2002, "Rotor Design Options for Improving V-22 Whirl Mode Stability," *Proceeding of American Helicopter Society 58th Forum*, Quebec, CANADA.
- (6) Shigley, J. E., 1977, "Mechanical Engineering Design," 3<sup>rd</sup> edition,