

## 헬리콥터 테일팬 시험장치 개조 및 운용

### Improvement and Operation of a Helicopter Tail-Fan Performance Test System

이제동† · 송근웅\* · 강희정\* · 심정욱\* · 김승범\*\*

Lee Je Dong, Song Keun Woong, Kang Hee Jung, Sim Jung Wook and Kim Seung Bum

**Key Words** : Helicopter(헬리콥터), Tail-Fan(테일팬), Vibration(진동), Flap(플랩), Torsion(비틀림), Lead-lag(리드래그), Performance Test(성능 시험).

#### ABSTRACT

This paper described improvement and operation of a 'Tail-Fan' anti-torque performance test system. KARI (Korea Aerospace Research Institute) developed a "Tail-Fan" anti-torque system of a helicopter and a performance test-rig to test the performance of the Tail-Fan. The test-rig was improved for full rotating test in 4300rpm(100%). Machinery and hydraulic parts were changed to reduce vibration and to increase safety. To find the operation rotating speed for the performance test, vibration test were carried out using accelerometers on tail gear box. The performance test conditions of the Tail-Fan to avoid a resonance were found from vibration test results. The Tail-Fan operation tests were performed safely prior to carry out performance test.

#### 1. 서 론

헬리콥터의 꼬리로터는 '주로터에 의한 토크 상쇄'를 위한 반 토크 시스템(ATS, Anti-Torque System)으로 '방향 조종성 및 안정성'을 위해 장착되는 핵심 서브시스템이다. 헬리콥터에서 현재까지 가장 많이 사용되는 반 토크 시스템은 CTR(Conventional Tail Rotor)방식으로 구현에 편리한 점이 있으나, 헬리콥터 사고원인의 30%이상을 차지하는 등 안전성이 떨어진다. 최근 헬리콥터 기술선진국의 경우 헬리콥터 안전성(safety)을 높이기 위해 CTR 방식을 대체할 수 있는 고안전성 및 고효율성을 갖는 반 토크 시스템을 개발하여 실용화하고 있다. 소형 헬리콥터용으로 NOTOR 방식이 있으며, 중형 헬리콥터용으로는 덕트형 꼬리 로터(DTR, Ducted Tail rotor)방식이 있다. DTR 방식으로는 Eurocopter사의 Fenestron, 미국 Boeing-Skorsky사의 Fantail, 러시아 Kamov사의 Fan-in-Fin 등이 있다.

이러한 세계적 추세와 발맞추어 한국항공우주연구원(이

하 KARI)은 고안전성, 고효율, 저소음의 반 토크 시스템을 개발하기 위한 연구를 수행하고 있다. KARI의 반 토크 시스템은 DTR방식으로 '테일팬 시스템(Tail-Fan System)'이다. 공력/소음 해석, 형상 설계 최적화, 구조 동력학 해석 등을 통해 1차 시제 테일팬 시스템을 제작하였다. "헬리콥터 반 토크 시스템 기술 개발"사업의 3차년도 수행을 통해 제작된 테일팬 성능시험설비를 이용하여 성능 시험 등을 수행하였으나, 과도한 진동의 문제로 목표 회전수에서의 시험결과를 얻지 못하였다.[1]

이에 시험장치의 기계부와 유압부에 대한 수정·보완을 통해 시험장치를 개선시켰으며, 진동레벨을 크게 감소시켰다. 본 논문에서는 테일팬 시험장치의 부분별 수정·보완내용, 시험장치 진동 특성 및 운용시험을 소개하고자 한다.

#### 2. 시험장치 수정 및 보완

##### 2.1 기존 장치의 문제점

테일팬 시험장치는 크게 기계부, 유압부, 제어부로 구분할 수 있다. 개조전 시험장치 문제점은 다음과 같다.

- 기계부 : 회전구동축 커플링 연결문제, 장치 지지대 유격 문제, 슬립링 치구 고정문제 등
- 유압부 : 장치용 유압라인 간섭문제, 피치제어기용 유압 공급 문제, 유압 펌프 동시 가동 문제, 유압 모터 동기/단독 운용문제 등

† 과학기술연합대학원대학교  
항공기시스템전공 박사과정  
E-mail : jdlee@ust.ac.kr  
Tel : (042) 880-2277, Fax : (042) 880-2304

\* 한국항공우주연구원 로터그룹

\*\* 한국항공우주연구원 회전익기개발실

## 2.2 기계부 수정 및 보완

기계부는 테일팬 시험장치 중 유압부를 제외한 전체를 말하며, 이 중 수정 및 보완한 사항은 다음과 같다.

### (1) 유압모터 지지부 / 장치 지지용 턴버클

기존의 유압모터 지지부는 Fig. 1(a)와 같이 일체형으로 제작되어 유압모터 구동시, 장치의 진동을 더 크게 유지하는 경향을 보였다. 이를 방지하기 위해 유압모터 지지부분을 Fig. 2(a)와 같이 서로 분리하여 모터 구동시 발생하는 장치의 진동을 감소시켰다. 또한 장치를 지지해주는 턴버클도 Fig. 1(b)에서 Fig. 2(b)와 같이 교체하여 안전성을 확보하였다.

### (2) 회전구동축

회전구동축의 경우, 기존의 장치에서는 Fig. 1(c)와 같이 유압모터는 디스크 커플링을 통해 증속기어박스에 회전력을 전달하며, 증속기어박스는 회전속도를 증속시켜 디스크 커플링을 통해 토오크메타에 전달하고, 토오크메타는 전달된 회전속도와 토오크를 측정하여 유압시스템에 feedback 하여 준다. 회전력은 다시 디스크 커플링/구동축을 통해 TGB에 연결되며 TGB는 팬 기에 최종적으로 전달되는 회전속도를 감속시키고, 회전력 전달 방향을 90도로 전환시켜 주게 제작되었다. 그러나 이는 각각의 커플링에 연결된 구동축의 중심이 약간만 어긋나도 회전력의 손실과 큰 진동을 유발하게 되므로 이를 Fig. 2(c)와 같이 커플링을 없애고 베어링을 이용하여 각각의 연결부위를 고정시켜 회전력을 정확히 전달할 수 있도록 하였으며, 회전 편심을 최소화하였다.

### (3) 슬립링 고정부

팬-블레이드의 신호를 비회전부로 연결시켜주는 슬립링을 연결함에 있어서도 기존 장치는 Fig. 1(d)와 같이 상부에서 연결치구를 이용하여 연결하는 방법을 사용했다. 이는 진동 발생시 그 진동을 제대로 감쇄시켜줄 수 없었으며, 그 진폭 또한 컸다. Fig. 2(d)는 수정·보완한 것으로 하부에서도 연결치구를 이용하여 상·하부를 같이 고정시켜 주었다. 그리고 슬립링과 팬-블레이드 연결부위의 스프링을 보다 강성이 큰 것을 사용하였고, 회전축 방향(Z방향)의 진동을 억제시켜 주기 위해 사이에 고무패킹을 삽입하였다.

## 2.3 유압부 수정 및 보완

유압부의 수정 및 보완 사항은 아래와 같다.

### (1) 유압모터용 밸브 설치

Fig. 1(e)와 같이 기존의 유압모터는 유압라인이 직접 유압모터에 연결되어 있어 한쪽을 작동시키지 않을 경우에도 모터로 유압유가 흘러들어 부하로 작용하여 장치에 나쁜 영

향을 끼쳤다. 이번 수정 및 보완에서는 Fig. 2(e)와 같이 유압모터로 유입되는 라인에 볼밸브를 설치하여 유압모터를 작동시키지 않을 때에는 유압유가 흘러가지 않도록 개선하였다.

### (2) 증속기어박스 유압 유입라인 변경

기존의 장치에서는 Fig. 1(f)와 같이 중량이 큰 유압라인이 장치의 상부로 직접 연결되어 유압유를 공급해주는 형태였으나, 수정작업 후에는 Fig. 2(f)와 같이 중량이 큰 유압라인은 장치의 하부로 옮겨졌으며, 여기서 상부의 증속기어박스로 작은 유압라인을 이용하여 유압유를 공급해주는 형태로 변경하였다. 이 과정을 통해 불안한 장치의 밸런스를 잡아주어 장치를 보다 안정화시켰다.

### (3) 피치제어기용 유압밸브 설치

피치제어기로 연결되는 유압라인은 이전의 장치에서 보면 Fig. 1(g)와 같이 직접 연결되어 있는 모습을 볼 수 있다. 이로 인해 회전시험 수행시 일정 시간동안 팬-블레이드의 피치가 유지되지 않는 단점이 있었다. 이는 수정·보완 작업을 거치면서 Fig. 2(g)와 같이 중간에 체크밸브를 넣어주어 유압이 감소하지 못하게 하여 피치를 정확히 고정시켜 보다 정확한 결과를 얻을 수 있게 되었다.

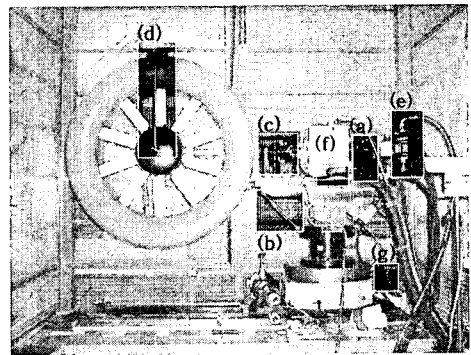


Fig. 1 Tail-Fan Test System before improvement.

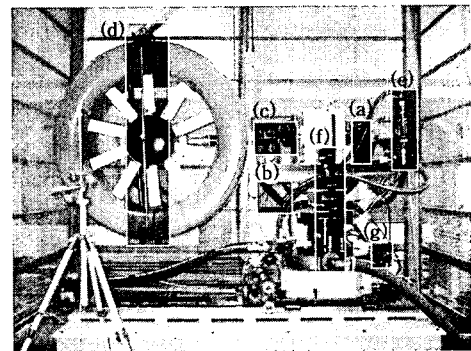


Fig. 2 Tail-Fan Test System after improvement.

### 3. 시험장치 운용

#### 3.1 테일팬 시스템 시험절차

테일팬 시스템의 운용을 위해 팬블레이드의 발란싱후 시험장치에 결합, calibration을 수행한 후 운용시험을 수행하게 된다. 운용 시험시 예측된 fanplot으로부터 회전시킬 수 있는 회전수를 미리 정하고, 회전시 진동 레벨을 측정하여 공진과 같이 과도한 진동이 발생되지 않는 운용 가능한 시험장치 운용 회전수를 선정해야 한다. 이러한 과정으로 도출된 시험 가능 회전수에서 비행조건/일괄피치각/회전수에 따른 덕트/블레이드의 추력 및 토크를 측정하는 성능시험을 수행하게 된다.

### 4. 시험결과

#### 4.1 시험장치 운용시험 및 진동특성

로터 시험에서는 각 회전품별 회전수의 N/rev, 신호가 가진원으로 작용하며, 장치나 시험체의 고유진동수와 만날 경우 공진이 발생할 수도 있다. 이러한 진동 특성을 고찰하기 위해 TGB 수직방향(Z-direction)과 주구동축 수직방향(Y-direction)으로 가속도계를 부착한 후 비회전시 임팩트 시험과 회전시 진동 측정 시험을 수행하게 된다. 이의 결과로부터 회전시 공진점을 미리 예측한 후, 회전운용시험을 실시한다.

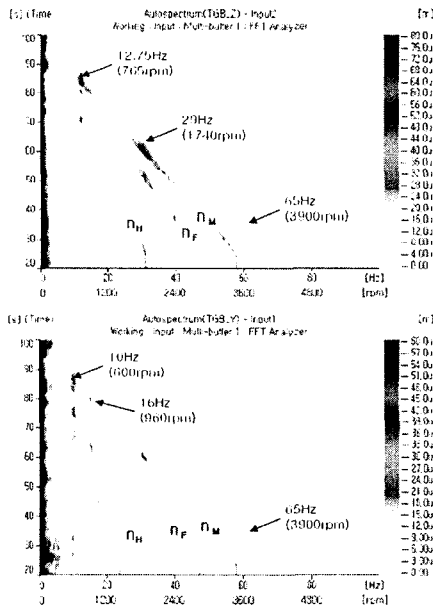


Fig. 3 Vibration Label on TGB before Improvement.

Fig. 3, 4에서 사선에 표시된  $n_M$ ,  $n_H$ ,  $n_F$ 의 정의는 다음과 같다.

- 유압모터 회전수 :  $n_H$
- 시험장치 출력축 회전수 :  $n_M = n_H \times 1.857$   
\* 1.857 : 증속기어박스 증속비
- 팬 회전수 :  $n_F = n_M \times 1/1.226$   
\* 1.226 : TGB 감속비

측정된 그래프는 시험장치 출력축 기준으로 일정 회전수 도달후 감소시킬 때 저장된 진동레벨이다. 따라서 그래프에서 사선은 각 회전품들의 회전수(1/rev.)이며 수직선으로 의미하게 표시되는 선들은 회전시 나타나는 시험장치 고유진동수들이다. 이 두선들이 만나는 영역에서 높은 진동레벨이 측정되고 있다. 진동 레벨은 peak-to-peak 값으로 표시된다. "KS-B0721-4:2001 (ISO7919-4:1996) 비왕복동 기계의 기계적 진동 - 회전축의 측정과 평가기준"의 Part 4에는 3000rpm일때 안전한 회전운용 범위를 peak-to-peak로 87 $\mu$ m로 정의하고 있으며[4], Dauphin의 경우 테일팬 운용 기준을 0.25 inch/sec로 제한하고 있다. Fig. 3은 기존 시험장치의 진동을 측정한 결과로 증속기출력단 기준으로 3500rpm(목표대비 72%)에서 감속하여 측정한 것이다. 이때는 최대 80 $\mu$ m정도의 진동이 Z방향에서 측정되었다.

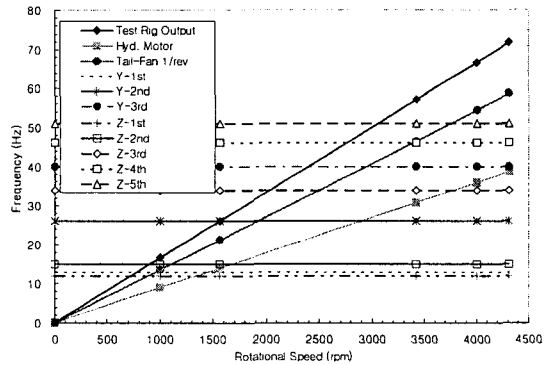


Fig. 4 Fanplot from vibration test

시험장치 개조후 비회전시 임팩트 테스트와 Fig. 4의 Fanplot을 통해 예상된 공진점(테일팬 기준)은 다음과 같다.

- 1차 예상 공진점 : 660-840 rpm (11-14 Hz)
- 2차 예상 공진점 : 1980-2160 rpm (33-36 Hz)
- 3차 예상 공진점 : 2280-2580 rpm (38-43 Hz)
- 4차 예상 공진점 : 2880-3120 rpm (48-52 Hz)

Fig. 5는 개선 후의 시험장치의 진동을 측정된 것으로 증속기출력단 기준으로 4300rpm(목표대비 100%)에서 감속하여 측정된 것이다. 이때는 최대 75 $\mu$ m정도의 진동이 Y방향에서 측정되었다. 기존 시험장치의 경우 증속기 출력축과 회전축이 커플링으로 고정되어 있기 때문에 그로 인한 진동( $n_M$ )이 가장 심했으나 개선 후는 팬-블레이드( $n_F$ )가 가장 중요한 진동발생 요인으로 바뀌었다. 이는 장치의 개선이 올바르게 잘 이루어졌음을 확인시켜주는 것이다.

위와 같은 결과로 보아 시험장치의 고유진동수와 각 회전 품들의 회전속도가 교차하는 지점에서 공진이 발생하는 것을 확인하였으며 실험결과에서 공진이 크게 나타나는

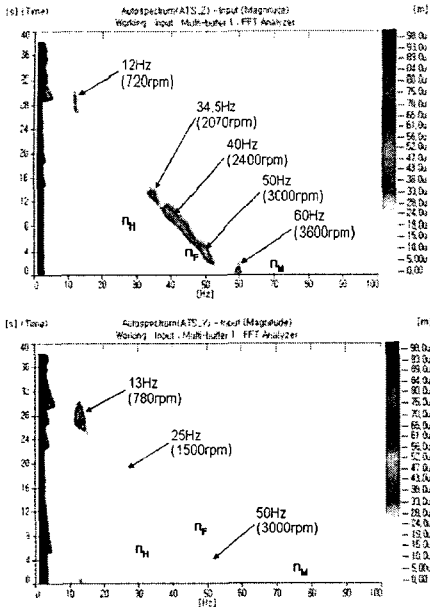


Fig. 5 Vibration Label on TGB after Improvement.

고유진동수는 12Hz, 40Hz, 50Hz 부근임을 확인하였다. 성능 시험을 위한 시험장치 운용은 이렇게 공진이 되는 회전 수를 피해야 하며, 성능시험시 회전수를 정해진 영역에서 정지하지 않고 계속하여 증가하여 목표 회전수에 도달해야 한다. 성능시험 결과는 후처리를 통해 1560rpm, 3100rpm대의 지난 시험 결과와 비교할 예정이다

#### 4.2 테일팬 성능시험 결과

100% 회전수에서 일괄피치각을  $-10^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 로 조정하면서 측정된 추력과 토크에 대한 시험 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 일괄피치각  $20^{\circ}$ 에서 약 1600N의 추력을 측정하였다. 현재 일괄피치각 전체 영역에서( $-15^{\circ} \sim 40^{\circ}$ ) 시험을 수행하고 있다.

### 5. 결론

KARI는 1차 테일팬 시스템의 보다 정확한 성능 시험 수행을 위해 테일팬 성능 시험장치를 수정 및 보완하였다. 수정·보완한 후, 테일팬 운용을 위해 팬 블레이드 발판싱, 고유진동수 측정, 시험장치 고유진동수 측정, 테일팬 회전 시 진동 레벨 측정 등을 수행하였다.

이러한 결과로부터 공진점을 예상하였고, 예측된 공진점과 실제 운용시 진동레벨을 비교하였다. 시험장치의 개선으로 인하여 진동레벨을 감소시켰으며, 100%rpm에 도달할 수 있게 되었다. 현재 운용시험을 안정하게 수행한 후, 목표 회전수(4300rpm)에서 성능시험을 수행하고 있다.

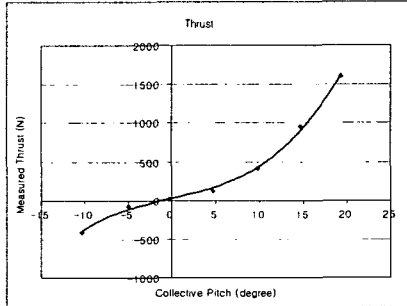
이러한 과정은 국내에서는 최초로 수행되는 반 토크 회전 시험으로서 큰 의미를 가지고 있으며, 향후 헬리콥터 꼬리모터 개발을 위한 중요한 기초자료로 활용될 것이다.

### 후 기

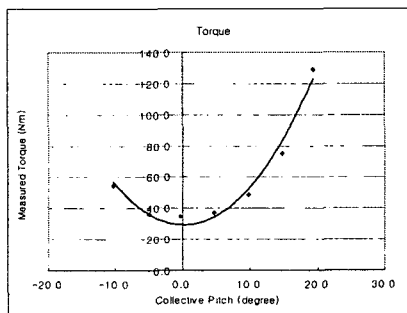
본 논문은 산업자원부의 민간점용기술개발사업, “헬리콥터 반 토크 시스템 기술개발”의 연구 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- [1] 주 진 외, “헬리콥터 반 토크 시스템 기술개발(III)”, 한국항공우주연구원 연구보고서, 2004, p24-82,
- [2] KS-B0612, 1992 (ISO-1940, 1986) 회전기기의 균형도-강성모터
- [3] KS-B0721-4:2001 (ISO7919-4:1996) 비앙복동 기계의 기계적 진동 - 회전축의 측정과 평가기준
- [4] 송근용, 김준호, 강희정, 이육, 심정욱 “테일팬 성능시험 장치의 운용과 진동특성” 한국소음진동공학회 제15권 제4호, 2005, p421-428



(a) Thrust



(b) Torque

Fig. 6 Performance Test Results on Ground.