

테일팬 성능시험장치의 운용과 진동특성[#]

The Operation and Vibration Characteristics of Tail-fan Performance Test System

송근웅[†] · 김준호* · 강희정* · 이육* · 심정욱*

Song Keun Woong, Kim Jun Ho, Kang Hee Jung, Rhee Wook and Sim Joung Wook

(2004년 12월 17일 접수 ; 2005년 3월 2일 심사완료)

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

ABSTRACT

This paper described operation and vibration characteristics 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 performance test-rig consists of driving, supporting and rotating parts. In the process of the performance test, firstly, operation test of the test-rig were carried out to verify design specifications. Secondly, natural frequencies of fan blade and test-rig were measured respectively. Lastly, 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 the fan-plot and vibration test results. The tail-fan performance tests were well done safely.

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. 일반적인 꼬리로터는 주로터 시스템과 매우 유사한 시스템이지만, 사이클릭 피치가 없는 것이 특징이다. 특히 군수용 헬리콥터의 경우 35 kts 이상의 풍속에서 정지비행 뿐만 아니라, 전진비행 중 헬리콥터의 기수방향을 유지할 수 있도록 콜렉티브 피치제어를 통해 충분한 꼬리 로터 추력 또는 반 토크

크를 발생시켜야 한다. 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 미국 MDHI(McDonnell Douglas Helicopter Inc.)의 특허기술인 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(이하 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 설

[†] 책임저자 : 정희원, 한국항공우주연구원 회전익기그룹
E-mail : skw@kari.re.kr

Tel : (042) 860-2196, Fax : (042) 860-2604

* 한국항공우주연구원 회전익기그룹

이 논문은 2004 추계학술대회에서 우수발표논문으로 추천되었음.

계 최적화, 구조 동력학 해석 등을 통해 제작된 1차 시제 테일팬 시스템은 기능성 시험, 성능시험 등을 수행해야 한다.⁽¹⁾ 이에 KARI에서는 지상 및 풍동 시험이 가능하도록 테일팬 성능시험장치를 개발하였다. 시험장치는 성능 목표인 super Lynx의 꼬리로터 제원을 기준으로 개발되는 테일팬 시스템의 회전수 및 토크를 공급할 수 있도록 하였다. 본 논문에서는 테일팬 성능시험장치 개발, 테일팬 시스템 개발, 성능 시험조건/방법, 그리고, 시험장치 진동 특성 및 운용 시험과 테일팬 성능시험을 소개하고자 한다.

2. 테일팬 시스템 개발

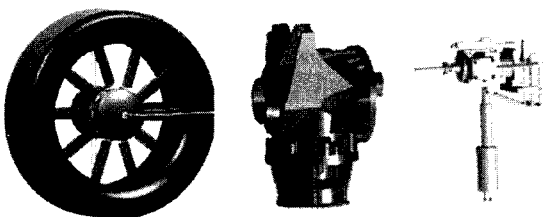
KARI에서 개발한 테일팬 시스템은 Lynx 헬리콥터에 적용할 수 있는 성능 목표로 개발되었다. 대상 헬리콥터의 제원으로부터 Table 1과 같이 최대 요구 추력 및 회전수를 결정하였다. 결정된 설계 조건을 기본으로 테일팬 시스템의 1차 시제품을 설계 및 제작하였다.

테일팬 시스템은 크게 웬블레이드, 덕트, 테일팬 시스템용 기어박스(이하 TGB, tail gear box), 피치제어기로 구성된다. Fig. 1은 테일팬 시스템의 구성품들이며, 테일팬 시스템 시험장치 관련 주요설계특성은 다음과 같다.

- 설계 최대 필요마력(설계 한계추력) : 400 kW
- 콜렉티브 피치링크의 최대 하중 : 800 daN
- 콜렉티브 피치링크의 피치변위 : -20~45 deg
- 구동축 회전속도/토크 : 4308 rpm/886.12 Nm
- 테일팬의 회전속도/토크 : 3514 rpm/1086.3 Nm

Table 1 Required thrust and rotating speed

	Lynx CTR	Tail-fan
ThrustNET	-	7173 N
Rotating speed	1885 rpm	3514 rpm



(a) Fan-duct (b) TGB (c) Pitch control unit

Fig. 1 Tail-fan design

3. 테일팬 성능시험장치

3.1 성능시험장치의 개발 요구 조건 및 구성

테일팬 시스템의 기능 및 성능을 시험하기 위한 시험장치는 super Lynx의 출력을 고려하여 최대 400 kw의 출력으로 4308 rpm의 회전속도에서 최대 토크 886 Nm를 갖도록 하였다. 또한 KARI의 중형 아음속 풍동(test section 4 m × 3 m × 10 m)에서 시험 가능하도록 크기를 고려하였고, 자세 변화를 위한 회전 및 이송 장치를 장착하였다.

테일팬 성능시험장치는 유압공급장치, 냉각장치, 제어시스템, 시험장치로 구성되어 있으며, Fig. 2는 이러한 전체구성을 나타낸다. 시험장치는 크게 주구동부, 지지부, 회전부의 세 부분으로 나눌 수 있으며 Fig. 3에 시험장치의 세부구성을 표시하였다.

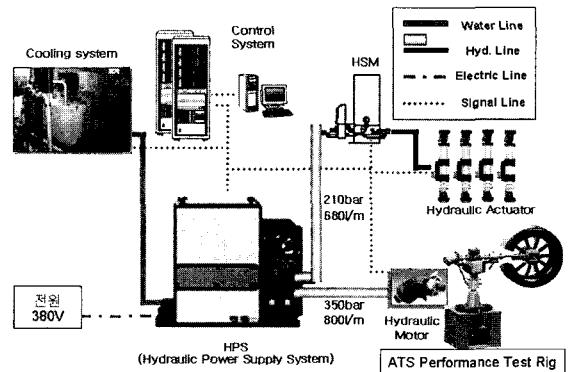


Fig. 2 Test rig configuration

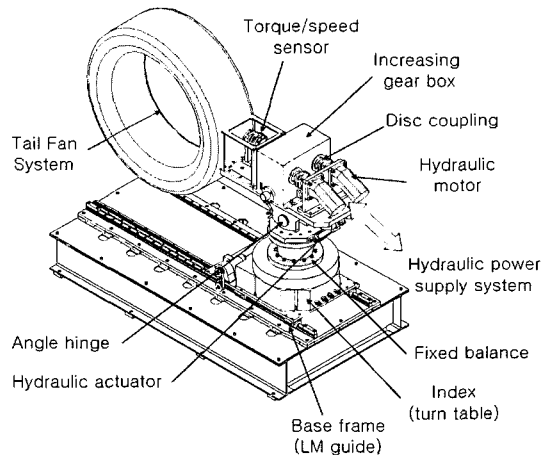


Fig. 3 ATS test rig design

(1) 주구동부

주구동부는 테일웬을 구동할 회전력을 발생시키는 부분으로 유압시스템, 유압모터, 증속기, 토크메타 등으로 구성된다. 유압모터는 디스크 커플링을 통해 증속기어박스에 회전력을 전달하며, 증속기어박스는 회전속도를 증속시켜 디스크 커플링을 통해 토크메타에 전달하고, 토크메타는 전달된 회전속도와 토크를 측정하여 유압시스템에 폐환(피드백, feedback)하여 준다. 회전력은 다시 디스크 커플링/구동축을 통해 TGB에 연결되며 TGB는 웬 깃에 최종적으로 전달되는 회전속도를 감속시키고, 회전력 전달 방향을 90도로 전환시켜 준다.

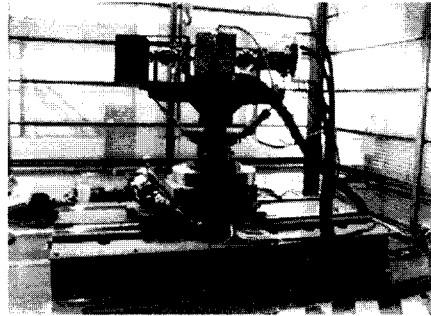
(2) 지지부

지지부는 주구동부를 지지하는 부분이다. 경사현지와 유압 작동기는 테일웬 시스템을 포함한 헬리콥터의 꼬리부의 기울임을 모사할 수 있도록 하였으며 증속기어박스의 아랫부분에 연결되어 있다. 덕트를 포함한 테일웬 시스템의 추력을 측정하기 위한 고정밸런스가 지지부 하단에 장착되어 있다.

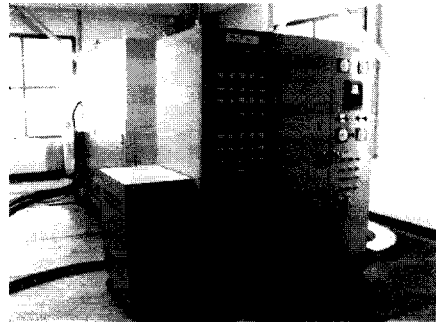
(3) 회전부

회전부의 경우 전진 비행 방향의 전환 등이 필요할 경우 회전반에 설치된 전자식 서보 유압작동기를 통해 테일웬 시스템 및 지지부 전체를 15도 간격으로 회전시켜 전진 비행 방향을 전환시킬 수 있도록 구성하였으며, 제한된 풍동 시험부(4m × 3m)내에서 자세

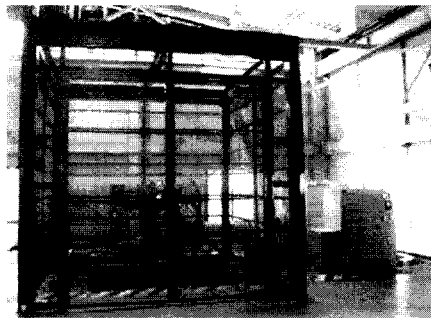
변화를 위해 지지판을 수평이동할 수 있도록 LM (linear motion) 가이드를 설치하였다.



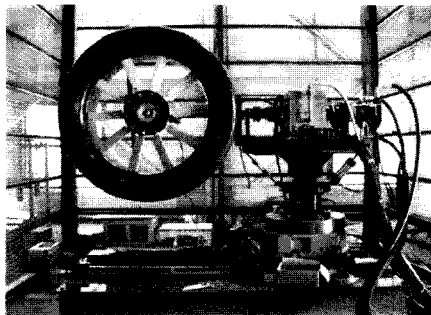
(a) Mechanical part



(b) Hydraulic power unit



(c) Test rig



(d) Fan-duct installation

Fig. 4 ATS test rig

Table 2 Specifications of components

Part	Component	QT.	Spec.
HPU	Electric motor	2	4P, 380 V, 60 Hz, 200 hp
	Hyd. pump	2	225 cm ³ /rev, 350 bar
	Hyd. circuit	1	Mass/pressure control
Main drive part	Hyd. motor	2	160 cm ³ /rev, 350 bar
	Increasing gear box	1	Gear ratio 1,857:1 2 input, 1 output
	Torque sensor	1	10000 lb-in, 4-20 mA
	Speed sensor	1	5000 rpm, 4-20 mA
Support part	Rotating balance (torque, thrust)	1	1100 Nm, +/-1.0 mV/V 7200 N, +/-1.0 mV/V
	Hyd. actuator	1	Φ63, 145 mm
Rotating part	Fixed balance	1	11000 Nm, +/-0.5 mV/V
	Index	1	15 deg. step Auto clamp/unclamp

3.2 성능시험장치 개발결과

시험장치는 회전 시험중 안전을 위하여 안전철망 내부에 설치하였으며 외부 유압공급장치에서 공급 유압의 압력 및 유량 제어에 의하여 구동축 회전속도를 제어하게 된다. 테일헨 성능시험을 위해 회전발란스와 고정발란스를 장착하였으며, Table 2에 개발된 시험장치 구성품의 특성을 정리하였다.⁽⁴⁾ Fig. 4는 제작된 테일헨 성능 시험장치의 설치 장면을 보여준다.

4. 테일헨 시스템 성능시험

개발된 반 토크 시스템은 주로터 시스템과 마찬가지로 지상/비행시험을 통해 설계된 성능을 입증하여야 한다. 실제 비행시험은 완제기에 장착된 후 가능하지만, 풍동시설을 이용하여 실제 비행상태를 모사하여 성능시험이 가능하다.⁽⁴⁾ 반 토크 시스템의 성능시험은 비행 조건과 일괄 피치각 변화에 따른 추력 및 토크 변화를 측정하는 것이며, 이외에도 TGB 및 피치제어기의 기능성 시험 및 운용시험 등을 수행한다.

4.1 테일헨 시스템 성능 시험조건

- (1) 지상시험(무풍조건)
 - 콜렉티브 피치변화 대 추력/토크 변화
 - 헬블레이드의 동특성(익근부분의 응력특성)
- (2) 풍동시험(최대 35 kts 풍동조건)
 - 전진비행/우측면비행/좌측면비행 조건
 - 콜렉티브 피치와 추력/토크 변화
 - 헬블레이드의 동특성(익근부분의 응력특성)

4.2 테일헨 시스템 시험절차

테일헨 시스템의 운용을 위해 헬블레이드의 발란싱후 시험장치에 조립하고 calibration을 수행한 후 운용시험을 수행하게 된다. 운용 시험시 예측된 fanplot으로부터 회전시킬 수 있는 회전수를 미리 선정한 후, 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.

테일헨 시스템의 추력과 토크는 회전밸런스를 통해 측정할 수 있다. 측정되는 추력 및 토크 신호를 비롯

하여 스트레인게이지 등의 회전부 신호는 테일헨 허브 캡 앞쪽으로 장착되는 36-pole 슬립링을 통해 별도의 데이터 획득 장치에 전달되어 비 회전계의 데이터 획득시스템에 저장된다. 데이터 저장 후 후처리 과정을 통해 정확한 성능 검증은 하도록 하였다.

성능시험장치 구동/제어 및 데이터 획득을 위한 프로그램은 LabVIEW로 구성하였다. 모든 센서의 신호는 시험장치 운용시 모니터링할 수 있도록 하였으며, 이상 발견시 긴급 정지할 수 있도록 구성하였다.

5. 시험결과

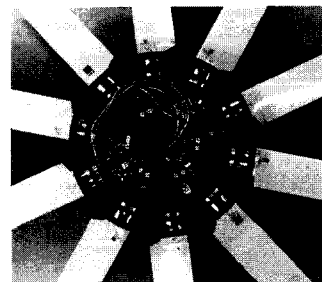
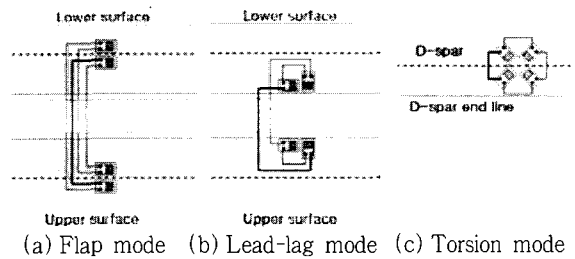
5.1 헬블레이드

제작된 각 블레이드에는 Table 3, Fig. 5와 같이 폴브리지로 스트레인게이지를 부착하고 진동 특성시험을 수행하였다. 측정된 모드별 고유진동수는 Table 4와 같다.

블레이드를 허브에 장착하고, 회전발란스를 허브 하단에 장착한 조립체를 동적발란싱 작업을 수행하였다. 동적 발란싱 장비를 활용하여 1937 rpm에서

Table 3 Number of blade strain gauge channels

Strain gauge	Flap mode	Torsion mode	Lead-lag mode
Blade root	6	2	2



(d) Instrumented fan
Fig. 5 Strain gauge installation

Table 4 Blade natural frequency

Natural freq.	Flap mode	Torsion mode	Lead-lag mode
1st mode(Hz)	73.5	365.1	144.1

Table 5 Dynamic balancing results

Dynamic balancing	Before		After	
	Hub lower	Pitch link upper	Hub lower	Pitch link upper
Unbalance (g)	1.65	1.39	0.06	0.04
Position (Deg.)	226	218	223	209
Result	Reject	Reject	Accept	Accept

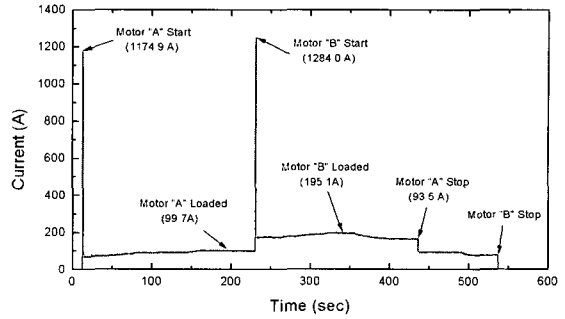
조립체의 편심질량을 측정하고 허용 편심량 수준 (balancing grade 1.0, refer to KS-B0612/ISO-1940)에 도달하도록 허브 뒷면과 피치링크 상단을 가공하여 편심질량을 교정하였다. Table 5에 동적 발란싱 결과를 정리하였으며 교정후 편심질량은 0.17 g이 되었다.

5.2 시험장치 운용시험 및 진동특성

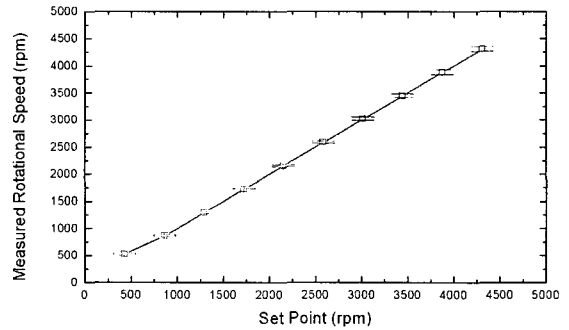
개발된 테일팬 성능시험장치에 대하여 기기 단독시험, 부부하 시험, 내구성 시험 등을 수행하였다.

기기단독시험은 장비 시동을 위한 모터 기동 시 전 원소비량을 확인하기 위한 시험으로 장치의 2대의 모터의 순차 기동시의 전류를 측정하였다. Fig. 6(a)에서 장치의 두 번째 모터 기동시 최대 전류 1280A가 소모됨을 확인할 수 있었다. 부부하 시험은 주구동부의 부부하상태에 대한 속도제어능력을 확인하는 시험으로 1기의 유압모터만을 이용하여 수행하였고, Fig. 6(b)와 같은 결과를 얻었다. 시험장치는 4308 rpm 이상 운전가능 하였고 목표 회전수에 대한 측정된 장비 회전속도의 편차는 회전수의 변화에 따라 최대 45 rpm으로 목표치인 50 rpm보다 낮음을 확인할 수 있었다.

시험장치 단독 운용시험 후에는 테일팬을 장착한 후 성능시험용 운용시험을 수행하였다. 로터 시험에서는 각 회전분별 회전수의 N/rev. 신호가 가진 주파수로 작용하며, 장치나 시험체의 고유진동수와 만날 경우 공진이 발생할 수도 있다. 이러한 진동 특성을 고찰하기 위해 TGB 수직방향(Z-direction)과 주



(a) Motor power



(b) Rotating speed

Fig. 6 Test rig operational test results

Table 6 Non-rotating test results

Non-rotating	1 st mode(Hz)	2 nd mode(Hz)	3 rd mode(Hz)
Y-direction	10.5	15	54.25
Z-direction	12	29.75	65.75

구동축 방향(Y-direction)으로 가속도계를 부착한 후 비회전시 임팩트 시험과 회전시 진동 측정 시험을 수행하였다. Table 6에 정리한 비회전시 임팩트 시험 결과로부터 도시한 fanplot은 Fig. 8과 같으며 교차점으로부터 테일팬 회전시 진동이 높은 구간을 예측하였다.

진동 측정에 사용된 센서는 다음과 같으며 위치는 Fig. 7에 표시하였다

- Model : Type 4371 (B&K)
- Sensitivity : 1.015 pC/ms-2
- Lower frequency limit : 12.6 kHz
- Amplifier : NEXUS type 2690(B&K)
- FFT analyzer : PULSE 3250 (B&K)
- 위치 : TGB 상단(Z-Dir.), 뒷면(Y-Dir.)

Fanplot으로부터 예상된 공진점은 다음과 같다.

- 1차 예상 공진점 : 800-1200 rpm(13.3-20 Hz)
- 2차 예상 공진점 : 2200-2400 rpm(36.7-40 Hz) - 3차 예상 공진점 : 3300-3400 rpm(55-56.7 Hz)
- 4차 예상 공진점 : 3900-4100 rpm(65-68.3 Hz)

Fanplot을 기준으로 목표 운용구간을 먼저 선정하고, 진동이 높은 구간은 빠른 가속을 하여 회전수를 넘어야 한다. 각 단계를 넘을 때마다 진동 레벨을 확인하여 fanplot과 비교한 후 운용가능 회전수를 도출한다. 이러한 과정으로 진동 레벨을 확인하기 위한 운용시험은 Table 7과 같은 순서로 수행하였다. 이러한 과정으로 측정된 진동 레벨은 Fig. 9와 같다.⁽⁶⁾

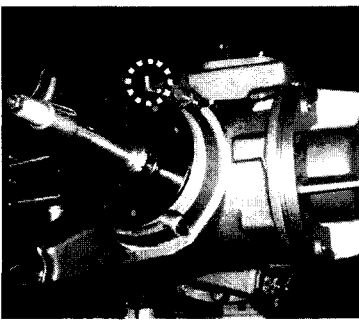
측정된 그래프는 시험장치 출력축 기준으로 일정 회전수 도달 후 감소시킬 때 저장된 진동레벨이다. 따라서 그래프에서 사선은 각 회전품들의 회전수(1/rev.)이며 수직선으로 희미하게 표시되는 선들은 회전시 나타나는 시험장치 고유진동수들이다. 이 두 선들이 만나는 영역에서 높은 진동레벨이 측정되고 있다. 진동 레벨은 peak-to-peak 값으로 표시된다. "KS-B0721-4:2001 (ISO7919-4:1996) 비왕복동 기

계의 기계적 진동 - 회전축의 측정과 평가기준"의 Part 4에는 3000 rpm일 때 안전한 회전운용 범위를 peak-to-peak로 87 μm로 정의하고 있다.

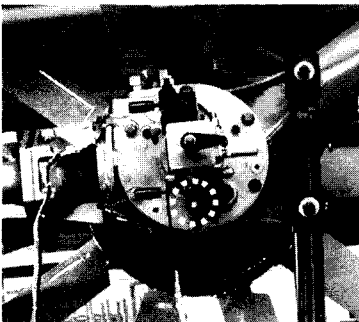
먼저 Fig. 9(a)는 시험장치에 고정대를 이용하여 TGB만을 장착한 경우이며 높은 회전영역에서 100 μm 이상의 진동이 측정되었다. (b)(c)는 시험장치에 고정대를 이용하여 TGB와 덕트를 장착한 경우이며, 이때는 32 Hz(1900 rpm)부근에서 Z방향으로 100 μm 이상의 높은 진동이 측정되었다. (d)(e)는 최종적으로 고정대를 제거하고 팬블레이드까지 장착한 경우로 3500 rpm에서 감속시킨 결과이다. 이때는 최대 80 μm 정도의 진동이 Z방향에서 측정되었다. Fig. 9(d)(e)에서 사선에 표시된 n_M, n_H, n_F의 정의는 다음과 같다.

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

이러한 결과로 보아 시험장치의 고유진동수와 각 회전품들의 회전속도가 교차하는 지점에서 공진이 발생하는 것을 확인하였으며 실험결과에서 공진이 크게 나타나는 고유진동수는 12 Hz, 30 Hz, 60 Hz 부근임을 확인하였다. 성능 시험을 위한 시험장치 운용은 이렇게 공진이 되는 회전수를 피해야 하며, 진동 측



(a) Z-direction



(b) Y-direction

Fig. 7 Accelerometer location

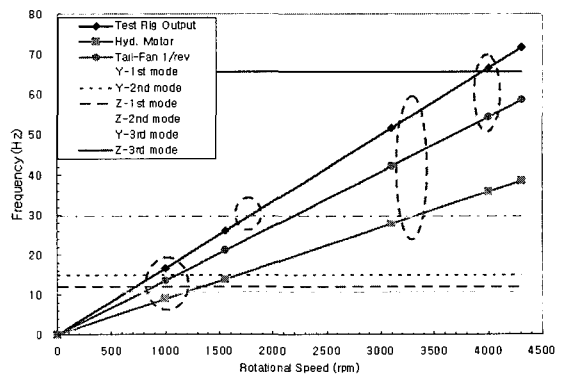
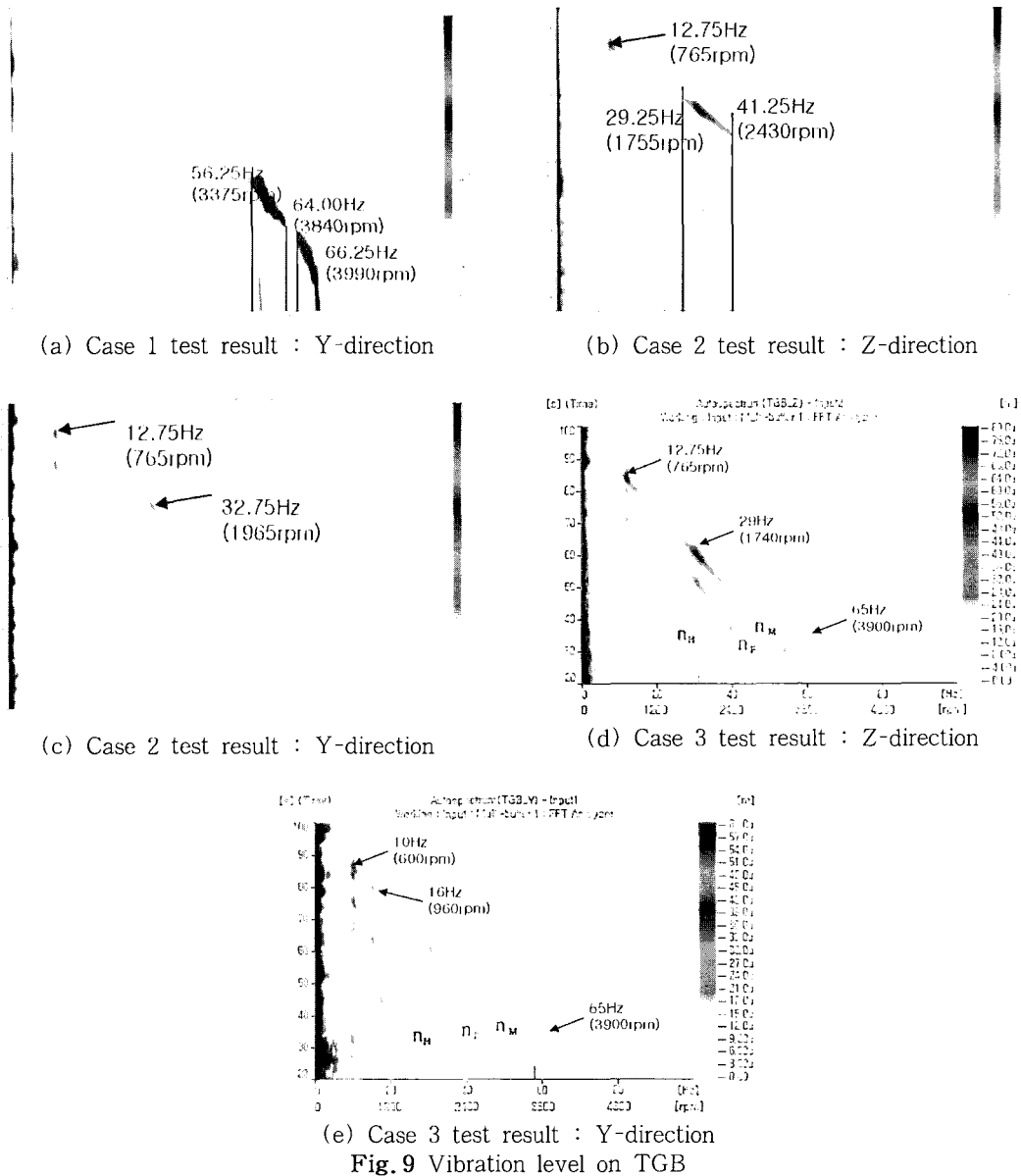


Fig. 8 Fanplot of ATS

Table 7 Test subjects for vibration measurement

Sequence	Test subjects
Case 1	Test rig + TGB + Fixing bar
Case 2	Case 1 + Duct
Case 3	Case 2 + Fan blade



정 시험결과에 따라 테일웬 성능시험용 회전수는 시험장치 출력속도 기준 500(12%), 1560(36%), 3100(72%) rpm으로 결정하였다.

5.3 테일웬 성능시험 결과

Fig. 10은 지상시험중인 테일웬 성능시험장치이다. 시험장치 진동 특성에 따라 결정된 목표 회전수(4308 rpm) 대비 72%(3100 rpm)에서 성능시험을 수행한 결과는 Fig. 11과 같으며 최대 시험 피치인 30도에서 추력 1854 N을 측정하였다.

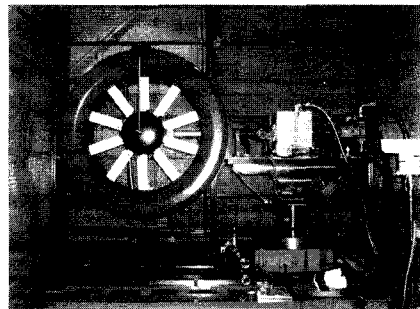


Fig. 10 Ground test

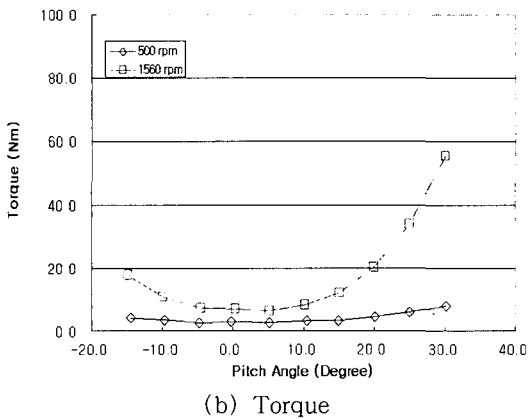
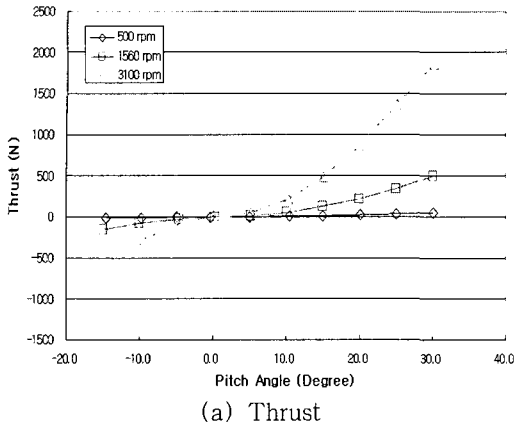


Fig. 11 Performance test results on ground

6. 결 론

KARI는 1차 테일팬 시스템의 성능 시험 수행을 위해 테일팬 성능시험장치를 지상 및 풍동 시험이 가능하도록 개발하였다. 시험장치는 풍동 시험부 크기를 고려한 유압모터 2기와, 회전정반, LM 가이드를 사용하였다. 장치 운용시험을 통한 검증을 완료한 후, 테일팬 성능시험을 위해 헬블레이드 발란싱, 고유진동수 측정, 시험장치 고유진동수 측정, 테일팬 회전시 진동 레벨 측정 등을 수행하였다.

이러한 결과로부터 fanplot을 도시하여 공진점을 예상하였고, 예측된 공진점과 실제 운용시 진동레벨을 비교하였다. 1차 시제품의 회전시 위험도를 고려

하여 ISO7919-1996의 진동레벨을 기준으로 하여 공진점을 피한 성능시험용 운용회전수(72 % rpm)를 결정하였다. 결정된 회전수에서 안전하게 성능시험을 수행하였고, 차후 시험장치 개조를 통한 100 % 회전수에서 시험을 수행할 예정이다.

이러한 과정은 국내에서는 최초로 수행되는 반 토크 회전 시험으로서 의미가 크며, 향후 헬리콥터 꼬리로터 개발을 위한 중요한 데이터베이스로 활용될 것이다.

후 기

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

참 고 문 헌

- (1) James R. A., et al., 1996, “Design and Testing of a Ducted Tail Rotor Concept Demonstrator for a Model 222U Helicopter”, 22nd European Rotorcraft Forum.
- (2) Alpman, E., Long, L. N. and Kothmann, B. D., 2003, “Toward a Better Understanding of Ducted Rotor Antitorque and Directional Control in Forward Flight”, Presented at the American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona.
- (3) 이희동 외, 2003, “비정렬격자를 사용한 쉬라우드 테일로터의 공력 성능 해석”, Proceedings of the 5th Asian Computational Fluid Dynamics.
- (4) 주진 외, 2004, “헬리콥터 반 토크 시스템 기술개발(Ⅲ)”, 한국항공우주연구원 연구보고서, pp. 24~82.
- (5) KS-B0612, 1992(ISO-1940, 1986) 회전기기의 균형도-강성로터.
- (6) KS-B0721-4:2001(ISO7919-4:1996) 비왕복동 기계의 기계적 진동-회전축의 측정과 평가기준.
- (7) 이안성, 김영철, 이동환, 2004, “KGT-74 소형 가스터빈 블레이드의 진동 신뢰성 평가”, 한국소음진동공학회논문집, 제 14 권, 제 5 호, pp. 410~415.