

헬리콥터용 반토포크 시스템 1차 시제 성능시험

송근웅*, 강희정**, 심정욱***, 이제동****, 김승범*****

Performance Test of 1st Prototype for Helicopter Anti-Torque System

Keun-Woong Song*, Hee-Jung Kang**, Joung-Wook Sim***, Je-Dong Lee****, Seung-Bum Kim*****

Abstract

This paper described performance test of 1st prototype "Tail-Fan" system. KARI(Korea Aerospace Research Institute) developed 'Tail-Fan' system as a kind of helicopter anti-torque system(ATS) and designed ATS performance test-rig for Tail-Fan system performance test.

For Tail-Fan system performance tests, firstly, test-rig operation tests were carried out for verification of design specifications. And natural frequencies of fan blade and test-rig were measured respectively. To find the operation rotating speed for performance tests, vibration tests using accelerometers on tail gear box(TGB) were carried out. Through the fanplot and vibration test results, rotational speed for Tail-Fan performance test to avoid a resonance were found and performance tests were carried out in flight conditions. We analyzed test data by non-dimensionalization. Through this results, 1st prototype "Tail-Fan" system was satisfied with design requirements.

초 록

본 연구에서는 개발된 테일팬 1차 시제품의 성능시험에 대한 것이다. 한국항공우주연구원에서는 헬리콥터용 반 토포크 시스템으로 테일팬 시스템을 개발하였으며, 제작된 1차 시제품의 성능시험을 위해 테일팬 성능시험장치를 제작하였다.

테일팬 성능시험을 위해 먼저 시험장치에 대한 제작 검증용 시험을 수행하였고, 다음으로 팬블레이드와 시험장치의 고유진동수를 확인하였다. 성능 시험용 시험장치 운용회전수를 결정하기 위한 운용시험을 수행하였다. 테일기어박스(TGB)에 가속도계를 부착하여 단계적으로 회전수와 부착물들을 변화시켜가며 고유진동수와 진동 레벨을 확인하였다. 운용 시험 결과로부터 테일팬 성능시험용 시험장치 운용회전수를 결정하였고, 무풍조건과 비행 조건에 따른 성능시험을 수행하였다. 측정된 데이터는 무차원화하여 분석하였고, 이 결과로 개발 시제품이 성능 요구조건을 만족시킴을 확인할 수 있었다.

키워드 : 헬리콥터(helicopter), 반 토포크 시스템(anti-torque system), 덕티드팬(ducted-fan), 성능시험(performance test), 진동(vibration), 풍동(wind-tunnel)

* 로터그룹/skw@kari.re.kr

*** 로터그룹/sjw@kari.re.kr

**** 회전익기개발실/helikari@kari.re.kr

** 로터그룹/hkang@kari.re.kr

***** 로터그룹/leejd@kari.re.kr

1. 서 론

헬리콥터의 꼬리로터는 '주로터에 의한 토오크 상쇄'를 위한 반토오크 시스템(ATS, Anti-Torque System)으로 '방향 조종성 및 안정성'을 위해 장착되는 핵심 서브시스템이다. 꼬리로터는 주로터 시스템과 매우 유사한 시스템이지만, 사이클릭 피치가 없는 것이 특징이다. 특히 군수용 헬리콥터의 경우 35kts이상의 풍속에서 정지비행 뿐만 아니라, 전진비행 중 헬리콥터의 기수방향을 유지할 수 있도록 콜렉티브 피치제어를 통해 충분한 추력 및 토크를 발생시켜야 한다. 헬리콥터에서 현재까지 가장 많이 사용되는 반 토오크 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 토오크 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 토오크 시스템을 개발하기 위한 연구를 수행하고 있다. KARI의 반 토오크 시스템은 DTR 방식으로 '테일팬 시스템(Tail-Fan System)'이다. 공력/소음 해석, 형상 설계 최적화, 구조 동력학 해석 등을 통해 제작된 1차 시제 테일팬 시스템은 지상 및 풍동 시험이 가능하도록 개발된 테일팬 성능시험장치에 장착되어 기능성 시험 및 성능시험을 수행하였다.[1,2,3] 반 토오크 성능시험 장치는 성능 목표인 Super Lynx의 꼬리로터 제원을 만족시킬 수 있는 테일팬시스템의 회전수 및 토크를 공급할 수 있도록 하였다. 본 논문

에서는 테일팬 시스템과 반 토오크 성능시험장치 개발에 대해 간단히 소개한후, 성능 시험조건/방법, 그리고, 시험장치 진동 특성 및 운용시험과 테일팬 성능시험을 소개하고자 한다. 성능시험 결과로 측정된 공력성능은 무차원화하여 분석하였으며, 무차원화 계수를 이용한 최대 예측성능을 정리하였다.

2. 반 토오크 시스템

2.1 테일팬 시스템 개발

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

테일팬 시스템은 크게 팬블레이드, 덕트, 테일팬용 기어박스(이하 TGB, Tail Gear Box), 피치 제어기로 구성된다. 그림 1은 테일팬 시스템의 구성품을 나타내고 있으며, 테일팬 시스템의 성능시험관련 주요설계특성은 다음과 같다.

- 설계 최대 필요마력(설계 한계추력) : 400kW
- 콜렉티브 피치링크의 최대 하중 : 794daN
- 콜렉티브 피치링크 피치변위 : -20~45 deg
- 구동축 회전속도/토크 : 4308rpm/886.12Nm
- 테일팬 회전속도/토크 : 3514rpm/1086.3Nm

표 1. 요구 추력 및 회전속도

구 분	Lynx CTR	Tail-Fan
Thrust _{NET}	-	7173 N
Rotating Speed	1885 rpm	3514 rpm

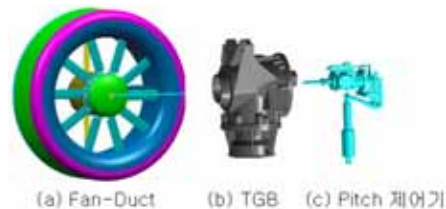


그림 1. 테일팬 설계 결과

2.2 반 토오크 성능시험 설비

2.2.1 요구조건

테일팬 시스템의 특성을 시험하기 위한 시험장치는 최대 400kw의 출력으로 4308rpm의 회전속도에서 최대 토크 886.12Nm를 갖도록 설계하였다. 표 2는 성능시험장치를 구성하는 각 구성품별 개발요구조건을 보여준다.

테일팬 성능시험장치는 크게 유압공급장치, 냉각장치, 제어시스템, 시험장치로 구성되어 있으며, 그림 2는 시험장치의 세부구성을 나타낸다.

표 2. 구성품별 개발요구조건

품명	세부구성	수량	요구사항
유압공급장치	power unit	1	350/210bar, 800l/m
	control system	1	유량/유압제어
유압모터	2700rpm	2	회전속도/토크 공급
증속기어박스	1:2 증속 (2 In / 1 out)	1	회전속도 증속/구동력 전달
구동축결합체	베어링/커플링 포함	1	구동력 전달
데이터 획득장치	획득 및 처리, 모니터링	1	피치제어, 데이터 획득/처리, 모니터링
계측센서	회전/고정밸런스	각1	추력/토크 측정
	스트레인게이지		블레이드 응력측정
	토크/속도센서	1	유량/유압 feedback

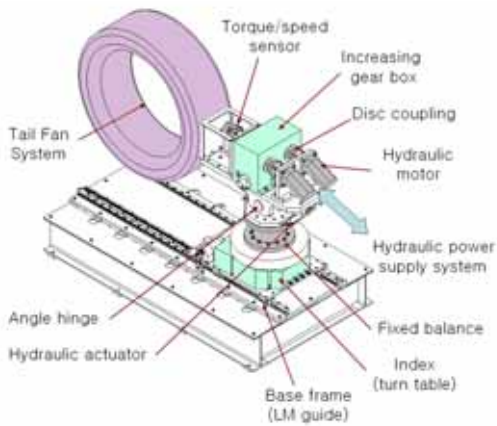


그림 2. 성능시험장치

2.2.2 제작 결과

시험장치는 회전 시험중 안전을 위하여 안전철망 내부에 설치하였다. 외부에 별도로 설치된 유압공급장치에서 공급 유압의 압력 및 유량 제어에 의하여 구동축 회전속도를 제어하게 된다. 성능시험을 위해 회전밸런스와 고정밸런스를 장착하였으며, 표 3에 개발된 시험장치 구성품의 특성을 정리하였다[4].

그림 3은 제작된 테일팬 성능 시험장치의 설치 장면이다.

표 3. Specifications of components

구분	구성품	수량	상세 사양
유압공급장치	Electric Motor	2	4P,380V,60Hz,200hp
	Hyd. Pump	2	225cm ² /rev, 350bar
	Hyd. Circuit	1	유량/유압제어
주구동부	Hyd. Motor	2	160cm ² /rev, 350bar
	증속기어박스	1	Gear Ratio 2:1(증속) 2 input, 1 output
	Torque Sensor	1	10000 lb-in, 4-20 mA
	Speed Sensor	1	5000 rpm, 4-20 mA
	회전 밸런스 (Torque, Thrust)	1	1100 Nm, +/-1.0mV/V 7200 N, +/-1.0mV/V
지지부	Hyd. Actuator	1	Φ63, 145mm
	고정 밸런스	1	11000Nm, +/-0.5mV/V
회전부	Index	1	최소작동각 15 도 Auto clamp/unclamp



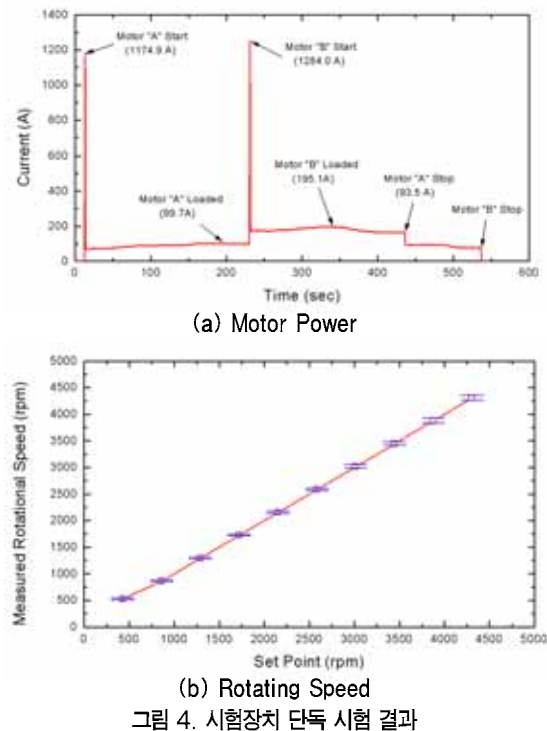
그림 3. 시험설비 설치

2.2.3 시험장치 운용시험

시험장치 설치후, 팬블레이드를 장착하기전에 시험장치 건전성은 반드시 확보해야 한다. 이에 개발된 반 토오크 성능시험장치에 대하여 기기 단독시험, 부부하 시험, 내구성 시험 등을 수행하였다.

기기단독시험은 장비 시동을 위한 모터 기동시 전원소비량을 확인하기 위한 시험으로 장치의 2대의 모터의 순차 기동시의 전류를 측정하였다. 그림 4(a)에서 장치의 두 번째 모터 기동시 최대 전류 1280A가 소모됨을 확인할 수 있었다.

부부하 시험은 주구동부의 무부하상태에 대한 속도제어능력을 확인하는 시험으로 1기의 유압모터만을 이용하여 수행하였고, 그림 4(b)와 같은 결과를 얻었다. 시험장치는 4308rpm이상 운전가능 하였고 목표 회전수에 대한 측정된 장비 회전속도의 편차는 회전수의 변화에 따라 최대 45rpm으로 목표치인 50rpm보다 낮음을 확인할 수 있었다.



3. 반 토오크 성능시험

3.1 시험준비

테일팬 시스템의 성능데이터인 추력과 토오크는 회전밸런스를 통해 측정할 수 있다. 측정되는 추력 및 토오크 신호를 비롯하여 스트레인게이지 등의 회전부 신호는 테일팬 허브 캡 앞쪽으로 장착되는 36-pole 슬립링을 통해 별도의 데이터 획득 장치에 전달되어 비 회전계의 데이터 획득시스템에 저장된다.

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.

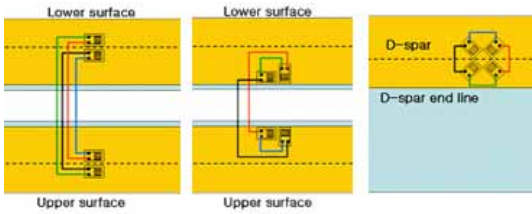
테일팬 시스템의 성능시험을 위해서는 동적 발란스를 한 팬블레이드를 시험장치에 장착하고 Pitch calibration을 수행한 후 운용시험을 수행하게 된다. 운용 시험시 예측된 Fanplot으로부터 회전시킬 수 있는 회전수를 미리 선정 한 후, 회전시 진동 레벨을 측정하여 공진과 같이 과도한 진동이 발생되지 않는 운용 가능한 시험장치 운용 회전수를 선정해야 한다.

3.1.1 팬블레이드

제작된 각 블레이드에는 표 4, 그림 5와 같이 폴 브리지로 스트레인게이지를 부착하였다. 블레이드 개수가 10개이므로 각 블레이드 별로 1개의 브리지를 형성하였다. 게이지가 완료된 블레이드는 임팩트 테스트를 통한 진동 특성시험을 수행하였다. 측정된 모드별 고유진동수는 표 5와 같으며 플랩고유진동수가 시험장치 최대회전수인 4308 rpm(71.8Hz)와 근접하였다.

표 4. 스트레인게이지 부착 채널

구분	Flap mode	Torsion mode	Lead-lag mode
Blade Root	6	2	2



(a) Flap mode (b) Lead-lag mode (c) Torsion mode



(d) Instrumented Fan
그림 5. 스트레인게이지 부착

표 5. 블레이드 고유진동수

구분	Flap mode	Torsion mode	Lead-lag mode
Frequency(Hz)	73.5	365.1	144.1

고유진동수 확인을 끝낸 블레이드를 허브에 장착하고, 회전발란스까지 한 조립체로 동적발란싱을 수행하였다. 팬블레이드 동적발란싱은 외부업체의 발란싱 장비를 활용하여 1937 rpm에서 조립체의 편심질량을 측정하고 허용 편심량 수준(Balancing Grade 1.0, Refer to KS-B0612/ ISO-1940)[5,6]에 도달하도록 하였다. 측정된 편심질량은 허브 뒷면과 피치링크 상단을 가공하여 교정하였다. 표 6에 동적 발란싱 결과를 정리하였으며 교정후 편심질량은 0.17 g이 되었다.

표 6. Dynamic Balancing Results

구분	교정 전		교정 전	
	Hub 허부	Pitch Link 상부	Hub 허부	Pitch Link 상부
Unbalance (g)	1.65	1.39	0.06	0.04
Position (Deg.)	226	218	223	209
Result	Reject	Reject	Accept	Accept

3.1.2 측정시스템 구성

그림 6은 테일팬 성능 시험장치의 제어 시스템과 테일팬 1차 시체에 장착한 데이터 획득장치의 연결을 나타내고 있다. 시험장치용 제어시스템은 NI사의 FIELDPOINT와 PLC를 이용하여 LabVIEW 프로그램으로 제어할 수 있도록 구성하였다. 시험장치 및 팬블레이드에 설치된 센서용 데이터 획득 시스템은 NI사의 SCXI와 Multi-function A/D board, LabVIEW 프로그램으로 구성하여 최대 1.25MB/sec로 데이터를 저장할 수 있도록 하였다.

시제품의 회전부에 부착된 스트레인게이지, 회전 발란스(추력 및 토크) 신호 연결을 위해 슬립링을 사용하였으며 슬립링 치구에서의 회전부 연결은 진동 저감을 위하여 스프링 커플링을 활용하였다. 이때 사용한 슬립링의 상세사양은 다음과 같다.

- Model : AC3757 (Poly-Scientific INC.)
- 36 접점, Max. 3500 rpm
- Max. 1 Amp, Max. 100 VDC

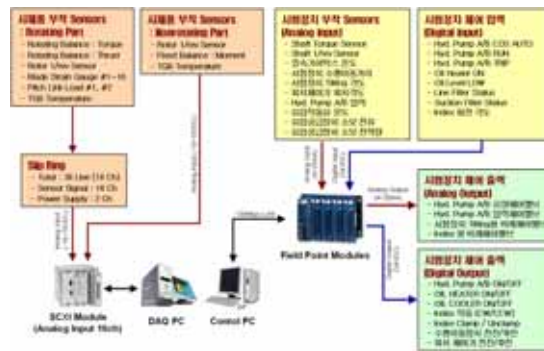


그림 6. 시험장치 제어시스템 및 DAQ시스템의 구성

3.1.3 운용회전수 결정

시험장치 단독 운용시험 후에는 테일팬을 장착한 후 성능시험용 운용시험을 수행하였다. 로터 시험에서는 각 회전품별 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 주구동축 방향(Y-direction)으로 가속도계를 부착한 후 비회전시 임팩트 시험과 회전

표 7. Non-rotating Test Results

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

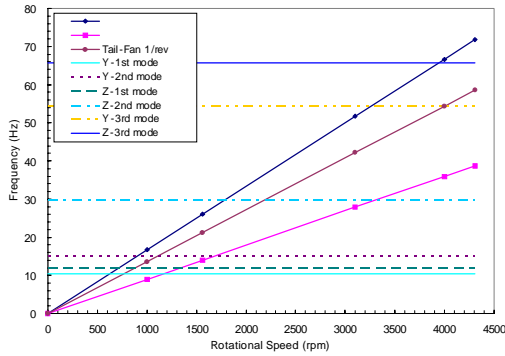
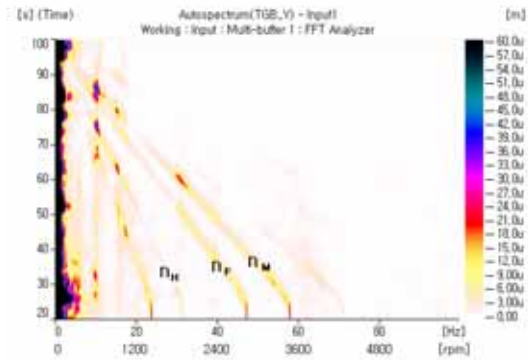


그림 7. Fanplot of ATS

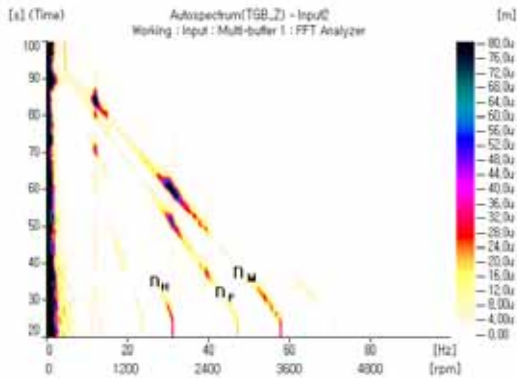
시 진동 측정 시험을 수행하였다. 표 7에 정리한 비회전시 임팩트 시험 결과로부터 도기한 Fanplot은 그림 7과 같으며 교차점으로부터 테일팬 회전시 진동이 높은 구간을 예측하였다.

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 과정의 최종 결과로 그림 8은 시험장치 출력축 속도 3500 rpm에서 장치를 감속시키며 측정된 진동레벨을 나타내고 있다.


 (b) Y-direction
 그림 8. Vibration Level on TGB

- 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, 1.226

그래프에서 사선은 각 회전품들의 회전수(1/rev.)이며 수직선은 회전시 나타나는 시험장치 고유진동수들이다. 이 두선들이 만나는 영역에서 높은 진동레벨이 측정되고 있다. 즉, 장치의 고유진동수와 위의 3가지 회전품들의 회전속도가 교차하는 지점에서 공진이 발생하며 이를 피해서 성능시험을 수행해야 한다. 실험결과에서 공진이 크게 나타나는 고유진동수는 12Hz, 30Hz, 60Hz 정도이며, 이에 따라 테일팬 성능시험용 회전수는 시험장치 출력축 속도 기준으로 500(12%), 1560(36%), 3100(72%) rpm으로 결정하였다.



(a) Z-direction

3.2 테일팬 성능시험

개발된 꼬리로터 시스템(테일팬)은 주로터 시스템과 마찬가지로 필히 지상 및 비행시험을 통해 성능을 입증하여야 한다. 실제 비행시험은 완제기에 장착된 후 가능하지만, 풍동시설을 이용하여 실제 비행상태를 모사하여 지상에서 성능시험이 가능하다. 주요 시험으로는 꼬리로터 시스템의 콜렉티브 피치각 변화에 따른 추력 및 토크 변화를 측정하는 성능시험과 팬 블레이드의 진동

특성을 통한 안정성 시험, 꼬리기어박스의 기능성 시험이 있으며, 지상 및 풍동에서 수행되어진다. 다음은 꼬리로터에 대한 성능시험을 위해 참조할 수 있는 미국 군사 규정이다.

- MIL-T-8679 : General test requirements (anti- torque rotor system tests)
- MIL-E-5272 : Environmental testing, aeronautical and associated equipment, General specification
- MIL-H-3136 : Hydrocarbon-fluid, standard test
- MIL-L-6880 : Lubrication of aircraft, General specification
- MIL-T-6053 : Tests
- MIL-STD-129 : Marking of shipments

3.2.1 시험조건

개발 시제품의 설계 작동조건은 테일 기어박스 입력축 속도 4308rpm, 팬 회전속도 3514rpm에 피치각 -20~45도 조건이다. 하지만 운용시험 결과로부터 고속회전에 발생하는 진동과 시험장치의 고유진동수에 대한 고려를 통하여 표 8과 같이 안전운전이 가능한 범위 내에서 시험조건을 결정하였고, 이에 따라 성능시험을 수행하였다.

표 8. 시험 조건

항 목		Rotational Speed (rpm)	Wind Velocity (m/s)	Pitch angle
Case1	무풍 조건	500	0.0	-15~35° 범위에서 각 5° 간격으로 측정
		1560		
		3100		
Case2	전진 비행	1560	6.5	
		3100	13.0	
		3100	18.0	
Case3	우측면 비행	1560	6.5	
		3100	13.0	
		3100	18.0	
Case4	좌측면 비행	1560	13.0	
		3100	18.0	
		3100	26.0	

(a)지상시험 (b) 풍동성능시험
그림 9. 테일팬 성능시험장치

그림 9는 무풍조건을 모사하기 위한 지상시험 장면과 비행 조건을 모사하기 위해 풍동에 설치되어있는 장면을 보여준다. 전진비행, 우측면 비행, 좌측면 비행등의 조건은 풍향 대비 테일팬의 자세를 바꾸어 시험하였다.

3.2.2 조건별 응력특성

그림 10은 비행조건별 측정된 블레이드 익근 응력을 나타내고 있다. 시제품 블레이드에 장착된 스트레인게이지 모드에 따라 Flatwise(Flap mode), Chordwise(Lead-Lag mode), Torsional(Torsion)방향 성분을 측정하여 도시하였다. Flap mode의 경우 일괄 피치각의 증가에 따라 익근 응력도 증가하는 경향을 볼 수 있었으며 조건별 최대응력은 복합재 블레이드의 허용 응력레벨인 3000 $\mu\epsilon$ 이하로 측정되었다. 또한 Lag, Torsion mode의 경우 무시할 수 있을 수준의 응력을 보였다.

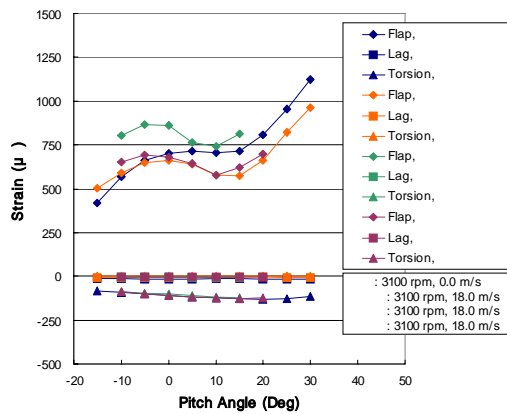


그림 10. 비행조건 별 익근 응력의 측정

3.2.3 조건별 공력성능

비행조건 별 추력과 구동 토오크의 측정은 시험장치에 부착된 회전발란스와 고정발란스, 장치 토오크메타를 이용하여 측정하였다. 회전발란스 측정데이터의 경우 피치링크 하중과 추력간의 간섭에 의하여 정밀한 측정을 하지 못하였다. 따라서 성능시험 결과 분석에서는 고정발란스와 장치 토오크메타의 데이터를 활용하였다. 시험조건별 측정데이터는 참고문헌 [3]에 정리되어 있다.

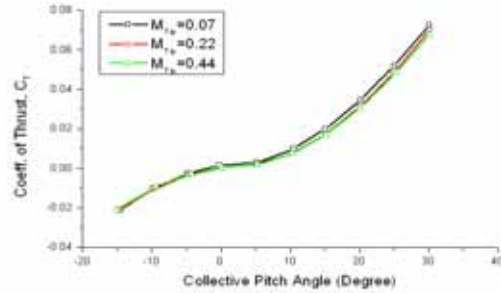


그림 11. 회전속도별 추력계수의 차이

3.3 성능시험 결과

3.3.1 무차원화 분석

개발 시제품에 대한 성능시험 시 장치 진동 등에 의한 안전문제등을 고려, 설계목표치보다 낮은 영역에 대한 실험만이 가능하였다. 설계목표치 작동조건에 대한 성능해석을 위해서 측정된 성능데이터를 무차원화하여 특성계수를 찾고 목표 작동조건에 대한 외삽을 이용하여 성능 데이터 추정하는 방법을 사용하였다. 이때 추력계수, C_T 와 일률계수, C_P 는 다음과 같다.

$$C_T = \frac{T}{\rho A V_{Tip}^2} \quad (1)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A V_{Tip}^3} \quad (2)$$

T : 추력(N), P : 일률(W)

V_{Tip} : 팁 속도(m/s), ρ : 공기밀도(kg/m³),

A : 팬 단면적(m²)

그림 11은 서로 다른 회전속도에서의 측정데이터를 이용하여 구한 무차원화 계수이다. 회전속도 차이에 대하여 낮은 회전속도 조건에 대해서는 다른 무차원화 계수를 나타내지만 1560 rpm($M_{tip}=0.22$)과 3100 rpm($M_{tip}=0.44$) 조건에 대해서는 작은 차이를 나타낸다. 따라서 측정된 시험데이터의 외삽에 의한 설계목표조건에 대한 성능 예측방법에 타당성이 있음을 확인할 수 있다.

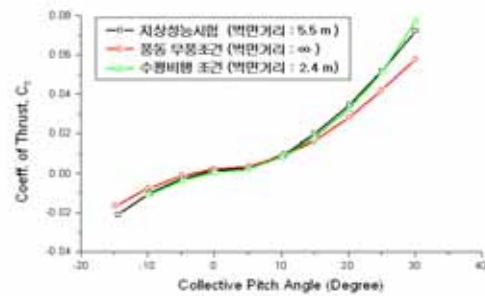


그림 12. 벽면 거리에 따른 추력계수의 차이

그림 12는 벽면과 테일팬의 거리가 서로 다른 조건의 측정데이터를 이용하여 구한 무차원화 계수이다. 벽면의 영향을 무시할 수 있는 풍동 무풍조건에 비하여 벽면영향이 있을 경우 추력은 더 크게 나타낸다. 지상 성능시험의 경우 벽면과의 거리가 5.5m이지만 거리가 2.4m인 수평 비행 조건과 비슷한 수준의 추력을 나타낸다. 따라서 정확한 지상 성능시험을 위해서는 벽면효과를 제거해 줄 수 있는 방안을 모색하여야 할 것으로 판단된다.

3.3.2 성능 예측

실험데이터를 이용하여 구한 무차원화 계수, C_T, C_P 에 대한 외삽을 통하여 설계조건에 대한 추력 및 소모 일률을 예측하였다. 그림 13은 각 비행조건별 발생 추력을 예측한 결과이다. 최대 피치각 조건(45도)에 대하여 최대 발생추력은 무

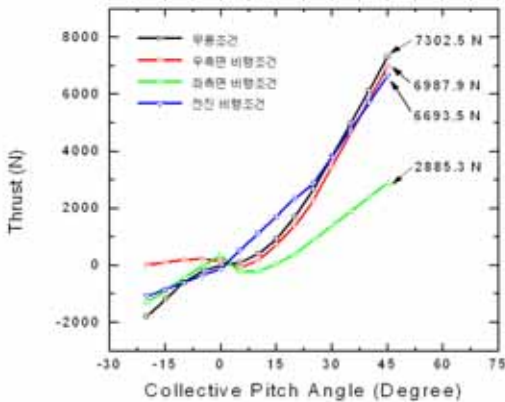


그림 13. 설계조건에서의 추력예측

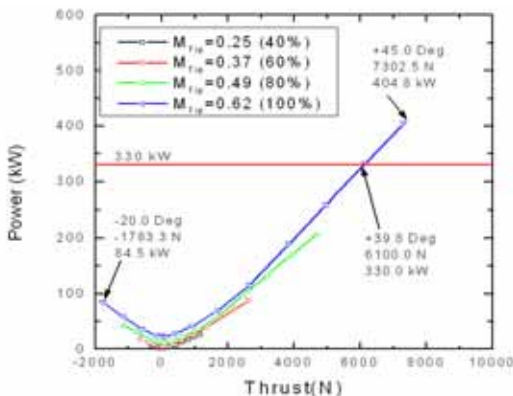


그림 14. 설계조건에서의 소모일률 예측

풍조건에서 7302.5N으로 설계 목표치를 만족시키고 있다. 그림 14는 각 회전속도 조건에 대한 무풍조건에서의 발생 추력과 소모일률을 예측한 결과이다. 이 경우 최대 추력발생 조건에서의 소모일률은 404.8 kW로 적용대상 기체의 사용가능 동력인 330 kW에 대하여 22.6% 정도 큰 수준으로 예측되었다. 이때 사용된 토오르크 데이터는 회전балан스가 아닌 시험장치용 토오르크메타의 데이터이기 때문에 실제 테일팬용 구동토오르크는 이보다 약간 적게 들 것으로 예상된다.

목표 대비 72% 회전수에서 수행한 성능시험결과를 반영하여 테일팬 2차시제품의 설계와 시험장치 개조가 차후 수행될 예정이다.

4. 결 론

저소음, 고효율성을 목표로 하는 헬리콥터의 꼬리로터 개발은 앞서 설명한 바와 같이 세계적인 추세이다. 한국항공우주연구원은 1차 테일팬 시스템의 개발과 병행하여 성능, 기능성을 시험할 수 있는 테일팬 성능시험장치를 개발하였고, 제작된 1차 테일팬 시제품에 대한 성능평가지험을 수행하였다. 테일팬 운용시험에서 성능시험용 회전수를 목표 회전수 대비 72%rpm으로 결정하였고, 이에 따라 지상과 풍동에서 비행조건별 성능시험을 수행하였다. 측정된 성능데이터를 무차원화하여 분석한 결과 개발된 테일팬 시스템은 요구조건에 만족하였다.

차후 시험장치 진동 개선을 통한 100% 회전수에서 테일팬 1차 시제 성능시험을 다시 수행할 예정이다. 또한 본 연구 결과가 반영된 2차 시제는 소음을 줄일 수 있는 블레이드 장착간격을 조절하는 Uneven spacing을 적용할 예정이며, 이에 대한 시험도 예정되어 있다.

본 연구는 국내 최초로 수행되는 실물크기 반 토오르크 시스템의 개발결과에 대한 입증 시험으로서 그 의미가 크다. 측정데이터는 향후 개발될 2차 시제를 위한 설계 데이터로 활용될 것이며, KHP 사업 등의 대형 국가 개발사업의 중요한 데이터베이스로 활용될 예정이다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. 주진 외, □□헬리콥터 반 토크 시스템 기술개발(I)□□, p188-214, 한국항공우주연구원, 2002.
2. 주진 외, □□헬리콥터 반 토크 시스템 기술개

- 발(II)□□, p176-210, 한국항공우주연구원, 2003.
3. 주진 외, □□헬리콥터 반 토크 시스템 기술개발(III)□□, p27-48, 한국항공우주연구원, 2004.
 4. 김준호 외, "테일팬 성능시험장치 개발", 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2004.4.
 5. KS-B0612, 1992 (ISO-1940, 1986) 회전기기의 균형도-강성로터.
 6. KS-B0721-4:2001 (ISO7919-4:1996) 비왕복동 기계의 기계적 진동 - 회전축의 측정과 평가 기준.
 7. James R. A., et al., "Design and testing of a ducted tail rotor concept demonstrator for a model 222U helicopter", 22nd European Rotorcraft Forum, 1996.
 8. Alpman, E., Long, L. N., and Kothmann, B. D., '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, 2003.
 9. 이안성 김영철, 이동환, "KGT-74 소형 가스 터빈 블레이드의 진동 신뢰성 평가", 한국소음진동공학회 제14권 제5호, 2004, p410-415.
 10. 송근웅 외, "테일팬 성능시험장치의 운용과 진동특성", 한국소음진동공학회논문집 제15권 제4호 pp 123-130.
 11. 안 존 외, "덕티드 팬의 성능예측 및 형상 설계", 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2003.
 12. 이희동 외, "비정렬격자를 사용한 쉬라우드 테일로터의 공력 성능 해석", Proceedings of the 5th Asian Computational Fluid Dynamics, 2003. 10.