

헬리콥터 로터시스템 회전시험설비의 설계

김승범[†]·송근웅*·최희주**·김은종***·박병관****

Design of Whirl Tower Test Facility for Helicopter Rotor System

Seungbum Kim, Keunwoong Song, Heeju Choi, Eunjong Kim, Byungkwan Park

Key Words: Design, Helicopter, Rotor, Test Facility, Whirl Tower Test

Abstract

The helicopter rotor system generates lift, thrust, maneuvering force and moment to the helicopter with the torque and pitch control force transferred from the main rotor hub/control. And the tail rotor system generates the thrust for yaw axis control of the helicopter with the torque and pitch control force transferred from the tail rotor hub/control.

Ground whirl test shall be performed to verify the compliance of requirement performance test and dynamic test of rotor blade and hub/control.

This paper describes a design of whirl tower test facility for helicopter rotor system test and evaluation. Design results are summarized and compared with design requirements.

기호설명

S	: 안전율
M_{bm}	: 굽힘 모멘트
σ_u	: 재료의 인장강도
Z	: 단면계수
T	: 축에 가해지는 토크

1. 서 론

헬리콥터 주 로터 시스템은 로터 허브/조종으로부터 회전력과 피치 조종력을 전달받아 헬리콥터에 양력, 추력 및 기동력을 발생시키는 장치이

며, 꼬리로터 시스템은 꼬리로터 허브/조종으로부터 회전력과 피치 조종력을 전달받아 헬리콥터의 요우 축 제어를 위한 추력을 발생시키는 장치이다.

지상 회전시험은 로터 블레이드 및 허브조종 시스템의 요구조건인 성능시험과 동역학 시험에 부합함을 입증하기 위해 수행한다.

본 논문은 헬리콥터 시험평가용 회전시험설비 설계에 대한 내용을 기술하였으며, 설계요구조건과 설계결과를 비교하여 정리하였다.

본 논문에서는 헬리콥터 로터시스템 회전시험설비의 기구물 설계 과정과 결과에 대해 살펴보았으며, 설계된 회전시험설비의 구조해석 결과, 계측/제어/모니터링 시스템 등은 별도 논문에서 살펴보았다.

2. 로터 회전시험설비 사양 결정

2.1 로터 회전시험설비 사례 분석

2.1.1 해외 회전시험설비 사례 분석

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터 전체 성능을 좌우하고, 비행특성을 결정하는 핵심 구성품이다. 헬리콥터 로터 시스템의 주로터 시스템은 주로터 허브/조종으로부터 회전력과 피치 조종력

† 회원, 한국항공우주연구원
E-mail : helikari@kari.re.kr
TEL : (042)860-2293 FAX : (042)860-2006

* 한국항공우주연구원

** 퍼스텍(주)

*** 퍼스텍(주)

**** 태일A&P

을 전달받아 헬리콥터에 양력, 추력 및 기동력을 발생시키며, 꼬리로터 시스템은 꼬리로터 허브/조종으로부터 회전력과 피치 조종력을 전달받아 헬리콥터의 요우 축 제어를 위한 추력을 발생시키는 장치이다. 이렇게 헬리콥터 로터시스템은 회전하면서 추력 및 조종력을 발생시키기 때문에 동적 밸런싱을 맞추는 것 또한 중요한 개발단계 업무 중에 하나이다. 로터 시스템의 개발 과정에서 헬리콥터 비행 시제 장착 전에 동적 밸런스 시험, 성능시험, 안정성 시험 등을 포함하는 회전 시험 (휠시험, whirl test)을 수행하게 되는데 이 시험 수행 시 사용되는 시험장치가 휠타워(whirl tower)이다. 세계 유수의 헬리콥터 회사들은 다양한 휠 타워설비를 보유하고 있으며, 보유하고 있는 회전시험 설비의 주요사항을 아래 Table 1에 요약하여 기술하였다.

2.1.2 국내 회전시험설비 사례 분석

국내에서 개발/운용되고 있는 로터시스템 회전 시험설비로는 한국항공우주연구원에서 축소 로터 시스템을 개발하여 지상시험을 할 수 있는 축소 로터시험장치 (GSRTS, General Small-scaled Rotor Test System)와 테일팬(Tail Fan) 형태의 반 토크 시스템(ATS, Anti Torque System)을 시험할 수 있는 반 토크시험장치가 있으며, GSRTS와 ATS 시험설비에 대한 주요 사양은 아래 Table 2와 같다.

Table 1 해외 주요 휠타워 현황표

국가	업체/기관	주요사항	적용헬기
독일	유로콥터	-동력 : 900kw -높이 : 5.8m -건축년도 : 1981	BO-105, BK-117, EC135, EC145
		-동력 : 1,230kw -높이 : 6.7m -건축년도 : 1986	Tiger, EC135, EC145, etc.
		-연구개발용	BO-105, etc.
프랑스	유로콥터	-동력 : 3,000kW -높이 : 7.5m -건축년도 : 1986 -연구개발용	NH90, Cougar, Super Puma, etc.
		-양산용	NH90, EC155, etc
영국	AWIL	-양산용	Lynx 전용
러시아	MIL	-양산용	Mil-14 등
미국	미국 국방성	-동력 : 6,000hp -높이 : 25.0m -연구개발용	CH-53(MH-53), UH-60 등
	Kaman	-동력 : 1,800hp -높이 : 6.0m	K-max, Sea Sprite 등
인도	HAL	-동력 : 1,230kW -높이 : 6.7m -건축년도 : 1993 -양산용	ALH, Sea King 등

2.2 로터 회전시험설비 사양 결정

세계 우수 헬리콥터 회사들은 로터 휠시험을 위해 용도와 크기에 맞게 다양한 휠 타워를 개발/제작/운용하고 있다. 먼저 휠 시험설비를 설계하기 전 용도를 결정하고 시험 내용을 확정하여 이에 따른 휠 시험설비의 사양이 결정되어 설계되어야 한다. 연구개발용 휠 시험설비와 양산용 시험설비의 주요시험항목은 Table 3과 같이 구분되며, 용도에 맞는 시험설비의 형태 및 크기, 사양이 결정된다.

요구되는 로터시스템 회전시험설비는 주로터 및 꼬리로터 연구개발 시험을 목적으로 개발/구축한다. 주로터는 축소형 로터시스템을, 일반적인 형태(convetional type)의 꼬리로터는 실물크기 로터시스템을 시험할 수 있어야하며, 향후 ATS와 같은 테일팬 형태의 꼬리로터시스템 개발/시험을 위해 확장성을 고려하여 설계/개발한다.

2.2.1 로터시스템 회전시험설비 시험항목

로터 회전시험설비는 헬리콥터 주 로터의 축소형과 꼬리로터 시스템의 제자리 비행 시 로터의 동역학 특성 및 성능시험, 내구성시험에 대한 시험평가를 위한 것이며, 양산시에는 꼬리로터 시스템에 대한 밸런싱과 트래킹을 측정한다.

로터의 성능시험 및 내구성시험을 위해서는 지면효과를 최소화할 수 있도록 지상에서 로터 반경 이상의 높이에 설치되어야 한다. 또한 꼬리로터 회전을 위한 구동시스템, 조종시스템 및 자료 측정 시스템이 있어야하며, 동역학 특성 시험을 위해서는 가진 시스템을 갖추고 있어야 한다.

이러한 로터 동역학 특성시험, 성능시험 및 내구성시험 수행 시 주요 측정변수와 요구되는 주요 측정 장비를 Table 4에 요약하여 기술하였다.



Fig. 1 해외 보유 휠 타워

Table 2 국내 회전시험 설비 주요사양

구분	보유 기관	항목	주요사양
GSRTS	KARI	Functional	-Rotor Diameter : 2m -Froude & Mach Scaled Test
		Rotor Speed	-Max. 2,100 rpm
		Driving Motor	-Motor Type : Electrical AC Motor 40 hp(20hpX2)
		Hub Type	-Default : Articulate Hub Extension · Hingeless Hub · Bearingless Hub
		Test Items	-Aeroelastic Stability Test at Hover and Forward Flight -Ground and Air Resonance Test -Performance Test
ATS test rig	KARI	Power	-400kw(535hp)
		Rotor Speed	-Max. 3,514rpm
		Torque	-1,086Nm
		Driving Motor	-Motor Type : Hydraulic Motor 200hpX2

2.2.2 로터시스템 회전시험설비 사양

로터 회전시험설비는 구동시스템, 지지구조물 및 치구, 제어시스템, 측정시스템, 모니터링시스템, 시험설비용 소프트웨어 및 이송장치, 방호막, 덮개 등의 부가설비들이 요구된다.

구동시스템은 주구동 및 피치구동으로 나뉘며 주 구동시스템은 A/C 전기모터를 사용하여 정방향과 역방향으로 구동 가능해야하고 필요시 증/감속용 기어박스를 적용 가능해야한다. 피치 구동시스템은 전기모터(잭스크류 방식) 또는 유압 작동기를 사용하여 구동축의 비회전 스와시판의 높이 조절을 통해 블레이드의 피치각을 일괄적으로 제어할 수 있어야 한다.

꼬리로터 시스템 지지구조물 및 장착치구는 일반적인 형태(conventional type)의 꼬리로터 시스템이 선 적용되어야 하며 추후 테일팬(fenestron) 형태의 꼬리로터 시스템 구현이 가능하도록 확정성을 고려해 설계한다.

제어시스템은 구동 모터 제어, 피치각제어, 안전제어로 구분되며, 구동 모터 제어시스템은 전기모터, 인버터, 트랜스 등의 모든 장비에 대한 모니터링, On/Off, 회전속도 등을 제어할 수 있어야 한다. 피치각 제어시스템은 MCC(Motor Control Console)를 통해 Local 또는 Remote로 0.1 degree 이하로 제어 가능해야 한다. 안전 제어장치는 시험설비 구조물과 시험물 등의 진동 수준, 모터의 과부하, 피치각 허용범위 초과 등에 대한 시험물 및 시험설비를 감시하며 위급상황 발생



Fig. 2 KARI GSRTS & ATS Test rig

Table 3 월 시험설비 용도에 따른 시험항목

구분	연구개발용	양산용
주요 시험 항목	-동적 밸런싱 및 트래킹 -성능시험 -안정성시험 -내구성시험	-동적 밸런싱 및 트래킹

시 경고를 통해 시험설비를 보호할 수 있도록 제공되어야 한다.

측정시스템은 측정센서 및 데이터획득으로 구분되며 주요 측정센서는

- rotational encoder
- LVDTs for actuator stroke movement
- blade out-of-plane and in-plane bending and torsion
- blade pitch angle sensors
- pitch link load sensors
- rotor rotational speed sensor
- rotor azimuth index sensor
- rotor shaft speed sensor
- shaft attitude sensors
- zero-bubble level sensor
- Rotor balance (2 components rotor load)
- Torque-meter
- Atmospheric data

등으로 측정센서의 데이터를 획득하기 위해서 130채널(20채널 spare) 이상의 채널수와 제어시스템 관련한 신호는 최소 10 Hz 이상, 시험과 관련한 측정센서 신호는 최소 100 Hz 이상으로 데이터가 수집되어야 한다.

모니터링 시스템은 시험 및 비디오 모니터링 시스템으로 구축되어 모터 및 주 구동축 회전수, 진동 레벨, 모터 및 주요 부위 온도, 유압장치(설치시) 압력, 시험장치 전체 가동시간, 최종 운용 시각 등, 시험장치 제어에 필요한 필수 명령(회전수, 피치각 등), 측정되는 데이터(추력, 토크 등)의 평균값, 기상 조건 (풍향, 풍속, 기온 등), 기타 시험장치 안전성에 관련된 신호등을 모니터링 할 수 있어야 한다. 그리고, 시험 수행 시 시험설비

전체의 운용 상태를 감시할 수 있도록 비디오 영상을 사용자에게 제공하여야 한다.

시험설비용 소프트웨어는 S/W for TRTF Operation (Main Control Console), S/W for Data Acquisition System (Data Acquisition Console), S/W for Data Recording system (Health & Usage Monitoring Console), S/W for Rotor Tracking and Balancing, Data Post processing Program, Data Analysis Program(damping, etc)등으로 Windows XP 또는 그 이상의 운용체제와 호환 가능하여야 하고 GUI 환경에서 구동되어야 한다.

이 외에 이송장치, 방호막, 덮개, 특별공구 및 기기 등이 부가설비로 요구된다.

회전시험설비에 선적용 될 로터시스템은 4개의 블레이드를 가진 지름 10ft(3m)의 로터시스템으로 무게는 약 145lbs(66kg), 운용회전수는 1,321rpm으로 최대 1,800rpm으로 회전하며, 추력은 3,000lbs, 토크는 1,800ft*lbs, 콜렉티브 피치각은 -18.5deg ~ +21.5deg이다. 이와 함께 향후 ATS와 같은 테일 팬 형태의 꼬리로터시스템 개발/시험을 위해 추력은 최대 5,600lbs(20,000N), 운용회전수는 최대 4,000rpm, 콜렉티브 피치 제어용 stroke는 100mm 이상 확보, 원심력은 최대 20ton, 토크는 4,500Nm, 피치구동시스템 actuator force는 최대 2,000N이어야 한다.

구동모터는 선 적용 될 시험 대상 꼬리로터의 요구마력과 추후 성능개량용으로 적용될 국내보유 헬기의 꼬리로터를 조사 분석하여 최대 0.65MW,

평상시 0.5MW 용량의 AC모터로 결정하였다. 모터 사양 결정에 대한 요구마력 분석결과는 Table 5에 나타내었으며, 이렇게 도출된 기구물 설계요구조건을 요약하면 Table 6과 같다.

3. 로터시스템 회전시험설비 설계

3.1 로터시스템 회전시험설비 개념설계

로터시스템 회전시험설비에 대한 요구조건을 수립하고 구성품에 대한 사양들을 결정한 후 시험설비의 개념설계를 수행하였다.

요구되는 구성품들은 로터로 부터 추력이 생성되고 로터에서 발생하는 토크를 측정하기 위해 torquemeter가 필요하며, 필요시 감속기 또는 증속기, 로터의 회전을 위해 전기모터, 기구물의 지지를 위해 유압베어링, 추력에 따른 기구물의 load를 측정하기 위한 load measurement, 그리고 안전을 위해 방호막 등일 것으로 판단하여 개념설계를 수행하여 도출된 개념설계 결과를 Fig. 3에 나타내었다.

3.2 로터시스템 회전시험설비 기본설계

시험설비 설계의 중요한 변수로는 요구조건을 만족하는 모터의 성능과 충분한 안전율을 갖는 회전축, 진동과 비상 시 안전하게 견딜 수 있는 지지구조물이라 할 수 있다. 구동시스템 및 지지구조물 설계를 위해서는 최악의 조건 즉, One Blade Out 조건을 고려해야 하는데, 특히 이 경우 발생하는 굽힘 모멘트는 전체 시스템에 영향을 미치므로 구성품 설계 및 구매품 선정 시 굽힘 모멘트에 견딜 수 있도록 충분히 고려하여야 한다. 굽힘 모멘트에 대한 축 설계를 수식으로 나타내면 다음과 같다.

Table 4 로터 회전시험 측정 변수 및 측정 장비

구분	측정 변수	측정 장비(센서)
1	-로터 추력, 토크	-2축 하중 밸런스
2	-대기 자료 측정 시스템	-풍향, 풍속, 온도, 습도, 대기압
3	-자료 획득시스템	-DAQ system
4	-로터 리드-래그 댐퍼의 변위 및 하중	-Potentiometer, Straingauge
5	-피치링크 하중	-Straingauge
6	-블레이드 하중	-Bridge, Straingauge

Table 5 시험대상 헬기 요구마력 분석

※ 꼬리로터 소비동력은 엔진동력의 최대 15% 수준으로 시험을 위한 동력마진을 고려하여 산정

헬리콥터	요구마력	비고
적용대상헬기	477~537kW 예상	3,200~3,600SHP의 20%수준
UH-60	564kW	3,780HP의 20%수준
Apache	506kW	3,392HP의 20%수준
Super Puma	522kW	3,500HP의 20%수준

Table 6 회전시험설비 설계 요구조건 요약

구분	요구조건
형태	일반적인 형태 및 테일팬 형태 적용가능
추력	최대 5,600lbs
운용회전수	최대 4000rpm
콜렉티브 피치제어용 스트로크	100mm
콜렉티브 피치각	-25도 ~ +30도
원심력	최대 20 ton
토크	4,500Nm
피치구동시스템 Actuator force	최대 2,000N
요구전력	최대0.65MW, 평상시 0.5MW

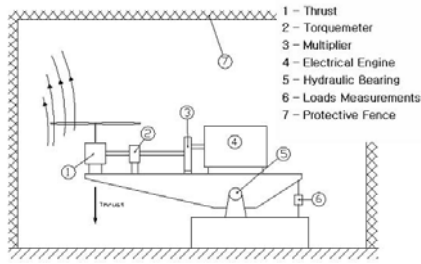


Fig. 3 회전시험설비 개념설계 결과

$$S = \frac{\sigma_u \times Z}{M_{bm}} \quad (1)$$

$$S = \frac{2 \times \sigma_u \times Z}{M_{bm} + \sqrt{M_{bm}^2 + T^2}} \quad (2)$$

지지구조물 구성품 중 타워는 일반 구조용 강으로 재질을 선정하고, 안전율은 3.0을 적용, 하중점과 Fig. 4(왼쪽)와 같이 감속기 출력단과 거리에서 발생하는 굽힘 모멘트만 작용하므로 식 (1)을 적용하여 직경을 계산하였다. 베어링이 굽힘 모멘트에 충분히 견딜 수 있다고 가정하여, 감속기 출력 단에서 타워 직경은 최소 311.0mm로 나타났다. 가공성과 안정성을 고려하여 타워의 직경은 400.0mm이상으로 설계 하였다.

로터 시험설비 중 구동시스템은 모터, 감속기, 커플링, 회전축, 피치 제어 시스템으로 구성되도록 설계하였으며, 지지구조물은 플랫폼, 타워, 베어링, 팬스 등으로 구성되도록 설계하였다. 또한, 로터의 성능시험 및 내구성시험을 위해서 지면효과를 최소화할 수 있도록 지상에서 선 적용 로터 반경의 1.5배 이상의 높이에 설치되도록 기구물을 설계하여 도출된 기본설계 결과는 Fig. 4와 같다.

3.3 로터시스템 회전시험설비 상세설계

헬리콥터 꼬리로터 시험설비에 사용될 재료는 성능/내구성/동역학 시험에 필요한 충분한 강도를 가져야 한다. Fig. 5(왼쪽)는 꼬리로터 시험설비 주요 구성품에 대한 재질을 선정한 결과이다.

3.3.1 회전밸런스 볼트

로터 회전시험설비 중 중요한 구성품 중의 하나는 회전밸런스(Rotating Balance)이다. 회전밸런스는 로터시스템의 추력, 토크 등을 측정하는 센서로 로터시스템 하부에 볼트로 장착되어 함께 회전하므로 구조적으로 가장 취약하다고 할 수 있다. 밸런스 상부의 볼트 설계는 하중 점과의

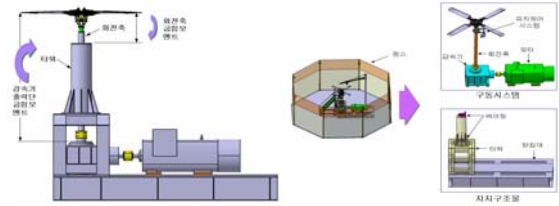


Fig. 4 One Blade Out시 굽힘모멘트 및 회전시험설비 기본설계 결과

거리가 337.02mm, 볼트의 수량은 12개, 볼트의 재질은 130kg/mm²의 인장강도를 가지는 고강도 언브라코 특수합금강을 사용하고, One Blade Out 조건에서 안전율은 1.5를 적용하여 밸런스 상부의 볼트의 직경은 M12로 설계하였다.

3.3.2 피치제어 시스템

로터 회전시험설비 개념설계 단계의 피치제어 시스템은 스와시판(Swash Plate)을 활용한 시소형태를 응용하였으나, 수차례의 기술검토에 따라 Fig. 6 왼쪽 그림과 같이 전기식 작동기(Actuator)와 볼스크류를 응용한 시스템으로 변경되었다.

3.3.3 하부타워

로터 회전시험설비 설계에 있어서 중요한 요소 중의 하나는 로터가 회전할 때 시험장비에 일어날 수 있는 공진 영역을 피하여 설계하는 것으로 Fig. 6의 오른쪽 그림은 시스템을 공진영역에서 피하기 위한 하부타워의 설계 변경 과정을 보여 주고 있다. 하부타워는 로터 조립체 및 기타 구성품을 지지하는 구조물로 H형강의 조합으로 설계 되었으며, 플랫폼과는 볼트로 조립된다.

4. 결론

본 논문에서는 헬리콥터 로터시스템 회전시험설비의 기구물에 대한 설계에 관한 사항들을 기술하였다. 국내에서는 처음 개발하는 회전시험설비이기 때문에 설계 시 많은 시행착오와 기술검토를 통해 많은 설계변경이 이루어졌으며, 전체 시스템에 대한 구조해석과 진동해석을 통해 critical part에 대한 수정/보완 및 재해석을 통해 시스템의 건전성을 확보하고자 노력하였다.

본 논문 3장에서 설계요구조건에 부합하는 회전시험설비가 설계되었으며, 설계과정 중 다양

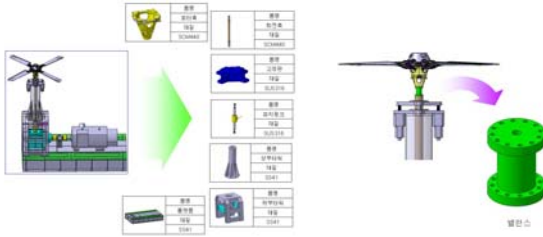


Fig. 5 회전시험설비 구성품 재질 및 밸런스



Fig. 6 피치제어 시스템 및 하부타워의 형상변경

한 회전 운용조건에 대한 안정성 보장과 시스템의 공진 안정성 평가와 One Blade Out 조건에서 구조물의 건전성 평가는 최적설계 관점에서 아주 중요한 부분이라고 할 수 있다.

이렇게 설계된 최종 헬리콥터 로터시스템 회전 시험설비 결과는 Fig. 7과 같으며, 기술적인 측면에서 기본설계 및 상세설계가 순수한 국내 기술로 이루어 졌다는데 큰 성과가 있다고 볼 수 있다. 향후 제작, 설치 및 시험 시 발생하는 오류들은 기술적으로 충분히 검토하고 반영하여 시스템 최적화를 이루어야 할 것이다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

참고문헌

- (1) Kim S. B., Song K. W., 2007, "Request for proposal of tail rotor test facility", *Korea Aerospace Research Institute*.
- (2) Kim, D. K., Hong D. B., Song K. W., Kim T. J., Kim S. H., 2007, "Case and Trend of Helicopter Main Rotor Whirl Tower", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 5, No. 2, pp. 23~32
- (3) Kim, J. H., Song K. W., 2005 "The case study

Table 7 회전시험설비 설계 결과

구분	요구조건	설계결과
형태	일반적인 형태 및 테일팬 형태 적용가능	일부 형상변경으로 테일팬 형태 적용가능
추력	최대 5,600lbs	부합
운용회전수	최대 4000rpm	증속기 장착으로 가능
콜렉티브 피치제어용 스트로크	100mm	부합
콜렉티브 피치각	-25도 ~ +30도	부합
원심력	최대 20 ton	부합
토크	4,500Nm	부합
피치구동시스템 Actuator force	최대 2,000N	부합
요구전력	최대 0.65MW, 평상시 0.5MW	부합

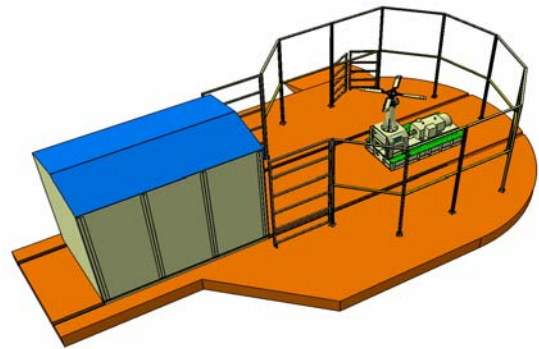


Fig. 7 설계된 로터시스템 회전시험설비

on the development of T&E technology for Small-Scaled Rotor system", *Korea aerospace Research Institute Research Paper KARI-RODD-RP-2005-012*, pp. 12

- (4) Kim, E. J., Choi H. J., Kim D. K., Kim S. B., Song K. W., Park B. K., 2007, "Preliminary Design for Drive System and Support System of Helicopter Tail Rotor Test Facility", *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2007 Autumn*, pp. 704~707
- (5) Kim, E. J., Choi H. J., Kim D. K., Kim S. B., Song K. W., Park B. K., 2007, "Detailed Design of Drive System and Support System of Helicopter Tail Rotor Test Facility", *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2008 Spring*, pp. 628~601