

<기술논문>

# 헬리콥터 비행훈련장치용 조종력재현장치의 개발에 관한 연구

한 동 주\* · 이 상 행\*  
(2007년 3월 12일 접수, 2007년 9월 3일 심사완료)

## A Study on the Development of Control Loading System for Helicopter Flight Training Device

Dong-Ju Han and Sang-Haeng Lee

**Key Words:** Helicopter Flight Training Device(헬리콥터 비행훈련장치), Control Loading System(조종력 재현장치)

### Abstract

A study on the development of control loading system for a pilot command in the helicopter flight training device is performed. The key issue of the device is how to provide closely the real feeling of the stick forces to the trainer during the flight training. Focusing on this proviso and considering the suitable approach than the complexity of the hydraulic system, we adopt the AC servo motor system although its inherent disadvantages such as the torque ripple and the stick-slip friction effect at a low control force. However, we overcome these detrimental effects by introducing the appropriate control device and the robust structural design of the actuating system, thereby the feasibility and applicability to the system can be obtained by showing good performance, meeting the required specification.

### 1. 서 론

비행 훈련장치는 훈련의 목적과 용도에 따라서 비행훈련장치(FTD: Flight Training Device)와 모의 비행장치(FFS: Full Flight Simulator)로 구분된다. 이때 각각의 등급에 따른 조종력 재현장치(Control Loading System : 이하 CLS로 명명)의 성능 요구 조건이 명시되어 있어 이에 따라 설계/제작되어야 한다. 특히 헬리콥터 모의비행장치에 관련된 규정은 FAA(Federal Aviation Administration) 120-63 에 명시되어 있으며 비행훈련장치에 관한 규정은 고정익 항공기인 FTD의 규정을 준용하고,<sup>(1,2)</sup> 국내의 경

우는 건설교통부에서 제시한 CASA(Civil Aviation Safety Agreement) 규정을 준용하고 있다.<sup>(3)</sup>

고정익/회전익 항공기 비행훈련장치용 CLS는 조종자에게 실제의 조종감을 재현시켜주는 장치로서, 비행시 조종계통의 사이클릭 스틱(cyclic stick), 반토크 패달 및 콜렉티브 스틱(collective stick) 등의 움직임을 비행 운동모델로 부터 구하고, 이로부터 전달되는 조종반력(pilot stick force)을 실시간으로 묘사하여 체감력을 통한 효과적인 조종훈련을 가능하게 한다. 여기서는 FTD Level 5급에 해당하는 헬리콥터 비행훈련장치용 CLS를 개발하는 것을 목표로 하였다.<sup>(2,3)</sup> 이 경우 규정된 설계 요구조건 (Table 1)을 만족할 수 있는 가장 경제적이고 기술적인 효율성의 측면에서 적합한 전기적인 AC 서보모터를 검토하였고, 이를 이용하여 수행한 H/W의 기구적 설계/제작 및 S/W의 제어 알고리즘의 개발에 관해 논하고자 한다. 이중 AC 서

† 책임저자, 회원, (주)대한항공 항공기술연구원  
E-mail : djhan5960@hanmail.net  
TEL : (042)868-6114 FAX : (042)868-6128  
\* (주)썬에어로시스

보모터에 있어 중요한 문제점으로는 모터의 전기/기구적인 마찰력 외에 고유한 특징으로서 토크 리플현상이 있는 바, 이로 인하여 정밀하고 평탄한 조종반력의 구현에 애로사항으로 지적되고 있다. 이는 상대적으로 큰 조종반력의 경우보다는 미소한 경우에 심각하게 발생하고 있다. 이러한 토크 리플 현상을 최소화하기 위하여, 마찰력을 최소화하는 기구물의 설계/제작, 조종간/액추에이터 링크지시스템의 최대한 단순화, 토크모드에서의 응답지연을 최소화 하였고 리플방지를 위한 최적 토크필터의 설계, 요구조건에 만족하는 범위 내에서의 최적 출력을 갖는 모터의 선정 등을 검토하였고 경제성 및 실제적인 제작성의 측면도 함께 강구하였다. 여기서 정전압 가변전류 방식의 토크제어를 수행하는 서보모터의 토크출력 성능은 제어전류의 특성에 많은 영향을 받게 된다. 높은 동특성을 유지하면서 토크리플을 최소화 하고 S/N의 잡음특성을 갖는 안정된 토크출력의 보장을 위해서는 제어전류의 최적 필터링, 즉, 최적 토크 필터링이 선행되어야 한다. 본 논문의 경우에는 전기적인 입력전류 저주파 필터회로를 제어기 전에 서보모터 앰프 내에 장착하여 서보모터 앰프를 이용, 서보모터를 직접 구동시키면서 시험을 통해 시스템 자체의 성능을 최대한 보장하도록 토크리플, 잡음특성 및 응답지연 등이 최소화되기 위한 최적 절단주파수(cut off frequency)(여기서는 10 Hz로 선정)를 시행착오적인 방법으로 선정함으로써 최적 토크필터를 설계하는 방법을 사용하였다.

## 2. 시스템의 설계 및 제작

### 2.1 설계 개념

CLS는 기구/구동부, 측정/제어부 등으로 전체적으로는 Fig. 1과 같이 구성된다. 기구/구동부(Fig. 2)로는 액추에이터, AC 서보모터/앰프, 와이어로프(wire rope)를 이용한 연결장치, 측정/제어부로는 로드셀(load cell) 및 신호변환기(signal conditioner), 제어용 보드, 제어용 컴퓨터, 전원 공급장치 등으로 각각 구성된다.

설계/제작된 액추에이터의 형상은 Fig. 2와 같다. 이는 모터의 발생토크를 사분원 형태로 제작된 모멘텀 휠로부터 조종스틱에서 발생하는

Table 1 Design requirement

	FWD (mm)	AFT (mm)	Max Force (N)
Longitudinal	133	-182	65.7
Lateral	158	-158	53.9
Directional	88.5	-88.5	131.3

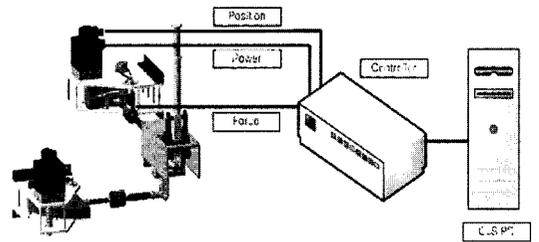


Fig. 1 Total configuration

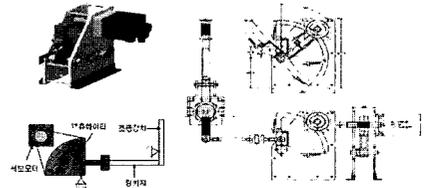


Fig. 2 Design configuration of actuator mechanism

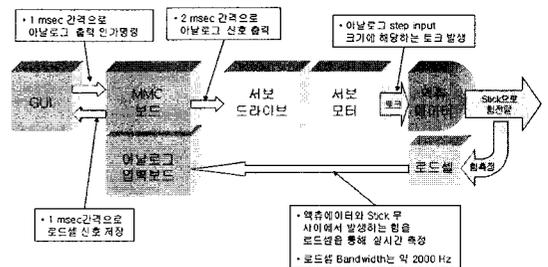


Fig. 3 Control diagram

조종력을 와이어로프를 통해 링크지로 전달하는 구조를 갖는다.<sup>(4)</sup> 이 경우 조종력은 조종간의 변위가 모터로 전달되면 모터 회전방향과 반대방향으로 토크를 발생시켜 이를 액추에이터와 링크지를 거쳐 다시 조종간으로 전달하여 조종사로 하여금 재현된 조종력을 느끼게 한다.

이러한 서보모터의 조종력 제어를 위해 마련된

제어부의 구성 및 작업 흐름도는 Fig. 3과 같다. 여기서, 서보모터의 경우 회전자(rotor)의 8극 전기적인 극성으로 인하여 1 회전이 8번의 토크 리플 현상이 발생한다. 특히 저속회전에서 짧은 계단파형태의 힘으로 반복적으로 발생하며, 큰 용량의 모터에서 더욱 심각하다. 이를 최소화하기 위해서 전기적인 권선이 많은 저 토크의 모터로서 고 감속기를 사용하여 출력을 높이고 모터의 토크리플을 제거하는 방법과 함께 기어 사이의 마찰력을 최소한도로 줄이는 등 하드웨어적인 토크리플 방지 기술을 강구하였다. 이러한 감속기의 최소 마찰력과 조종간 스틱에 효과적으로 전달하기 위한 요구조건을 만족하는 토크력을 보유하면서 최소의 토크리플 특성을 갖는 최적의 토크필터 설계를 위해 선정된 서보모터의 사양은 Table 2와 같고 제어부의 전반적인 구성 및 기능은 Table 3과 같다.

Table 2 Specification of servo motor

항 목	사 양
정격 토크	3.18 Nm
정격 출력	1.0 kw (3상 220 VAC)
정격 회전속도	3000 rpm
회전자 관성	$1.22 \times 10^{-3} \text{ Nm}^2$
기계.전기적시정수	3.1/19 msec
엔코더 타입	Incremental, 200 pulse/rev

Table 3 Function of control system

구 성	기 능
서보모터	-Cyclic Stick과 Directional Pedal의 조종력을 발생시킴 -요구되는 조종력을 유발시키기 위한 정격 토크 발생
서보 드라이브	-서보모터 제어를 위한 전기적인 신호 발생
보선제어 컨트롤러	-S/W에서 생성한 모터 제어신호를 서보드라이브로 전달 -3채널 이상 제어 가능한 PC 기반의 PCI형 DSP 인터페이스환경
로드셀	-발생 조종력의 측정 및 피드백 제어를 위한 측정신호로 사용
포텐서 미터	-Collective Pitch Lever의 측정변위로부터 조종력의 보정
전원 공급장치	-각 제어에 필요한 전원을 공급 -3상 220V 출력 가능한 트랜스 및 직류전원 공급장치로 구성

2.2 제어장치의 설계

조종력은 조종간의 방향에 반대로 작용하는 반발력으로서 일반적으로 조종장치의 변위 또는 힌지모멘트에 비례하여 그 크기가 증가하는 형상을 보이거나, 항공기 특성에 따라 약간의 변형된 형상을 보일 수도 있다. 일반적으로 실제 조종반력의 양상은 Fig. 4와 같은 형상으로 나타난다.<sup>(5)</sup> 이는 비행상태 뿐만 아니라 조종면의 움직임 각도에 따라서도 달라지기 때문에 조종간에 가해지는 반력의 계산에는 비행상태의 데이터와 함께 조종간의 위치에 대한 조종면의 변위데이터를 비행역학으로부터 계산한다.<sup>(6)</sup> 이로부터 조종간의 위치를 조종면의 변위로 변환하고, 조종면에서의 힌지모멘트를 조종간에 가해져야 하는 반력으로 변환시킨 축척계수(scaling factor)를 이용한다. 호스트 컴퓨터에서는 입력된 조종면의 기울기와 현재의 비행상태를 취합 연산하여 조종면에서의 힌지모멘트를 계산하여 이를 컴퓨터의 액추에이터 구동신호로 사용한다. 이후 액추에이터에서의 토크를 계산하여 신호변환기를 거쳐 최종적으로 서보모터의 토크로부터 조종 반력값을 발생시킨다.<sup>(7)</sup>

실제 구현된 조종력 제어부의 형상은 Fig. 5과 같다. 조종력을 발휘하는 최종적인 조종반력의 계산과정(outer loop)은 30~100 Hz로 계산하며 서보 제어루프(inner loop)는 1 kHz 이상의 고속으로 연산이 진행된다. 이 경우 응답지연이 크면 CLS에서 정확한 조종력을 구현하는 것이 어려워지므로 계단입력에 대한 응답지연은 50 ms 이내로 설계하였다. 비행 훈련장치에 있어 실제 상황의 조종력을 충실히 재현하기 위해서는 정확한 비행동역학을 이용한 이론적인 수학적 모델로부터의

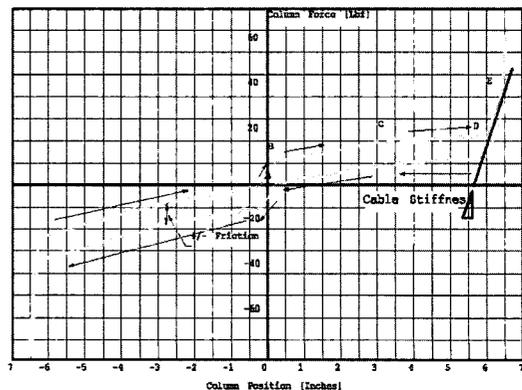


Fig. 4 Typical behavior of CLS

조종반력과 실제 측정된 조종력이 최대한 일치하도록 제어 하여야 한다. 이를 위해서는 무엇보다도 이러한 제어 알고리즘이 최대한 실시간의 성능을 갖도록 고속으로 연산 처리되는 것이 관건이 된다. 이러한 처리속도의 향상을 위해 제어컴퓨터 내에 PCI 타입의 DSP 보드(TMS320C31, 최대 25-MIPS)를 장착하여 DSP 기반의 프로그램을 개발하고 이를 ROM에 내장(embedded)하여 사용한다. 이는 하드웨어 레벨(hardware attraction layer)에서 접근하여 직접 처리가 가능하므로 비교적 복잡한 알고리즘이라 할지라도 매우 고속으로 처리할 수 있는 장점이 있다. 또한 DSP보드에서 ROM은 착탈이 가능하고 내장된 내용의 수정/변경이 가능하여 차후 프로그램의 상위 기능 개발 등에 용이하게 대처할 수 있다.

Table 5는 이러한 사항을 반영하기 위해 설계/제작된 CLS용 제어장치의 전반적인 사양을 보인 것이다.

서보모터의 토크출력을 제어하기 위한 알고리즘은 Fig. 6과 같은 PI 방식의 제어모델을 기준으로 하였다.<sup>(5)</sup> 여기서 서보모터의 제어신호는 최대 1 ms의 주기로 제어알고리즘을 통해 수행된다. 조종간의 명령신호로부터 환산된 조종력이 PI 제어의 기준입력으로 사용되며 PI 제어의 출력은

Table 5 Specification of CLS

DSP	TMS320C31, 32bit, 부동소수점 연산 지원
Interface	PCI Bus Slot
Sampling rate	1 ~ 4 msec 가변
Analog 출력	8채널, ±10V, 32bit 분해능
시스템 I/O 입력	Amp-Fault, In-Position
시스템 I/O 출력	Amp-Enable, Amp-Reset
리미트센서 입력	8채널, 3가지방식 (negative, positive, home)
Digital I/O	입, 출력 각 32점
Analog 입력	4채널, 12bit 분해능
제어대상	4채널, 속도/위치제어

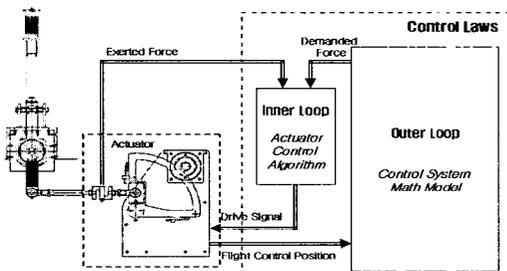


Fig. 5 Concept of control system

모터토크를 제어하는 입력신호가 된다. 이때, 제어기의 제어 입력신호는 서보모터를 구동하기 위한 서보모터 앰프의 입력 전압신호(-10~+10 VDC)로서 이는 토크력(Table 2 서보모터 사양 참조)을 제어하기 위한 전류신호로 변환되고, 제어기로의 CLS 궤환 하중 신호(feed back load signal)는 로드셀로부터(Table 6 참조) 전압신호로 변환되어 측정된다. 이러한 특성을 갖는 제어기에 적용된 제어 알고리즘의 제어게인 값은 실제 시험을 통해서 최적의 값을 시행착오적인 방법으로 도출되었고 그 결과는 Table 4와 같다.

Table 4 Control gain

제어게인 값	설정치
비례게인	0.8
적분게인	0.1
반와인드업 게인	1.0
와인드업 상 · 하한(아날로그)	±500.0

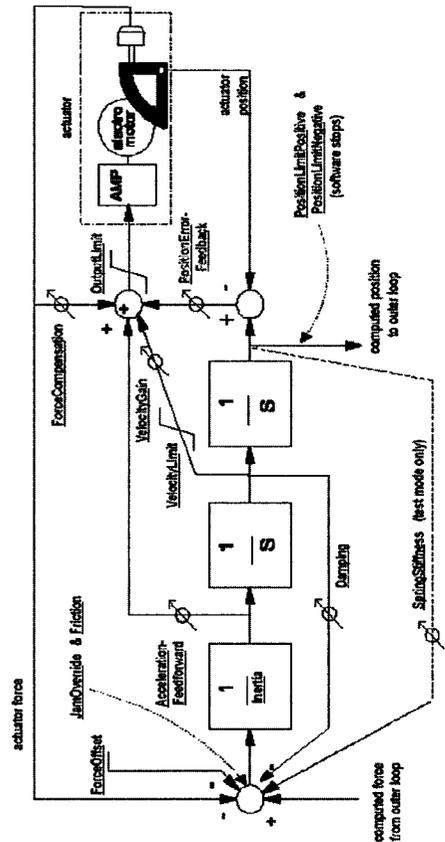


Fig. 6 Control diagram of control system

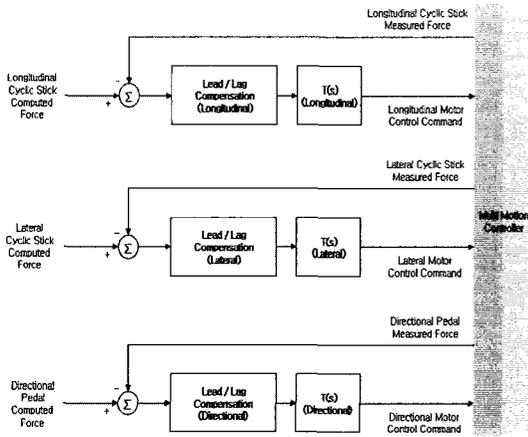


Fig. 7 Compensation logic for motor control

입력신호 생성 모듈의 경우 실제 비행훈련장치에 적용하기 위한 비행 동역학 모델로부터의 이론적인 조종반력과 로드셀에서 입력받은 실제 조종력을 비교하여 조종력 제어장치에서 발생하는 조종력이 이론적인 조종반력과 일치하도록 Fig. 7 과 같은 보상로직을 추가하여 비행운동성과의 연계성을 향상시키도록 대비하였다. 즉, 헬리콥터의 각 3방향 (lateral cyclic, longitudinal cyclic, directional pedal) 조종 입력들에 대해서 비행 훈련장치의 비행 동역학 모델을 통해 실제 CLS의 제어기 입력으로 변환되는 과정에서 발생하는 위상변화를 효과적으로 보상하기 위한 지.진상 (lead/lag) 보상로직을 제어로직 전단에 설치하였다. 이는 실제적인 비행훈련시의 상태를 더욱 효과적으로 묘사하기 위한 것이다.

여기서, 제어용 컴퓨터와 호스트시스템과의 통신에 사용되는 데이터 패킷에는 조종반력 제어를 위한 제어명령, 상태정보 및 액츄에이터 제어연산에 사용될 비행 동역학정보를 포함한다. 여기서 제어장치로의 상태전이는 호스트 시스템의 제어명령에 따른 이벤트 전이관계로부터 도출된다. 이러한 상태의 구성 및 흐름은 Fig. 8과 같고, 제어명령 대비 각 상태에 대한 정보는 Table 5와 같다.

### 3. 시험 평가

정확한 시험 평가를 하기 위해서는 비행 동역학 모델과 연동하여 실시간으로 비행시험 자료와 비교하여야 할 것이나 여기서는 기본적인 설계

Table 5 Information for control signal status

상태	설명
Standby	<ul style="list-style-type: none"> <li>System Power is available</li> <li>Servo Amplifier is disabled</li> </ul>
Initializing	<ul style="list-style-type: none"> <li>System Power is available</li> <li>Servo Amplifier is enabled</li> <li>Controller &amp; Model Loops Initialized</li> </ul>
Active	<ul style="list-style-type: none"> <li>System Power is available</li> <li>Servo Amplifier is enabled</li> <li>Controller &amp; Model Loops are running</li> </ul>
Disengaging	<ul style="list-style-type: none"> <li>System Power is available</li> <li>Servo Amplifier is enabled</li> <li>Controller &amp; Model Loops are fade in to initial mode</li> </ul>
Fail	<ul style="list-style-type: none"> <li>System Power is available</li> <li>Servo Amplifier is disabled</li> <li>Fail condition is detected by the safety system</li> <li>Fail condition is indicated by the safety status word</li> <li>ECLS system continue to record the failure status until the Host asserts a RESET command</li> </ul>
Resetting	<ul style="list-style-type: none"> <li>System Power is available</li> <li>Servo Amplifier is disabled</li> <li>All failure messages are cleared</li> </ul>

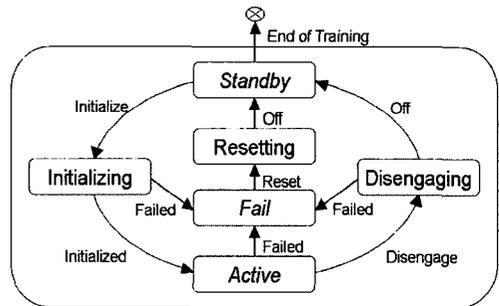


Fig. 8 Flow work of control signal status

요구조건을 만족하는 CLS를 개발함에 중점을 두어 순수한 작동성능을 평가하였다.<sup>(4)</sup>

각 축에 대한 기본적인 성능을 평가하기 위해 우선 기본적인 1개축에 대한 대표적인 성능 시험평가를 수행하였다. 이를 위하여 Fig. 9와 같은 1축 CLS 성능시험 치구를 제작하였고, 이의 효율적인 운영과 시험평가의 수행을 위해서 사용자 위주의 Fig. 10과 같은 대화형 프로그램(GUI)을 제작하여 기능과 성능을 점검하고 동작제어, PI 제어의 게인값 등 운용 모드 및 시험과 관련된 설정값을 쉽게 수정할 수 있도록 하였다. 또한 수정된 설정값에 대한 현재 조종반력 장치의 상태를 실시간으로 모니터링할 수 있도록 도표와 시험과정 상황 등을 확인할 수 있도록 하였으며 시험결과를 파일로 저장하여 후처리가 가능하도록 하였다.

Table 6 Specification of load cell

항 목	사 양
최대 용량 (N)	98, 490
정격 출력 (mV/V)	2 ± 1%
비선형성/Hysteresis/Repeatability	0.03% 이내
Bandwidth (-3dB) (kHz)	5
여기 전압 (VDC)	10

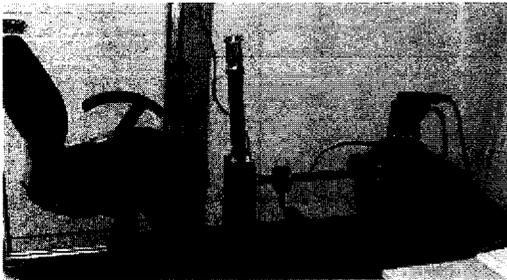


Fig. 9 Configuration of test apparatus

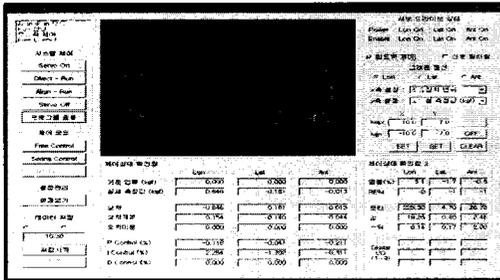


Fig. 10 Operational program GUI

로드셀에서 받은 전기적신호는 모터제어 컨트롤러 PI 제어기의 궤환입력으로 사용되고, 기계적인 인장/압축력 측정게이지를 이용하여 로드셀로부터의 측정값에 오프셋값을 산정함으로써 조종간에 걸리는 힘을 실시간으로 측정하였다. 이때 사용된 로드셀의 사양은 Table 6과 같다. 여기서는 두 가지의 운용모드로서, 무부하 운용모드(free control mode)와 부하 운용모드(spring control mode)를 설정하였다. 여기서, 무부하 운용모드는 조종반력이 마찰력 등 미소하게 유발되는 유기력 외에는 조종작용에 의한 반력이 조종간의 전 운용영역에서 전무한 경우를 말한다(5. 이는 개발된 CLS의 토크리플, 마찰 및 유격(back lash) 등 기본적인 설계/제작의 충실도를 점검하기 위한 수락시험을 의미한다. 따라서, 무부하 운용모드에서는 CLS에서 기본적으로 유기되는 토크리플과 기구물에서 발생하는 마찰력 및 유격 등의 점검을

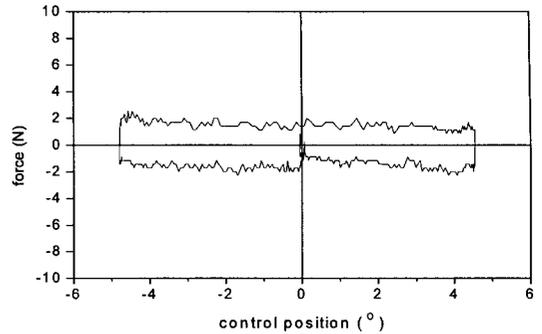


Fig. 11 No loaded operation mode

통해 이에 대한 보상여부를 결정하는 것이 관건이 된다. 적용 타당성으로서의 조종반력 시험/평가 절차인 부하 운용모드에서는 스프링력을 이용하여 조종간이 중심으로 복귀할 수 있도록 한 후 조종반력을 조종간을 통해 직접적으로 조절할 수 있도록 하였다.

무부하 운용모드의 실험 결과는 Fig. 11과 같다. x축 스틱의 위치에 대한 y축 조종간에 작용하는 힘에 대해서 실험결과 인장력과 압축력에 대해 최대 약 2 N의 차이가 있으며 중심축을 기준으로 각 방향에서 평균적으로 약 2 N의 힘의 편차(offset)를 보이고 있음을 알 수 있다. 또한 유격이 없고 토크리플과 마찰력으로 인한 미세한 진동은 ±0.1 N의 오차를 보이고 있는데 이는 조종자가 거의 느끼지 못하는 미세한 진동 정도의 수준으로서 만족한 결과로 판단된다.

부하 운용모드의 실험결과는 Fig. 12와 같다. 실험결과 조종간의 작동방향에 따라 힘이 일직선 형태로 거의 일정하게 발생하고 있음을 알 수 있다. 또한 조종간의 작동방향에 따라 힘의 크기가 달라지면서 중심축을 기준으로 평균적으로 약 2 N의 편차형상을 갖는 추이를 보이고 있으나 이는 조종간의 작동시 조종간이 중앙에 올 경우 무부하 모드에서 보여준 마찰력 등이 재현되어 생기는 현상으로 실제적으로 조종간의 작동성능에는 거의 영향을 미치지 않는 미미한 수준으로 사료된다. 따라서 전반적으로 Fig. 4에서 보인 일반적인 조종반력의 형상과 거의 일치되는 양상과 함께 토크리플이나 마찰력 및 유격 등에서 보다 평활한 형상을 나타내고 있어 강건한 성능 특성을 보유하고 있음을 알 수 있다.

Table 7은 개발된 CLS의 전반적인 정적 성능 시험 평가결과를 3축에 대해 각각 독립적으로 시

Table 7 Performance test result

	FWD (mm)	AFT (mm)	Max. Force (N)
Longitudinal	212	-212	133.3
Lateral	190	-190	118.6
Directional	119	-119	204.8

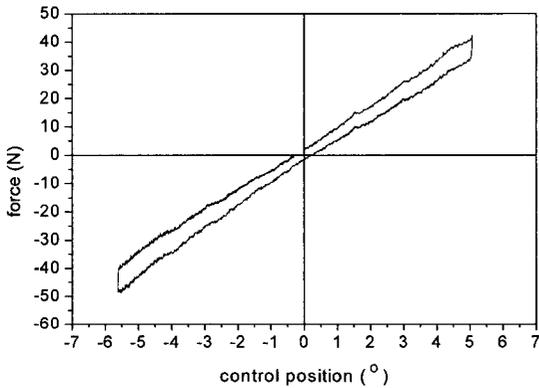


Fig. 12 Loaded operation mode

험한 결과를 정량적으로 요약한 것이다. 이를 Table 1에서 제시한 설계 요구조건과 비교하면 그에 상회하는 만족할 만한 성능을 나타내고 있음을 보이고 있다.

여기서 조종사의 조종 조작 주파수에 대한 CLS의 재현 조종력이 주파수 범위내에서 충실하게 추종하는지가 관건이 된다. 이를 위해 정현파 조종력의 입력에 대한 동적 응답 성능을 평가하였다. 이 경우, 조종력의 명령 신호는 조종간에 직접 명령 조종력을 인가하여 출력을 측정하는 정통적인 방법이 있으나, 여기서는 조종간과 동축으로 직접 연결된 로드셀의 출력신호가 서보모터 드라이브의 명령 토크 신호에 입력되는 것을 활용하여 좀더 용이한 방식으로 대체하였다. 즉, 로드셀의 충분한 밴드폭(5 kHz)(Table 6 참조)을 감안하면 이의 동적 시간지연을 무시할 수 있다고 보아 정현파 조종력 명령신호를 기구적인 토크 신호로 환산하여 서보모터 드라이브에 이를 전기적인 신호(-10~10 VDC)로 환산한 후 직접 입력하였고 이로부터 재현되는 조종력의 크기는 설치된 로드셀(Fig. 3, 9)을 이용하여 측정하였다.

이때의 입/출력신호 및 제어주기는 1 kHz로서, Fig. 13, 14는 각각 2 Hz와 5 Hz의 정현파 조종력 명령신호에 대한 CLS의 응답 시험 결과를 보인 것이다.

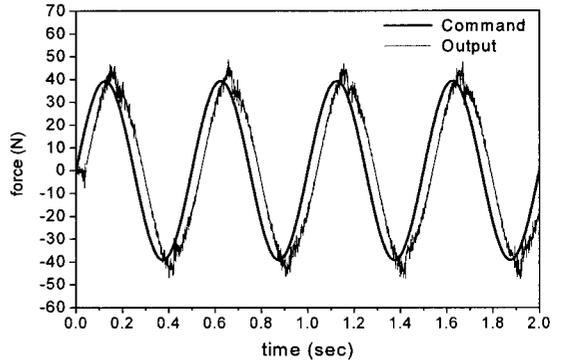


Fig. 13 Response for 2 Hz sinusoidal input

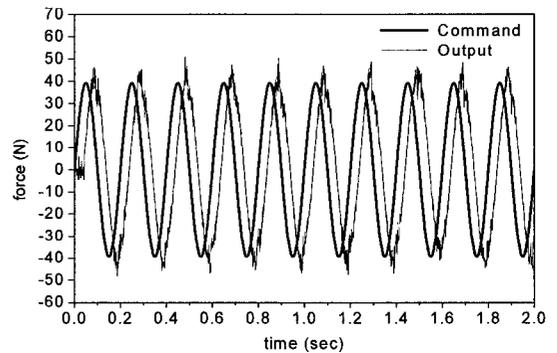


Fig. 14 Response for 5 Hz sinusoidal input

명령신호에 대한 응답은 반력 계산시간 및 제어장치의 내·외 루프시간(inner & outer loop) 등으로 인해 시간지연이 발생하게 된다. 여기서는 2 Hz와 5 Hz의 정현입력에 대해 공히 약 40 ms의 응답지연(time delay 또는 phase lag)이 발생하는 바, 이는 AC 120-63<sup>(1)</sup> 및 AC 120-45A<sup>(2)</sup>에서 규정된 응답지연에 대한 한계 사양인 100 ms 보다도 더욱 신속한 동적성능 특성을 보이는 것이다. 전반적인 형상으로 보아 비교적 명령신호를 잘 추종하고 있다. 다만 정.역부하 영역인 고.저점 피크 부위에서 Fig. 11, 12 등에서 언급한 힘의 편차현상으로 인해 불연속 및 잡음을 포함한 진동 특성을 나타내고 있는데 비교적 저속인 2 Hz 명령신호의 경우에는 불연속 양상을 잘 관찰할 수 있다. 5 Hz의 명령신호 속도가 높아질수록, 불연속 양상보다는 조종간의 관성특성으로 인해 진동 특성이 더 지배적인 경향을 보이고 있다. 따라서 조종력 명령신호로서 조종간에 직접 가전력을 가할 경우에는 조종간의 관성특성이 완화되어 이러한 진동특성은 상당히 감소하리라 본다. 이러한

경향은 현재와 같은 실제적인 시스템의 성능에 관해 이론적인 시스템 모델의 제어성능을 위한 제어 알고리즘의 시뮬레이션 결과<sup>(6,7,9-11)</sup>와는 비교 평가할 수 없으나, 기존의 실제적인 유사한 시스템의 동적 성능<sup>(4,8)</sup>과는 잡음특성, 응답성, 고저점 피크 등에서 있어서 정량적인 면에서 제어 입력 및 출력특성이 서로 상이한 관계로 일관된 비교가 곤란한 점이 있으나 정성적인 면에 있어서는 비교적 안정되고 강한 출력특성을 보이고 있음을 확인 할 수 있었다.

여기서는 동적 응답특성을 한정된 신호 입력조건을 통한 시간영역에만 국한하였으나, 추후 이러한 결과를 바탕으로 시변 정현파 입력(sine sweeping) 또는 대역 무작위 입력(band-limited random) 등을 통한 주파수 영역<sup>(8)</sup>으로 확대하여 헬리콥터 비행훈련장치 체계에 적용되는 3축 CLS의 성능시험평가를 통한 보완작업이 수행될 것이다.

#### 4. 결 론

기존의 경우 비교적 미소한 조종력에 대해서는 기구물의 마찰력과 서보모터의 토크리플 현상으로 인하여 조종반력을 효과적으로 묘사하지 못한 점이 있었으나, 본 개발된 CLS의 경우에는 PI 제어 알고리즘 및 토크필터를 통하여 선정된 모터의 최적 토크형상을 구현함으로써, 설계 요구조건에 만족하는 큰 조종력을 발생시킴과 동시에 미소한 조종반력에서도 안정된 범위의 마찰력 및 토크리플 제거특성을 갖는 성능을 발휘하고 있음을 확인하였다. 또한 개발된 CLS에 대한 성능 평가결과 설계 요구조건에 부합되는 정적 및 동적 응답성능을 확인함으로써 실제 체계에 적용할 수 있는 기반을 마련하였다.

본 개발결과는 추후 모의 비행성능 시험과의 연계를 통한 헬리콥터 비행훈련장치의 성능개선에 기본적인 자료로 활용될 것이다.

#### 참고문헌

- (1) FAA AC 120-63, "Helicopter Simulator Qualification."
- (2) FAA AC 120-45A, "Airframe Flight Training Device Standards."
- (3) CASA Order 2004-49, "Specified Standard and Inspection Essentials for Flight Training Device."
- (4) Chan-Seok Lee and Byoung-Soo Kim, 2004, "Research on the Design and Evaluation of a Control Loading System for Flight Simulator", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, pp. 95~100.
- (5) Fokker, 1998, "ECol 8000/4000 Fokker Electrical CLS User Manual."
- (6) Jai-Hyuk Hwang, Dae-Seung Park, Young-Su Kim and Duk-Su Kang, 1996, "Computation of Stick Forces for Control Loading System of Flight Simulator," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 24, pp. 3088~3097.
- (7) Jai-Hyuk Hwang and Seong-Choon Lee, 1996, "Analysis of Force Control Characteristics of Control Loading System of a Flight Simulator," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 24, pp. 4146~4155.
- (8) Yun-Soo Nam, 2001, "Analysis of Dynamic Characteristics for Flight Load Simulator," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Part A, Vol. 25, pp. 478~485.
- (9) Kyung-Ho Bang, 1998, "Robust  $\mu$ -Controller Design of Control Loading System for Aircraft Simulator," *The Korean Society of Electronic Engineers, Autumn Conference*, Vol. 21, pp. 405~408.
- (10) Qiang. F., Yu. Y. and Xiao. C. W., 2005, "Disturbance Observer Design for Electric Aerodynamic Load Simulator," *Proceedings of the Fourth International Conference on Machine Learning and Cybernetics, Guangzhou*.
- (11) Zhao. H. Y., Jian. D. W. and Jiong. H. T., 2003, "Hybrid Control of Load Simulator for Unmanned Aerial Vehicle Based on Wavelet Networks," *Proceedings of the Second International Conference on Machine Learning and Cybernetics, Xi'an*.