

시뮬레이터의 조종감 제시기 (Control Loading System)

윤 석 준

세종대학교 · 항공우주공학과

본 논문에서는 훈련용과 연구용 시뮬레이터들에서 차량조종 및 자동조종 (autopilot) 시스템들을 시뮬레이션하기 위하여 공통적으로 사용되는 기술들을 소개한다. 여기서 언급하는 차량 조종 시스템들은 고정익기와 회전익기의 비행제어시스템은 물론 지상차량의 조종 시스템들을 모두 포함한다. 본 논문은 다양한 유형의 비행 및 지상차량 조종 시스템들에 대한 검토로 시작된다. 다음으로 차량조종 및 자동조종 시스템들의 시뮬레이션과 모델링, 조종 부하 (control loading)라 통상 일컫는 조종감 (control feel)의 시뮬레이션, 조종계통 모델링 툴, 시스템 통합 및 시스템 성능 비준 등의 주요 주제들이 이어진다.

1. 고정익 항공기의 비행조종시스템

고정익 항공기의 비행조종시스템은 항공기의 유형에 따라 매우 다양하게 설계된다. 예를 들자면, 초경량 항공기와 우주왕복선의 비행조종 시스템들은 서로 상이하게 설계될 수 밖에 없을 것이다. 비행조종시스템의 설계는 개발 당시에 적용 가능한 기술, 기체의 형상, 항공기의 임무 등에 좌우되게 마련이다.

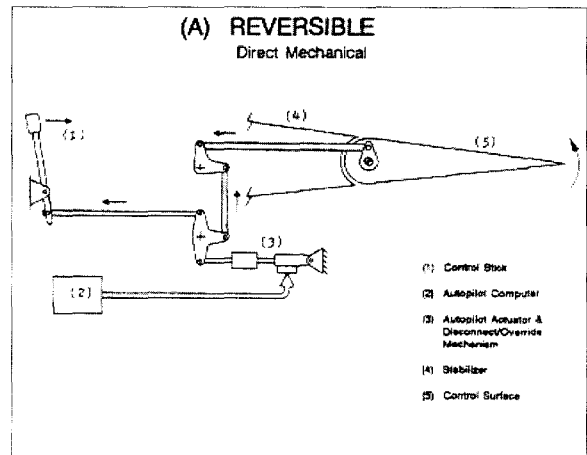
이러한 폭 넓은 다양성에도 불구하고, 대부분의 비행조종 시스템들은 다음과 같이 분류될 수 있다:

- 역전가능 (reversible: 기계식)
 - 직 구동 (direct mechanical: 그림 1A)
 - 탭 구동 (tab driven: 그림 1B)
- 역전 불가능 (irreversible: 유압식 또는 전기식)
 - 기계식 (그림 2A)
 - 전자식 "Fly-By-Wire" (그림 2B)

역전가능 비행조종시스템이란 조종석에서의 조종이 기계식으로 바로 연결된 관련 비행 조종면의 움직임으로 나타나는 시스템을 말한다. 결과적으로, 조종석의 조종장치에서 생성된 힘들이 비행 조종면 힌지 (hinge)에 직접 적용되며, 조종면상의 공기력들이 조종석의 조종 장치상에서 바로 감지된다. 따라서, 비행 조종면상의 일반 공기력 및 기동력들이 조종석의 조종장치들을 역으로 구동할 수 있게 되므로, 시스템이 역전가능 하

다고 한다. 반면에, 역전 불가능 비행조종시스템이란 조종석의 조종이 구동장치의 힘을 빌어 해당 비행 조종면을 움직이는 시스템을 일컫는다. 결과적으로, 조종석의 조종장치에서 생성된 힘들이 보강되어 비행 조종면의 힌지에 적용되며, 조종면상의 공기력은 조종석의 조종장치에 전달되지 않거나 부분적으로만 느껴진다. 따라서, 조종면상의 공기력이나 기동력들이 증폭 액츄에이터로 인하여 조종 장치들을 역 방향으로 구동할 수 없게 되어 이 시스템은 역전 불가능하다 말한다.

그림 1과 2의 앞서 기술된 시스템 유형들은 수송기 유형의 항공기들에서 지금도 여전히 가장 일반적으로 사용되고 있다. 기계식 역전가능 직 구동 시스템은 공기력 부하로 인한 조종석 조종력이 경미한 general aviation급의 경비행기에서 사용된다. 탭 구동 시스템은 직 구동 시스템이 채용될 경우 조종사에게 전달되는 조종력이 너무 버거운 DC-9과 같은 중급 항공기에 주로 사용된다. 이러한 시스템들에서 탭의 들림은 비행 조종면을 공기력 부하에 반하는 방향으로 움직이게 한다. 한편, 조종면에 작용하는 공기력들이 매우 큰 B747이나 A340과 같은 대형 수송기들이나 F22 최신에 전투기처럼 컴퓨터제어 방식의 비행조종장치를 갖춘 항공기에서는 유압식 또는 전동 기계식 또는 Fly-By-Wire 시스템이 사용된다.



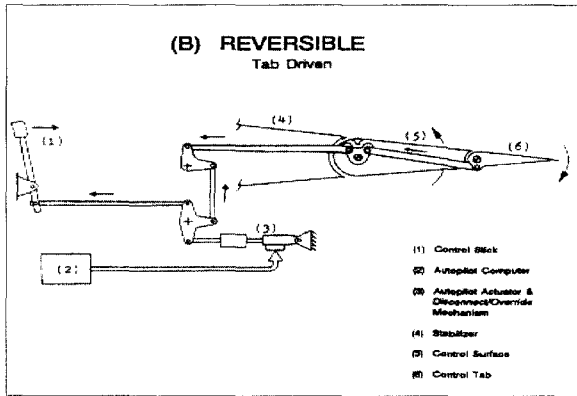


그림 1. 역전가능 비행조종시스템

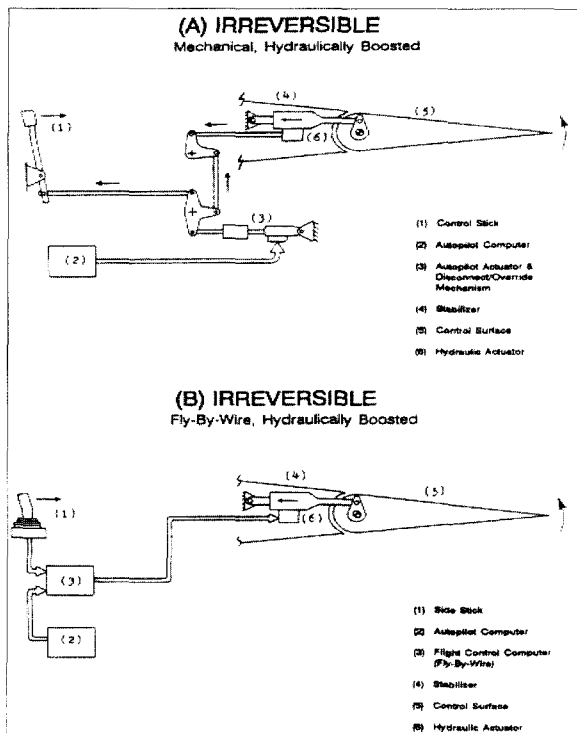


그림 2. 역전 불가능 비행조종시스템

임의의 항공기에서 비행조종 시스템들을 통상 주 조종계통과 부 조종계통으로 분류하게 된다. 주 조종장치는 항공기의 피치, 요우, 롤 등의 자세 기동을 주도하는 시스템들을 일컫는다. 그 외의 조종장치는 부가적인 것으로 간주된다. 이러한 정의를 사용할 경우, 다양한 조종 시스템들은 다음과 같이 분류된다.

역전 불가능 시스템

PRIMARY CONTROLS	SECONDARY CONTROLS
Elevators	Speed Brakes
Trimmable Stabilizer	Slats & Flaps
Ailerons	
Roll Spoilers	
Rudder	

2. 회전익기의 비행조종시스템

회전익 항공기의 비행조종계통 역시 항공기의 유형에 따라 매우 다양하게 설계된다. Robinson R22와 Sikorsky Jayhawk의 서로 상이한 비행조종 시스템들이 한 예가 될 것이다. 어떠한 헬리콥터 비행조종 시스템의 설계도 개발시점에 적용 가능한 기술, 기체의 형상, 항공기의 임무 등에 좌우되게 마련이다. 그림 3은 전통적 헬리콥터인 Bell 212에서 찾아볼 수 있는 헬리콥터 조종시스템을 도시하고 있다. 전래의 헬리콥터 비행조종시스템은 자세, 고도, 그리고 방향 제어 기능을 조종사에게 제공한다. 순환식 및 수집식 조종시스템(cyclic and collective controls)으로부터의 조종 입력은 주 로터(main rotor)에 전달되며, 방향 페달으로의 입력은 꼬리 로터 (tail rotor)로 연결된다. 비행조종시스템은 미닫이 튜브 (push pull tubes)와 벨크랭크 (bellcranks)만을 사용하는 기계식 링키지(linkages)로 구성된다. 순환식 및 수집식 조종시스템은 2중 유압식 서보 액추에이터를 포함하며, 방향 조종시스템은 단일 유압식 서보 액추에이터를 사용하여 조종사의 입력을 강화하여 헬리콥터를 비행하는데 요구되는 노력을 경감시킨다. 액추에이터는 또한 돌풍에 의한 경우와 같이 조종면의 힘이 비행조종장치로 역류하는 것을 막아준다. Sikorsky Jayhawk와 같은 헬리콥터들은 세로축과 방향축으로 주 서보 이외에 추가로 강화 액추에이터, Stability Augmentation System (SAS), Digital Automatic Flight Control System (DAFCS) 등을 갖추고 있어 헬리콥터를 비행하여 의도된 임무를 완수하는데 요구되는 조종사의 작업부하를 더욱 경감시킨다.

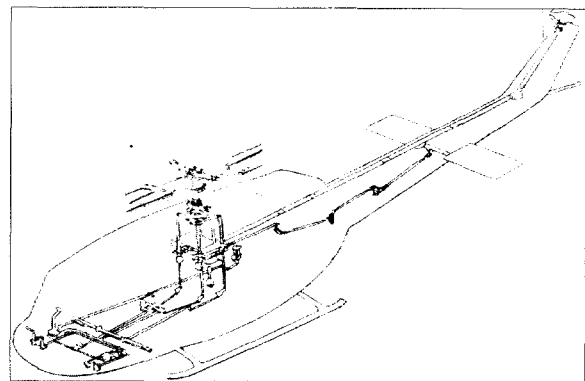


그림 3. 헬리콥터 비행조종 링키지

3. 조종시스템의 모델링 및 시뮬레이션

● 고정익 항공기의 비행조종시스템 모델링

그림 4에 도시된 역전가능 비행조종시스템을 살펴보자. 이 시스템의 핵심 요소들은 다음과 같이 분류된다.

- 전방 링키지 질량 (FWD Linkage Mass)
- 후방 링키지 및 엘리베이터 질량 (AFT Linkage & Elevator Mass)

- 케이블 시스템 (Cable System)
- 엘리베이터 힌지 모멘트 (Elevator Hinge Moments)

이 경우, 2차 (2nd order) 시스템들이 공유 스프링을 통하여 연결되는 2개 질량 시스템이 된다.

보다 복잡한 조종 시스템들의 경우, 모델을 개발하고 시험하는 과정을 단순화하기 위하여 통상적으로 사용되는 방식은 대부분의 차량 조종 시스템들에서 찾아볼 수 있는 기본 요소들을 모델링 하는 표준 서브루틴 라이브러리를 개발하는 것이다. 이러한 기본 요소들은 건축용 블록처럼 전체 시스템을 모델링 하는데 사용된다. 예를 들어, 흔히 사용되는 한가지 기법은 다음의 일반 차량조종 요소들을 모델링 하는 것이다:

- 전방 질량 전방 링크지/케이블 쿼드란트 질량 (cable quadrant mass)
- 총 질량 후방 및 총 링크지/ 벨크랭크(bellcrank) / 케이블 쿼드란트 질량
- 링크 요소
- 유압식 또는 전력식 액추에이터
- 트림 액추에이터
- 힌지 모멘트

이러한 일반 루틴들이 다양한 형상의 차량 조종 시스템들에 적용되는지 이해를 돕기 위하여 두 개의 조종 시스템들이 제시되었다. 그림 5 (a)에 도시된 메커니즘은 전형적인 역전가능 탭 구동 방식의 피치 비행조종시스템을 표현한다.

후방질량과 탭 질량은 이 둘을 연결하는 링크들이 강제라는 가정 하에 결합된다. 중앙 스프링 (centering spring)은 후방 총 질량 루틴 내에서 모델링 되며, 엘리베이터 질량, 탭 질량, 관련 힌지 모멘트들은 탭-엘리베이터 상호작용에 대한 적절한 운동감을 얻기 위하여 개별적으로 모델링 된다. 상대적으로 천천히 변하는 모든 매개변수는 30 또는 60 Hz 주기의 주 컴퓨터 프로그램 내에서 연산처리 된다. 이러한 매개변수에는 공기력 변화율, 공기력 댐핑 계수, 힌지 모멘트 오프셋 등이 해당된다. 힌지 모멘트 (탭 공기력 변화율 * 탭 변위)와 같이 상대적으로 빠르게 변하는 매개변수는 부드럽고 안정적인 조종감을 보장하기 위하여 고속 디지털 조종감 제어 프로세서 (High Speed Digital Control Loading Processor)상의 힌지 모멘트 서브루틴에서 500-2000 Hz로 연산 된다. 엘리베이터 댐핑은 엘리베이터 총 질량 서브루틴에서 모델링 되며, 탭/엘리베이터의 제동은 링크 서브루틴에서 힘 대드밴드 (dead band)와 이 대드밴드의 양 측에 가파른 힘 변화율로 모델링 된다. 후방 질량, 중앙 스프링, 오토파일럿 (autopilot)은 모두 표준 총 질량 서브루틴 내에서 모델링 된다. 에일러론 힌지 모멘트는 조종감에 영향을 미

치지 않기 때문에 60 또는 30 Hz 프로그램 내에서 연산처리 된다. 힌지 모멘트 결과값은 500-2000 Hz 액추에이터 서브루틴으로 입력되어 조종면을 떨어뜨린다. 조종석의 조종감에 영향을 주는 조종 밸브 (control valve) 힘은 500 - 2000 Hz로 액추에이터 서브루틴에서 계산되어 후방 질량 시뮬레이션으로 되 입력된다.

그림 5(b)의 메커니즘은 전형적인 역전불가능 에일러론 비행조종 시스템을 표현한다. 이 시스템의 주요 요소들은 다음과 같이 분류되어 시뮬레이션 된다:

AIRCRAFT ELEMENT		MODEL SUBROUTINE
FWD Mass System	⇒	FWD Mass Subroutine
Cable System	⇒	Link Subroutine
APT Mass System Centering Spring Autopilot Actuator Clutch Assembly	⇒	General Mass Subroutine
Control Valve Hydraulic Actuator	⇒	Actuator Subroutine
TRIM Motor	⇒	TRIM Subroutine

이러한 예들에서 알 수 있듯이, 복잡한 비행조종시스템의 동적 모델링은 포괄적 모델링 기법을 사용할 경우 상대적으로 단순한 작업이 된다. 항공기 구성 요소들은 그룹으로 구별되어 표준 서브루틴으로 시뮬레이션 되는데, 이 서브루틴들은 스케줄러 프로그램과 결합되고 각 서브루틴 내의 매개변수들은 특정 비행조종시스템의 특성을 반영하도록 초기화된다. 주어진 시뮬레이션에서 표준 서브루틴 중 일부 요소들이 사용되지 않을 경우는 작동되지 않도록 초기화하면 된다.

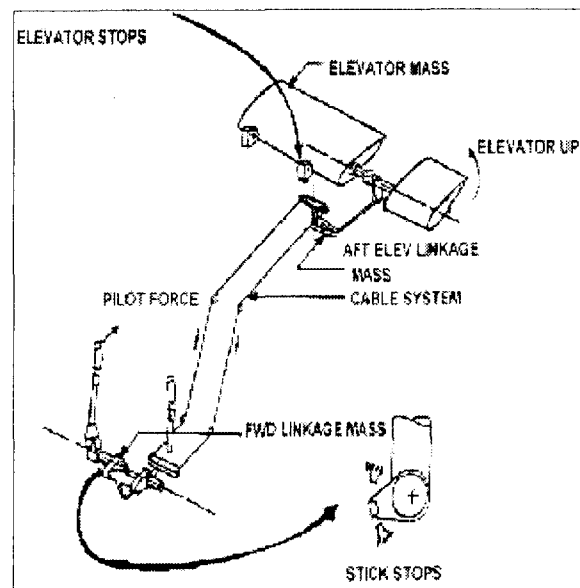


그림 4. 역전가능 피치 비행조종시스템

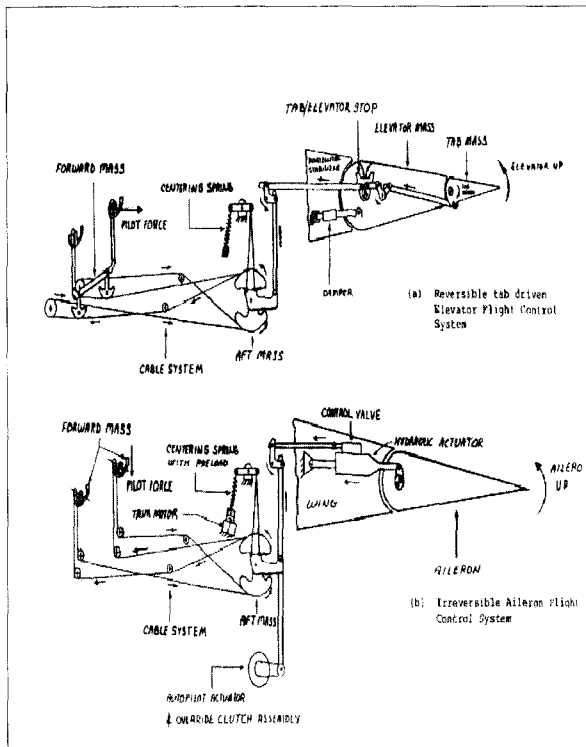


그림 5. 전형적인 역전 가능 및 불가능 조종 시스템

● 회전익 항공기의 모델링

앞서 언급된 포괄적 모델링 기법과 포괄적 모델들이 회전익 항공기에도 적용될 수 있다. 주요 차이점은 회전익기에서 찾아볼 수 있는 혼합 기능 (mixer functions)이다. 이 기능은 횡 방향 사이클릭 (cyclic)과 러더 페달들과 같은 조종 채널들 사이에 교차 조종 되먹임을 제공한다. 이는 조종감 제시기의 채널들 사이에 고속통신을 요구하게 되어 모델링 작업을 더욱 까다롭게 한다. 특정 유형의 모델링 (그림 6)과 포괄적 빌딩블록 유형의 모델링 (그림 7)이 시콜스키 HH 60J 헬기에 대한 횡 방향 및 종 방향 사이클릭 (lateral and longitudinal cyclic) 그리고 선택적 및 방향 조종시스템 (collective and directional control system)에 대하여 그림 6과 7에 비교되었다.

4. 조종감 제시 시스템

조종석에서의 조종감이란 조종사나 오퍼레이터가 조종면이나 타이어의 변형 크기와 직결된 조종 레버의 작동 시 입력에 따른 차량의 응답으로 인하여 감지되는 저항력 또는 부하를 의미한다. 이러한 조종감은 시뮬레이터의 조종감 제시시스템 (Control Loading System)에 의해 시뮬레이션 된다.

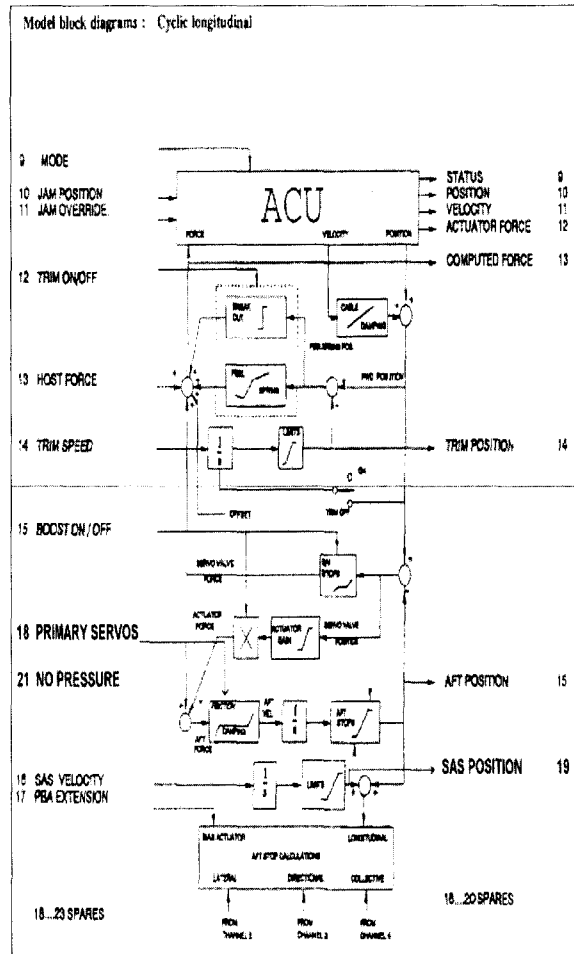


그림 6. 모델 블록선도 종 방향 사이클릭

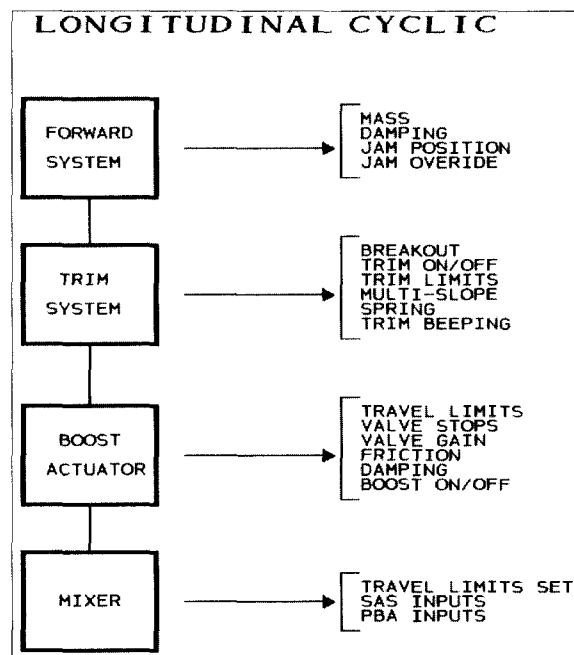


그림 7. 회전익기 조종 채널 블록 선도

조종감 제시 시스템은 결정적으로 중요한 조종사-차량 간의 인터페이스를 시뮬레이션 하므로, 차량 시뮬레이터에서 가장 잘 표현되어야 할 속성이다. 조종사 훈련에 있어 이미 상당 부분이 실제 차량에서 시뮬레이터로 이전되었으므로 취급특성의 표현에 대한 요구사항도 강화되었다. 따라서, 이 인터페이스의 정확성에 대한 요구도 실제적으로 강화되어 왔다.

다음은 현대의 비행 시뮬레이터에서 채택되는 고 충실도 조종감 제시장치의 특성들에 대한 설명이다.

그림 8에 도시 된 바와 같이 조종감 제시기는 부하 제시장치와 비행조종시스템 모델 등 두 가지 기본요소로 구성되어 있다고 할 수 있다. 부하제시장치는 시뮬레이터 조종석에서 느끼는 실제 조종력을 만들어내며, 비행조종모델은 특정 항공기의 비행조종시스템이 임의의 비행조건 하에서 생성하는 다양한 힘들을 시뮬레이션 한다. 이러한 두 구성 요소들이 통합되어 시뮬레이터에서 요구되는 정적 $f(x)$, 동적 $f(x,t)$ 조종석 조종력들을 제시하게 된다.

● 조종감 제시기의 유형

조종감 제시기는 수동형과 능동형으로 분류할 수 있다. 수동형 조종감 제시기는 시스템에 에너지를 유입시키지 않으므로, 시뮬레이터 비행조종 메커니즘을 역구동시킬 수 없다. 반면에, 능동형 조종감 제시기는 시스템에 에너지를 도입시키므로 시뮬레이터 비행조종 메커니즘을 역구동시킬 수 있다. 대부분의 능동형 장치들은 폐회로 서보 (closed loop servos)로 구동 된다. 다음은 전형적으로 사용되는 조종감 제시기들에 대한 분류이다.

수동형 부하 제시기	능동형 부하 제시기
마찰 브레이크	유압식 액츄에이터
기계식 스프링	전동기
기계식 댐퍼	
기계식 질량	

수동형 장치들은 비행조건에 따라 시뮬레이션 되는 힘들이 변하지 않아 시뮬레이터 조종 메커니즘을 역구동 할 필요가 없는 경우에 통상 적용된다. 수동형 장치들은 보통 부 조종장치 (secondary controls)들에 적용된다. 능동형 장치들은 비행조건에 따라 힘들이 변하고, 정확한 동적 성능이 요구되며, 시뮬레이터 조종 메커니즘을 역구동시킬 필요가 있는 경우에 사용된다. 능동형 장치들은 일반적으로 다음과 같은 주 조종 장치들과 일부 부 조종 장치들에 적용된다

- 컬럼 (Column)
- 스로틀 (Throttles: auto)

- 휠 (Wheel)
- 토우 브레이크 (Toe Brakes)
- 러더 페달 (Rudder Pedal)
- 스탭 트림 휠 (Stab Trim Wheel)
- 노즈 휠 틸러 (Nose Wheel Tiller)
- 이머전시 랜딩 (Emergency Landing)
- 기어 레버 (Gear Lever)
- 스티어링 휠 (Steering Wheel)

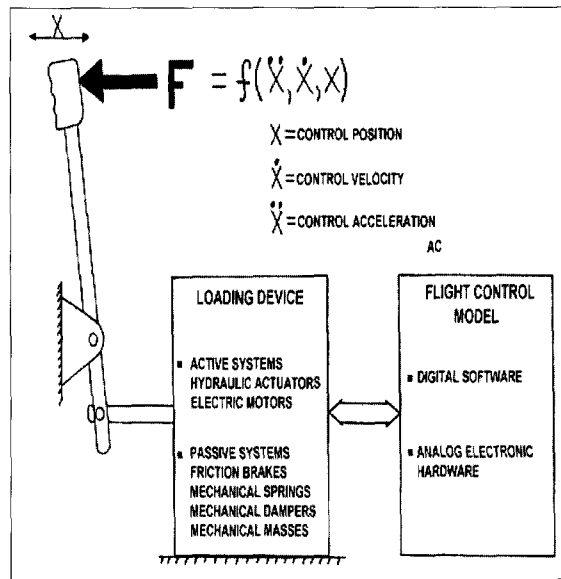


그림 8. 조종감 제시기의 기본 구성요소

● 능동형 조종감 제시기 서보

서보 요구사항

앞서 언급한 바와 같이, 조종감 제시기의 기능은 조종감을 시뮬레이션 하는 것이다. 물론, 이러한 기능은 차량의 종류에 따라 다를 것이며, 조종감 제시기에 대한 성능 요구사항도 가변적일 수밖에 없을 것이다. 하지만, 조종부하 서보는 일반적으로 특정 차량에 맞추어 설계되기 보다는 표준화되어 있다. 특정 차량의 조종감은 이러한 표준 서보들과 특정 차량의 조종 모델을 통합하여 얻어진다. 결과적으로, 조종부하 서보는 통상적인 차량 조종력들을 분석하여 유도된 임의의 요구사항을 충족시킬 수 있는 성능을 가져야 한다. 이러한 일반 요구사항은 정적과 동적의 두 가지 기본 항목으로 구별될 수 있다. 다음의 목록은 각 항목에 해당하는 전형적인 요구사항을 제시한다.

◇ 정적 요구사항:

- 임계력 (Force Threshold) 0.1 lb
- 최대력 (Maximum Force) 250 lb
- 최대 힘경사율 (Maximum Force Gradient) 300 lb/in



임계력은 서보가 충실하게 재현할 수 있는 힘의 최저수준을 규정한다. 최대력은 조종사의 손에 전달될 수 있는 힘의 최대 값으로 조종력 잼 (jam) 현상의 시뮬레이션 시에 발생한다. 최대 힘경사율은 전방질량 멈춤, 잼, 사전부하 스프링, 정적 마찰력 등과 같은 가파른 힘 경사율의 시뮬레이션 시에 나타나는 조종 반발 성향의 최대치이다.

● 동적 요구사항

- 고 진폭 자유응답 고유주파수 (Large Amplitude Free Response Natural Frequency) 5 Hz
- 미소신호 대역폭 (Small Signal Bandwidth) 50 Hz

자유응답 (또는 스텝 응답) 요구사항은 서보가 통상 2 - 5 Hz 범주의 감쇄고유주파수를 갖는 항공기의 조종운동특성을 재현할 수 있어야 한다고 규정하고 있다. 대역폭에 관련된 요구사항은 서보가 미소 진폭을 갖는 50 Hz까지의 신호에 대하여 응답할 수 있어야 할 것을 요구한다.

위에 언급된 요구사항 이외에도, 서보는 모든 규정조건 하에서 어떠한 종류의 불안정성이나 진동을 경험하지 말고 부드럽게 운용되어야 한다.

서보 H/W

전형적인 조종감 제시 서보 시스템은 다음의 H/W 구성요소를 포함한다:

- 조종식 조종장치 및 링키지
- 부하제시 장치
- 유압식
 - 유압식 액츄에이터 (Typically Hydrostatic)
 - 유동제어 서보 밸브 (Flow Control Servo-valve: Two Stage)
- 전기식
 - 전동 모터 (AC 또는 DC)
 - 기어 축소기 (Gear Reduction Device)
 - 파워 앰프 (Power Amplifier)
 - 변환기 (Transducers)
- 힘/토크 (로드 셀)
- 속도
- 변위

유연하고 정확한 조종감 제시 서보의 특성을 성취하기 위하여 요구되는 구성부품의 일반적인 특성은 다음과 같다.

구성 부품	요구 사항
링키지	저 관성력, 저 마찰력, 강제
유압식 액츄에이터	저 마찰력
서보 밸브	미소 자기 이력 (Hysteresis), 편류 (Drift)
서보 밸브	고 토크, 고 정밀, 저 관성력, 저 마찰력
파워 앰프	고 파워, 저 소음
기어 축소기	미소 백래쉬 (backlash), 저 관성력, 저 마찰력, 저 진동
전환기	고 정밀, 고 신호 대 소음 비, 저 마찰력

전기식과 유압식 파워 시스템에서 이러한 구성 부품들이 통상적으로 어떻게 장착되는 지가 각각 그림 9와 10에 도해 되었다. 각 시스템은 다음의 장점들을 갖는다.

	장 점
유압식	임증된 성능, 고 출력 성능, 소 패키지
전기식	유압식 펌프와 배전 시스템이 필요 없음 유압 오일이 유출되거나 이슬이 발생으로 인한 오염의 염려가 없음 개선된 신뢰성, 낮은 정비유지 비용, 낮은 획득비용 및 수명비용

전기식 시스템의 형상 (그림 9)

각 조종축 또는 채널이, 이 경우에는 조종간이, 시뮬레이터 링키지와 기어 축소기를 통하여 전기 모터에 연결된다. 파워 앰프로부터의 전류를 통하여 생성되는 모터의 토크는 기어 축소기 샤프트에 적용되어 조종력을 만들어낸다.

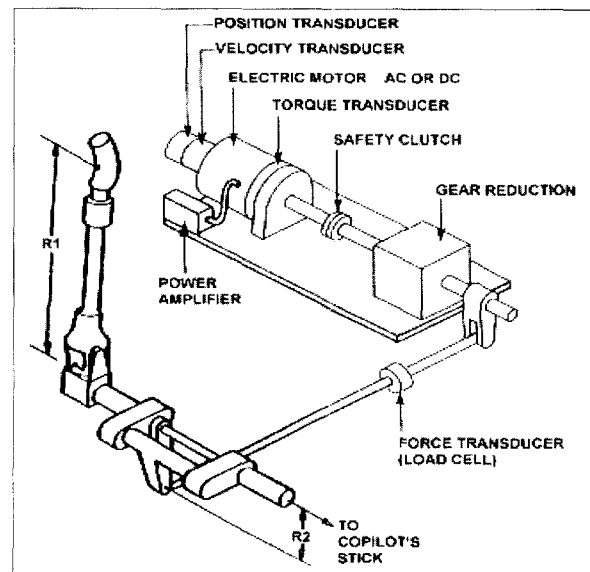


그림 9. 전기식 부하제시 서보 기본 H/W (조종간)

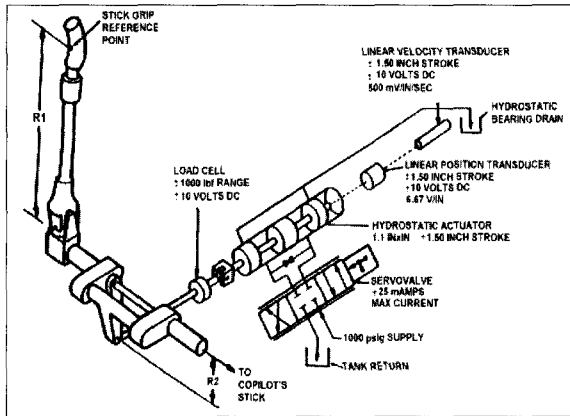


그림 10. 유압식 부하제시 서보 기본 H/W (조종간)

힘 변환기 (force transducer)는 힘의 전달 길목에 설치되는데, 힘의 해상력을 최대화하기 위하여 기어 축소기의 조종장치 쪽에 통상 장착된다. 이러한 이유로, 기어 축소기는 측정 가능한 백래쉬 (backlash)가 없어야 한다. 백래쉬는 힘의 전달을 불연속으로 만들어 서보 안정성에 부정적인 영향을 미친다. 속도 및 변위 변환기들은 시뮬레이터 링크지의 백래쉬, 마찰, 이완 등으로 야기되는 내부 서보 루프에서의 불연속성과 비선형성을 방지하기 위해 통상 모터 축에 바로 장착된다.

유압식 시스템의 형상 (그림 10)

각 조종 축 또는 채널은, 이 경우에 조종간은, 시뮬레이터 링크지를 거쳐 액추에이터의 피스톤 로드와 연결된다. 피스톤의 유압은 서보 밸브에 의해 변환되어 조종부하를 제공한다. 힘 변환기는 힘 전달 길목에 설치되며, 통상 피스톤 로드와 끝 또는 매우 견고한 연결 링크를 이용하여 주변에 장착된다. 속도와 변위 변환기에 대해서 전기식 시스템과 동일한 원칙이 적용된다. 여기에서도 시뮬레이터 링크지에 의한 내부 서보 루프에서의 비선형성과 불연속성을 방지하도록 설계되어 있다.

조종감 제시기의 통합

임의의 조종감 제시 시스템을 임의의 동적 차량조종 시뮬레이션에 통합하기 위해서는 조종력, 조종속도, 조종변위 등과 같은 모델 매개변수들이 부하력, 부하속도, 부하변위와 같은 조종부하 서보 변환기 입력들과 결합되어야 한다. 이러한 변수들은 보통 전방질량 매개변수라 칭한다.

조종부하 전방질량 매개변수들은 일반적으로 두 가지 방법들 중 하나의 형상을 갖는다. 한 가지는 변위명령 시스템이며, 다른 하나는 힘 명령 시스템이다. 이 두 가지 기본 서보 형상들의 단순화된 버전이 그림 11에 나타나 있다. 근본적인 차이는 내부 루프의 되먹임 매개변수이다. 도시된 바와 같이 힘 서보의 되먹임 매개변

수는 힘이며, 변위 서보의 되먹임 매개변수는 변위가 된다. 이 두 서보 형상들 중 어느 쪽이건 통합하는 차량조종 모델들과 결합되어 힘 되먹임 시스템의 훌륭한 충실도를 구현할 수 있다.

조종력 (즉, 손에 감지되는 압력)은 매우 중요한 매개변수로 이에 의지하여 조종사는 비행을 하고 지상차량 조종사는 운전을 하게 된다. 따라서, 더 높은 힘 대역폭을 제시하는 시스템이 더 실감나는 감을 시뮬레이션 할 수 있는 것이다. 힘 서보 형상에서와 같이 힘에 직접 관여하는 내부 서보 루프를 닫을 경우, 힘의 주파수 응답은 쉽게 50-100Hz로 확장된다. 이와는 대조적으로 전형적인 변위 서보의 힘 주파수 응답은 단지 5-20 Hz 정도이다. 사람의 손은 이러한 상위 주파수들에 극도로 민감하기 때문에, 특히 작은 힘 입력을 적용할 경우에, 이처럼 확장된 동적 범위는 조종감을 향상시킨다.

조종부하제시 서보를 통합하는 방법이 확정되면, 차량조종 모델이 적용되어야 한다. 다음의 세 가지 기법들이 통상 사용된다.

- 완전 아날로그 (H/W)
- 완전 디지털 (S/W)
- 아날로그/디지털 (H/W & S/W)

완전 아날로그 방식과 완전 디지털 접근방법의 예로 앞서 언급한 차량조종시스템을 다시 살펴보자. 아날로그 기법이 사용되면, 시스템 방정식들의 해는, 그림 12에 도해된 바와 같이 적분기, 합산기, 곱셈기 등을 구성하는, OP 앰프들을 직렬로 연결하여 구해진다. 디지털 방식이 사용된다면, 시스템 방정식들은 단순히 프로그램 되어 실시간으로 처리된다. 이 경우에는 Euler 적분이 사용되었다. 아날로그/디지털 기법은 보통 하이브리드 (hybrid) 방식으로 일컫는데, 두 방식을 결합하고 있다. 보통 전방질량의 시뮬레이션은 아날로그로, 그리고 케이블 및 후방질량 시뮬레이션은 디지털로 수행된다.

어떠한 경우에도 조종사의 힘은 부하 제시기에 적용되는 힘으로 힘 변환기를 거쳐 입력되며, 전방질량변위는 변위 변환기를 거쳐 부하 제시기 입력의 변위가 된다. 모델로부터 부하 제시기 서보 밸브로의 주 출력은 속도 지시 값이다. 부하제시 액추에이터는 액추에이터 속도를 적분하여 부하 제시기의 변위를 생성한다. 서보의 보상은 서보 응답을 땀땀하게 하며, 서보 대역폭을 확대하고, 서보의 편류를 방지한다.

5. 결언

이상과 같이 시뮬레이터 조종감 제시기의 구조와 원리에 대하여 살펴보았다. 조종감 제시기의 중요성은 교육훈련용 비행 시뮬레이터의 경우 특히 강조되고 있으며, 항공기의 연구개발용 시뮬레이터에서도 비행성 연구에 핵심적 역할을 수행한다. 조종감 제시기의 구동방



식은 유압식에서 전기식으로 변환되는 추세이며, 자동차나 선박의 조종계통 시뮬레이션에서도 강화되어야 할 분야이기도 하다. 또한, 이 기술은 그래픽과 사운드 기술이 강조되고 있는 가상현실 분야에 더해질 경우 현장감을 높이는데 크게 역할 할 수 있으리라 판단된다.

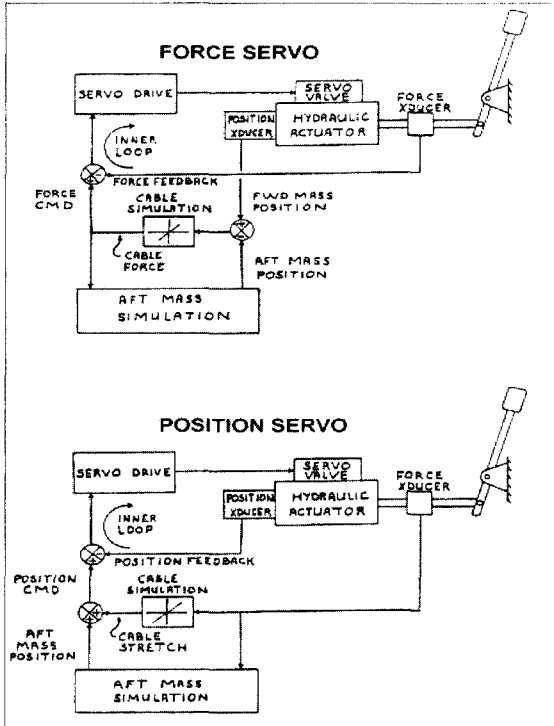


그림 11. 기본 서보 형상

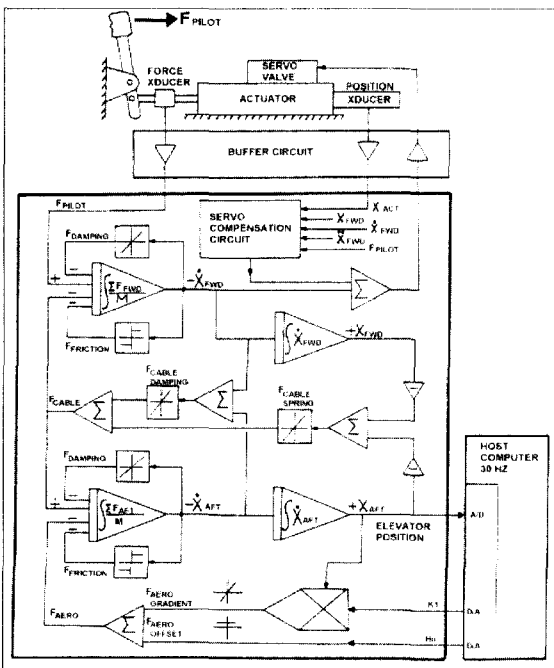


그림 12. 비행조종시스템의 단순화된 아날로그 모델

참 고 문 헌

1. Fokker B.V., Amsterdam, The Netherlands, Description and Specification of the Fokker Digital Control Loading System, Fokker Report No. UA 00 65
2. J.C. Cooper, G.M. McKimmon, M.L. Rutherford, CAE Electronics Ltd., Montreal Canada
Digital Control Loading and Motion the Final Word?, Proceedings of the 7th Interservice/Industry Training Equipment conference, November 1985
3. L. de Vries, G.J. Wierda, Fokker Aircraft B.V., Digital Control Loading, International Air Transport Association, Seventh Flight Simulator Technical Sub Committee Meeting, September 1984
4. Advisory Circular No. 120 40A & 120 40B, U.S. Department of Transportation
Federal Aviation Administration
5. Stanley M. Shinnars, Modern Control Theory and Application, Addison Wesley 1978
6. Alan V. Oppenheim / Ronald W. Schaffer, Digital Signal Processing, Prentice Hall
7. P. Lypaczewski, CAE Electronics Ltd., Montreal, Canada, The Use Of Aircraft Flight Control Computers On Flight Training Simulators, International Air Transport Association, Ninth Flight Simulator Technical Sub Committee Meeting, October 14 15, 1987
8. S. A. Baigrie, Reflectone Inc., Tampa, Florida, Electric Control Loading A Low Cost, High Performance Alternative, Proceedings of the 12th Interservice/Industry Training System Conference, November 1990
9. B. L. Hildreth, R. E. Eyemann, Dr. T. Trankle, Systems Control Technology Inc., Lexington Park, MD, DC Servo Motors For High Performance, High Reliability Control Loading In Flight Simulators, Proceedings of the 12th Interservice Industry Training System Conference, November 1990
10. J. Roskam, University of Kansas, Lawrence, Kansas, Airplane Flight Dynamics And Automatic Flight Controls

윤 식 준

1982, 1981, 1990 서울대학교 학사, 석사, 박사
1990.10 1998.2 대한항공 항공기술연구원 수석연구원, 시뮬레이터 그룹장, 현재 American Aeronautics and Astronautics, International Training Equipment Conference, 한국시뮬레이션학회, 제어, 자동화, 시스템공학회 등의 기술위원, 사업이사, 편집위원: 국내 주요 시뮬레이터 개발 주도, 세종대학교 항공우주공학과 부교수: 관심분야는 모델링 및 실시간 시뮬레이션, 자동제어 응용, 부인 항공기 등.