

論文

안정성증강 작동기와 트림 작동기를 이용한 헬리콥터 자세명령반응타입 제어시스템 설계

김응태*, 최인호**, 현정욱**

Helicopter Attitude Command Response Type Control System Design using SAS Actuators and Trim Actuators

Eung Tai Kim*, Inho Choi**, JeongWook Hyun**

ABSTRACT

Attitude command response type required for enhanced handling qualities of helicopter can be implemented by mechanical automatic flight control system with SAS actuators which have limited authorities. However, the early saturation of SAS actuator hinders the helicopter from following the attitude command for large stick command. Auto-trim controller can delay SAS actuator's saturation by utilizing trim actuators and allows the attitude command response type for larger stick command. This paper describes the control law for limited authority system of helicopter with auto-trim. Limited authority system is applied to BO-105 linear dynamic model and simulation is performed along with handling quality analysis.

Key Words : Fly-By-Wire System(전자식 비행제어시스템), Limited Authority(한정된 권한), Attitude Command Response Type(자세명령반응타입), Translational Rate Command(병진속도명령)

1. 서 론

기존의 기계식 헬리콥터 조종계통은 조종사가 사이클릭, 콜렉티브, 페달 등의 조종입력장치에 조종 명령을 가하면 조종입력장치에 연결된 기계식 링크지를 통하여 로터 블레이드 피치각이 변하고 조종 명령에 따라 헬리콥터 자세각속도가 직접 변하는 변화율명령(Rate command: RC) 반응타입(Response Type) 특성을 가진다. 헬리콥터 국제 조종규격인 ADS-33E^[1]에 의하면 시야가 좋지 않은 비행조건에

해당되는 UCE(Usable Cue Environment)=2 또는 3인 경우에는 기존의 변화율명령 반응타입 시스템으로는 가장 우수한 비행조종성 수준인 Level 1을 만족할 수 없고, UCE=2에서 Level 1을 만족하기 위하여 자세명령(Attitude Command: AC) 반응타입을 요구하며 UCE=3에서는 병진속도명령(Translational Rate Command: TRC) 또는 위치 유지(Position Hold) 반응 타입을 요구한다.

AC 반응타입은 사이클릭 조작으로 롤 및 피치 자세각을 직접 제어하는 조종방식이고 TRC 반응타입은 사이클릭 조작으로 전진속도와 횡방향속도를 직접적으로 제어하는 조종방식이며 위치유지는 조종간에 힘을 가하지 않으면 그 순간의 위치를 유지하는 기능이다.

이러한 새로운 형태의 명령반응 타입은 전자식비

2013년 11월 01일 접수 ~ 2013년 12월 18일 심사완료
논문심사일 (2013.11.08, 1차), (2013.12.11, 2차)

* 한국항공우주연구원 항공제어전자팀

연락처, Email : eungkim@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 169-84

* 한국항공우주연구원 항공제어전자팀

행제어(Fly-By-Wire: FBW) 시스템으로 자유롭게 구현될 수 있으나^[2] 우수한 기동성과 조종성에도 불구하고 FBW 헬리콥터의 개발 기간 및 비용이 많이 소요되기 때문에 현재 양산되거나 양산 준비 중에 있는 FBW 헬리콥터는 군용 헬리콥터인 NH-90과 H-92 뿐이다

일반 헬리콥터의 자동비행제어시스템은 기계식 링크지에 직렬로 연결되어 있는 안정성증강(Stability and Augmentation: SAS) 작동기를 통하여 안정성 증강 기능을 수행하는데, 이 SAS 작동기를 이용하여 AC 와 TRC 반응타입을 구현하는 것이 가능하다^[3-5]. SAS 작동기의 작동 범위는 주 작동기 작동 범위의 10%~15% 밖에 되지 않기 때문에 SAS 작동기를 이용하여 AC 반응타입을 구현하는 시스템을 한정된 권한(Limited Authority: LA) 시스템이라고 한다. LA 시스템은 작은 사이클릭 명령에도 SAS 작동기가 포화되어 더 이상 기능을 못하고 AC 반응타입에서 RC 반응타입으로 전환되는 문제를 가지는 데, SAS 작동기 변위가 커지면 자동으로 트림 작동기를 작동시키는 오토트림(Auto-trim) 기능을 사용하여 SAS 작동기 변위를 줄임으로써 포화를 지연시키는 것이 가능하다.^[6]

본 논문에서는 FBW 제어법칙과 유사한 LA 시스템 제어법칙 구조에 대하여 기술하였으며 트림 작동기로 SAS 작동기의 포화를 지연시킴으로써 보다 큰 조종명령에서도 AC 반응 타입을 구현할 수 있는 오토트림 제어기를 기술하였다. LA 시스템을 BO-105 선형 운동모델에 적용하여 LA 시스템의 자세명령 추종 및 속도 명령 추종 성능을 분석하고 오토트림에 의하여 SAS 작동기 포화 성능 및 조종성이 향상되는 정도를 확인하였다

II. 본 론

2.1 한정된 권한 제어시스템 구조

일반적인 기계식 비행조종계통은 조종간이 움직이면 기계식 링크지를 통하여 주작동기를 동작시키며 기계식 링크지에 직렬로 연결된 SAS 작동기에 의해 안정성을 향상시킨다. 또한 기계식 링크지에 병렬로 연결된 트림 작동기에 의해 조종간에 걸리는 하중을 줄이거나 조종간에서 손을 떼고 비행하는 자동비행 기능을 수행한다. 한편 FBW 제어시스템은 기계식 링크지 없이 비행조종컴퓨터가 직접 주작동기를 제어하기 때문에 기동성을 높이고 다양한 명령반응타입을 자유스럽

게 구현함으로써 조종성을 높일 수 있다.

한정된 권한(LA) 제어시스템은 기계식 비행조종계통의 자동비행제어장치용 SAS 작동기를 이용하여 요구되는 명령반응타입을 구현하는 시스템으로서 기계식 링크지로 전달되는 조종명령이 명령반응타입을 구현하는 데 방해가 되기 때문에 그림 1에서와 같이 비행조종컴퓨터에서 기계식 링크지로 전달되는 조종명령을 상쇄하는 신호를 SAS 작동기 명령에 추가한다.

SAS 작동기를 제어하는 비행조종컴퓨터는 FBW 시스템에서 주로 사용되는 모델추정 제어기를 구현한다. 모델추정 제어기는 명령모델과 역운동모델 그리고 역운동모델과 실제 모델과의 오차를 보상하기 위한 피드백 제어기로 구성된다.

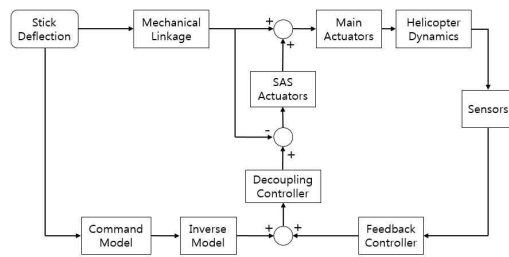


Fig. 1 한정된 권한(LA) 제어시스템 구조

롤 및 피치 자세 명령모델은 주로 식 (1)과 같이 2차식으로 구성한다.

$$\frac{\theta_c, \phi_c}{\Delta \delta_{cyclic}} = G_{cyclic} \frac{\omega^2}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2} \quad (1)$$

여기서 G_{cyclic} 은 조종간 변위에 따른 자세각 변화율을 정하는 민감도이고 댐핑계수(ζ)와 절점주파수(ω)는 조종입력에 대한 자세각의 반응 특성을 결정하는 주요 변수이다.

역운동모델에 사용된 모델이 실제 항공기 운동모델과 동일하면 항공기 반응이 명령모델 출력과 일치하지만, 실제 항공기 운동모델을 정확히 알 수 없으므로 식 (2)와 같이 항공기 운동모델의 고차항과 상호 연동항을 무시한 단순한 저차(Low order) 유사안정(quasi-steady) 근사모델^[3]을 역모델로 사용하고 역운동모델과 실제 항공기 운동 모델의 차이와 저주파수의 불안정한 모드로 인한 문제를 해결하고 외란 영향을 제거하기 위하여 피드백 제어기를 추가한다.

$$\begin{aligned} \delta_{lon} &= (\dot{q} - M_q q - M_u u) / M_{\delta_{lon}} & (2) \\ \delta_{lat} &= (\dot{p} - L_p p - L_v v) / M_{\delta_{lat}} \\ \delta_{dir} &= (\dot{r} - N_r r) / N_{\delta_{dir}} \end{aligned}$$

헬리콥터는 축간 연동 효과가 큰 특성을 가지는데 역운동모델과 피드백 제어기에 연동 효과가 고려되지 않으므로 연동 효과를 제거하기 위한 디커플링(Decoupling) 제어를 추가하는 것이 요구된다. 역변환에 사용된 단순 모델과 고차 선형 모델과의 차이를 이용하여 조종명령과 상태변수가 다른 축에 미치는 영향을 상쇄하기 위한 제어이득을 이론적으로 계산할 수 있다^[5].

2.2 오토트림을 이용한 LA 시스템

SAS 작동기의 권한이 작기 때문에 LA 시스템의 조종입력이 조금만 커져도 SAS 작동기가 포화되는 문제를 그림 2와 같이 트림 작동기를 사용하여 개선할 수 있다.

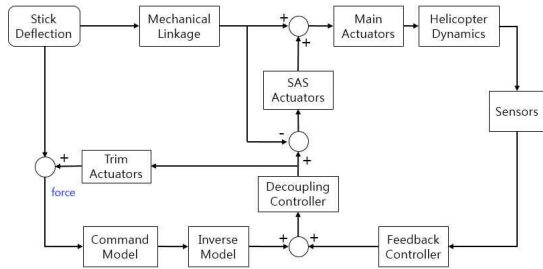


Fig. 2 오토트림이 있는 LA 시스템 제어기 구조

LA 시스템의 SAS 작동기가 포화되는 가장 큰 원인은 조종간 변위에 의한 기계식 링크지 변위를 상쇄하기 때문이다. 따라서 조종명령이 조종간 변위가 아닌 조종간에 걸리는 힘에 따라 결정되는 조종 시스템 경우에는 조종력을 유지하면서 조종간 변위를 줄일 수 있다면 SAS 작동기 포화 상태를 줄일 수 있다.

트림 작동기가 조종간 작동 방향의 반대 방향으로 움직이면 조종간에 걸리는 힘이 커지게 되고 조종사가 조종간에 가하는 힘을 일정하게 유지하기 위해서 조종간을 중립 방향으로 움직이게 된다. 조종간이 중립방향으로 감에 따라 기계식 링크지 변위가 줄어들어 이를 상쇄하기 위한 SAS 변위도 줄어들어 포화를 지연시키게 된다.

트림 작동기는 주 작동기를 최대 동작 범위가

지 작동시킬 수 있는 전체권한(Full Authority)을 가지고 있으나 SAS 작동기에 비해 속도가 느리기 때문에, 트림 작동기를 사용하더라도 FBW 제어시스템과 동일한 성능을 낼 수는 없으며 트림 작동기의 속도에 따라 자세명령 추종 성능이 제한된다.

2.3 시뮬레이션 결과 분석

HETLAS^[7] 프로그램으로부터 BO-105 헬리콥터의 호버 조건에 대한 비선형모델로부터 추출한 21차 선형모델을 사용하여 제어를 설계하였다.

2.3.1 AC 반응 타입 제어기 성능

사이클릭 조종간 피치 축과 롤 축에 그림 3과 같은 더블렛 조종입력을 각각 가하였으며 항공기 반응으로부터 자세명령반응타입 제어기 성능을 분석하였다.

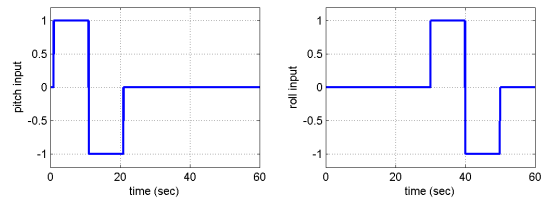


Fig. 3 롤과 피치 사이클릭 더블렛 조종입력

조종간 변위에 대한 자세각 명령 크기를 결정하는 조종간 명령 민감도는 참고문헌^[8]으로부터 조종간을 끝까지 움직인 경우 피치각 명령은 22.5도, 롤각 명령은 60도로 가정하였다.

그림 4는 더블렛 조종입력 크기가 조종간 전체 범위의 10%, 30%, 50% 인 경우에 대한 FBW 제어시스템에 대한 자세각 반응으로서 명령모델 출력을 잘 따르는 것을 볼 수 있다.

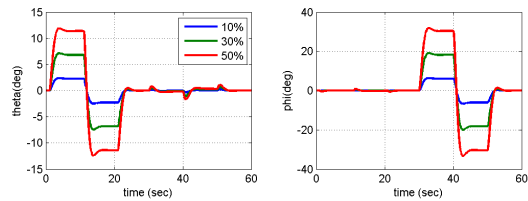


Fig. 4 Cyclic 입력에 대한 FBW 시스템 반응

그림 5는 조종입력 크기가 5%와 10%인 경우에 대해 오토트림 기능이 없는 한정된 권한(LA) 시스템을 사용하였을 때의 항공기 반응이다.

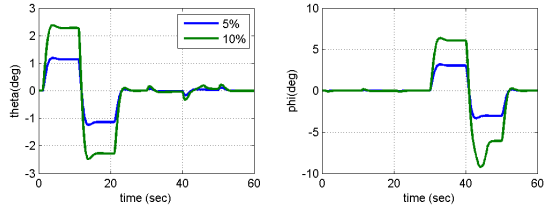


Fig. 5 오토트림이 없는 LA 시스템 반응 (조종명령 5%, 10%)

조종입력 크기가 5%이면 조종명령을 잘 따르고 10%인 경우도 롤 명령이 급격히 변하는 구간을 제외하고는 조종명령을 잘 따르지만 조종명령 크기가 15%가 되면 그림 6에서 보듯이 항공기 반응이 조종간 명령을 전혀 따르지 못한다.

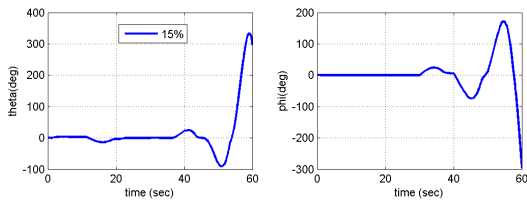


Fig. 6 오토트림이 없는 LA시스템 반응 (조종명령 15%)

그림 7은 조종입력 크기가 15% 인 경우의 피치 및 롤 SAS 작동기 변위이며 SAS 작동기 제한값을 점선으로 표시하였다. 조종입력을 가했을 때 작동기가 일찍 포화상태가 되어 항공기가 조종 명령을 잘 따르지 않는 원인이 되는 것을 확인할 수 있다.

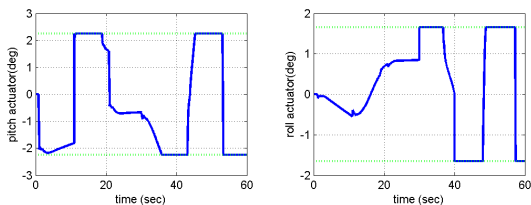


Fig. 7 오토트림이 없는 LA 시스템의 SAS 작동기 변위 (조종입력 크기 15%)

SAS 작동기의 포화를 지연시키기 위한 오토트림이 포함된 LA 시스템의 성능은 트림 작동기의 속도에 좌우되는 데, 트림 작동기가 중립위치에서 최대 변위까지 움직이는 시간이 3초로 가정하였다. 오토트림이 있는 LA 시스템에 10%, 15%, 20% 크기의 조종 입력이 가해진 경우 항공기 반응을 그림 8에 나타내었다.

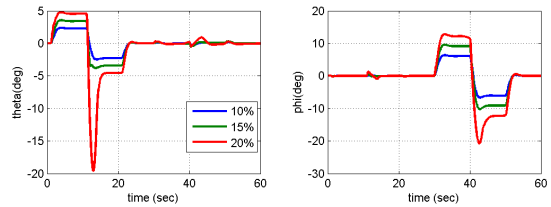


Fig. 8 오토트림 LA 시스템의 롤 및 피치각 반응

조종입력 크기가 10%와 15%인 경우에는 롤과 피치각이 조종입력을 잘 따라가며, 20%인 경우 조종입력이 급격히 변하는 구간에서 느린 트림 작동기 속도로 인하여 항공기 자세가 조종입력을 따라가지 못한다

그림 9는 조종명령 크기가 20%인 경우의 SAS 작동기와 트림 작동기 변위를 보여준다. 트림 작동기가 SAS 작동기 변위를 따라감으로써 SAS 조종간 변위를 줄이는 역할을 하는 것을 볼 수 있다. 입력이 급격히 변하는 구간(피치 작동기의 경우 시간 10초, 롤 작동기의 경우 40초 부근)에서 트림 작동기가 SAS 작동기 변위를 따라가지 못하기 때문에 피치 SAS 작동기의 경우 대략 3초간 포화상태가 되며 롤 SAS 작동기의 경우 0.8초간 포화상태가 되는 것을 볼 수 있다. 이 작동기 포화 상태가 그림 8에서 항공기 반응이 조종입력을 따라가지 못하는 현상을 설명한다.

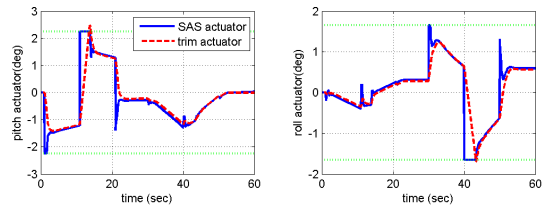


Fig. 9 오토트림 LA 시스템의 작동기 변위

오토트림 LA 시스템에서 트림 작동기 속도가 자세반응타입 제어 성능에 미치는 영향을 보기 위하여, 조종입력 크기가 20%이고 트림작동기가 중립위치에서 최대 변위까지 움직이는 시간이 1초, 3초, 5초인 경우에 대한 SAS 작동기 변위와 항공기 자세 반응을 그림 10과 그림 11에 각각 나타내었다.

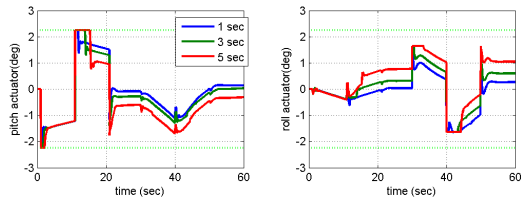


Fig. 10 트림 작동기 속도에 따른 SAS 작동기 변위 (조종입력 크기 20%)

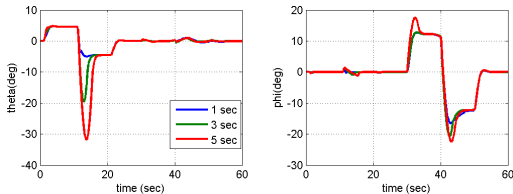


Fig. 11 트림 작동기 속도에 따른 항공기 반응 (조종입력 크기 20%)

예상한 대로 트림작동기 속도가 느려짐에 따라 SAS 작동기 포화구간이 길어지고, 포화구간에서 AC 반응타입에서 RC 반응타입으로 변화되어 항공기 자세가 크게 변하는 것이 확인되었다.

2.3.2 TRC 반응 타입 제어기 성능

헬리콥터 속도가 10노트 이하에서의 저속에서는 조종간 변위에 따라 지상속도가 비례하여 변하는 TRC (Translational Rate Command) 반응타입을 사용함으로써 조종사가 더 쉽게 조종할 수 있어 비행 안전성을 높일 수 있다. TRC 제어기는 자세제어기를 내부에 포함하는 외부루프 제어기로 구성되는 데, 사이클릭 피치축에 더블렛 조종입력을 주었을 때 LA 시스템이 조종명령을 추정하는 성능을 살펴해보았다.

그림 12는 속도 명령 크기가 10노트인 경우 오토 트림이 있는 LA 시스템의 X축 및 Y축 방향 속도 반응으로서, 속도 명령 추종 성능이 양호하다. 오토트림을 사용하지 않는 경우인 그림 13에서 조종간을 급격하게 움직인 구간에서 속도명령 추종 성능이 저조한 것을 볼 수 있다 그러나 TRC 모드에서는 10노트 이하의 속도 명령만을 주기 때문에 오토트림 없이도 TRC 모드 구현에 별 어려움이 없을 것이다.

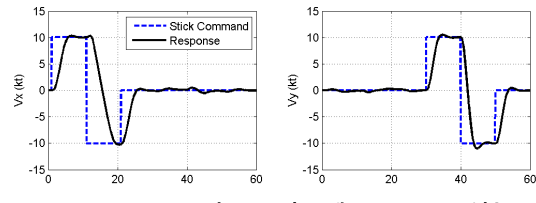


Fig. 12 오토트림 LA 시스템 TRC모드 성능

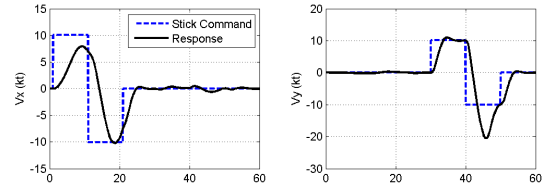


Fig. 13 오토트림 없는 LA 시스템 TRC 성능

2.4 조종성 해석

ADS-33E에서는 헬리콥터의 대역폭, 감쇄비, 기동성(quickness), 조종력(control power), 섭동(interaxis coupling) 등을 고려한 조종성 평가 기준을 제시하고 있는데, 제어이득 자동 설계 및 조종성 분석 프로그램인 CONDUIT⁽⁹⁾을 이용하여 조종입력 크기 20%인 경우에 대하여 LA 시스템의 ADS-33E에 명시된 조종성 규격 평가 결과는 그림 14와 그림 15와 같다

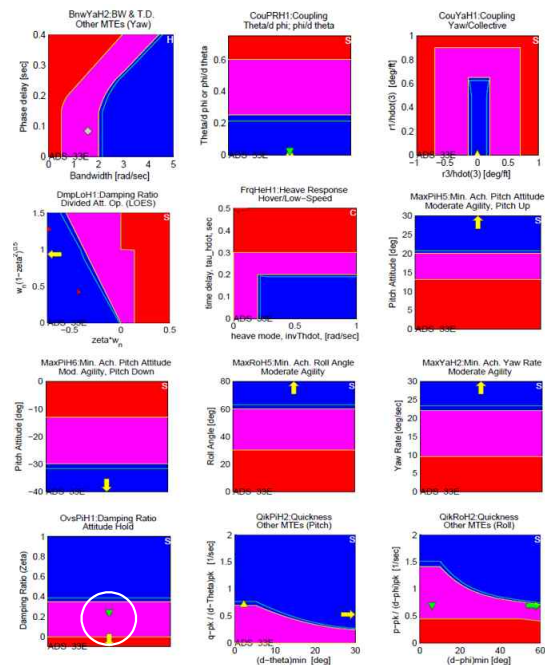


Fig. 14 오토트림이 없는 LA 시스템 조종성 평가

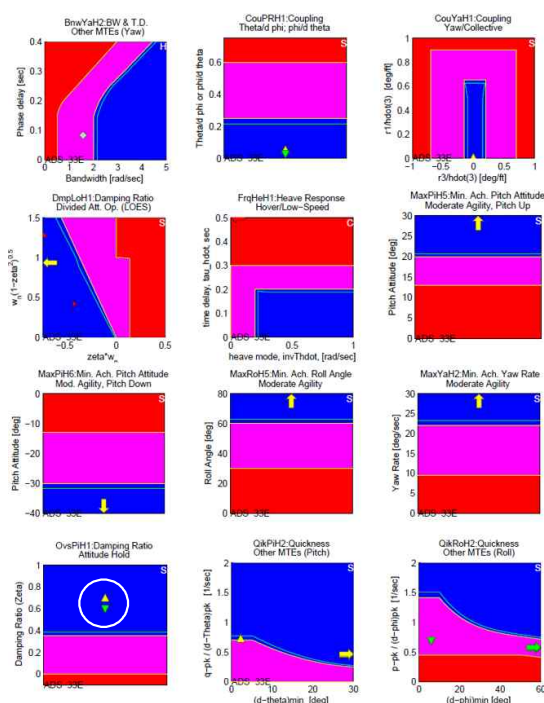


Fig. 15 오토트립 LA 시스템 조종성 평가

오토트립이 없어도 대부분 Level 1을 만족하는 것을 볼 수 있으며 흰색 원으로 표시한 댐핑비와 기동성 규격이 Level 2 인데, 오토트립 사용으로 댐핑비 규격이 Level 1으로 향상되는 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 ADS-33E에서 제시하는 자세제어 및 병진속도 반응타입 제어를 구현하기 위하여 헬리콥터 기계식 자동비행제어시스템의 SAS 및 트립 작동기를 이용한 한정된 권한(LA) 제어시스템에 대하여 기술하였고, SAS 작동기 권한이 15% 인 경우에 대해 BO-105 선형운동모델을 대상으로 LA 제어시스템 성능을 시뮬레이션과 CONDUIT 해석 결과를 이용하여 분석하였다.

SAS 작동기 만을 이용하는 LA 제어시스템의 경우 작은 크기의 조종입력에 대해서는 자세명령을 잘 따르지만 조종입력 크기가 전체 작동범위의 10%만 넘어도 SAS 작동기가 포화되어 자세명령을 못 따라가는 반면 트립 작동기를 이용한 오토트립이 있는 경우 자세명령 추종이 가능한 조종입력 크기가 2배 가까이 증가하였다. 외부루프 제어인 TRC 반응타입도 오토트립으로 속도명령 추종 성능이 향상되었다.

SAS 작동기가 일부 구간 포화되면 조종명령에 대한 반응이 자세제어에서 자세변화율 제어로 변하지만 조종사는 타입 변화에 본능적으로 반응하여 지속적인 조종이 가능하다. 실질적인 조종성은 지상 시뮬레이션을 이용하거나 비행시험을 통하여 확인할 필요가 있다.

후 기

본 논문은 지식경제부 산업융합원천기술개발사업으로 지원된 연구결과입니다. [10040188, 과제명 : 조종성 국제규격(ADS-33)에 따른 헬리콥터 전자식 비행제어(Fly-By-Wire) 시스템 기술개발]"

참고문헌

- [1] Aeronautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft, United States Army Aviation and Missile Command, Aviation Engineering Directorate, Redstone Arsenal, Alabama, Mar 21, 2000
- [2] 김응태, 유혁, 이장호, 이석천, 강영신, "헬리콥터 Fly-By-Wire 시스템 비행제어특성 및 자동제어기 구조", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, Nov, 2011.
- [3] J. w. Harding, S. J. Moody, G. J. Jeram, M. H. Mansur and M. B. Tischler, "Development of Modern Control Laws for the AH-64D in Hover/Low Speed Flight", American Helicopter Society 62nd Annual Forum, Phoenix, AZ, May 9-11, 2006.
- [4] Howitt, J., Whalley, M., Strange, M., and Dudgeon, G., "An Investigation of the Impact of Automatic Flight Control System Saturation on Handling Qualities in Hover-Low Speed Manoeuvres," American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, DC, May 1998.
- [5] 김응태, 최인호, 이장호, 이석천, 강영신, 현정욱, "기계식 자동비행제어시스템을 이용한 헬리콥터 자세명령반응타입 제어법칙 설계" 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, Nov. 2012.
- [6] Roger H. Hoh, "Evaluation of Limited Authority Attitude Command Architectures for Rotorcraft", 59th American Helicopter Society International Annual Forum, Phoenix, Arizona,

May 6-8, 2003

[7] 양창덕, HETLAS 사용 매뉴얼, 한국항공우주산업, 2012

[8] Mark B. Tischler, Christopher L. Blanken, Kenny K. Cheung, and Sean S. M. Swei, "Modernized Control Laws for UH-60 BLACK HAWK Optimization and Flight-Test Results", *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, Sep. - Oct. 2005.

[9] Tischler, M. B., et. al., "CONDUIT - A New Multidisciplinary Integration Environment for Flight Control Development," NASA TM 112203, USAATCOM TR 97-A-009, 1999.