

論文

안정성증강 작동기를 이용한 Fly-By-Wire 헬리콥터 제어법칙 설계에 대한 연구

김응태*, 최인호*

A Study on Fly-By-Wire Helicopter Control Law Design using SAS Actuators

Eung-Tai Kim* and In-Ho Choi*

ABSTRACT

The previous limited authority system capable of implementing attitude command response type and translational command response type by operating SAS actuator has the problem of early saturation of SAS actuator since SAS actuator should compensate the mechanical linkage displacement caused by control stick movement. In this paper, a limited authority system where flight control computer receives the command from the control stick which is not connected to the mechanical linkage is described. In this system the compensation by the SAS actuator is not necessary and SAS actuator saturate later. SAS actuator saturation problem can be further relaxed by using the trim actuator. This new limited authority system is applied to BO-105 model, simulation is performed for the doublet input and pirouette maneuver is also simulated and analyzed.

Key Words : Fly-By-Wire System(전자식비행제어시스템), Limited Authority(한정된 권한), SAS Actuator(안정성증강 작동기), Attitude Command Response Type(자세명령 반응 타입)

1. 서 론

헬리콥터 조종사가 사이클릭 조종간을 움직이면 기계식 링크지를 통하여 로터 블레이드 피치 각이 변하고 조종간에 가하는 조종명령 크기에 따라 롤 및 피치 자세변화율이 변하게 되며, 콜렉티브 명령에 따라 히브(Heave) 변화율이, 페달 명령에 따라서는 요각속도가 변하게 된다. 이러한 변화율명령(RC: Rate Command) 타입의 조종 시스템은 시야가 좋지 않으면 조종이 어렵기 때문에 어둡거나 모래 바람에 의하여 시야를 방해 받는 사막 비행 중에 사고 발생 우려가 높다.

전자식비행제어(FBW: Fly-By-Wire) 헬리콥터는 기계식 링크지 없이 비행조종컴퓨터가 조종간 명령 데이터를 읽어들이고 FBW용 주작동기를 직접 제어함으로써 조종성을 향상시킬 수 있다. FBW 헬리콥터는 조종간 조작에 따라 롤 또는 피치 자세각이 변하는 자세명령(AC: Attitude Command) 반응 타입이나 지상속도가 변하는 지상속도명령(TRC: Translational Rate Command) 반응 타입을 구현하여 조종성을 향상시킴으로써 헬리콥터 국제 조종규격인 ADS-33E[1]에서 요구하는 Level 1를 만족할 수 있다[2].

그러나 FBW 헬리콥터는 뛰어난 안정성과 조종성에도 불구하고 기계식 링크지가 없어 신뢰도가 매우 높아야 하기 때문에 인증 획득이 어렵고 개발 비용이 많이 소요되므로 민수용 FBW 헬리콥터는 아직 시장에 나오지 않고 있다.

기계식 조종계통 기반 헬리콥터의 자동비행제어시스템은 기계식 링크지에 직렬로 연결되어 있

2014년 11월 13일 접수 ~ 2015년 01월 16일 심사완료
논문심사일 (2014.12.19, 1차)

* 한국항공우주연구원 항공제어전자팀
연락저자, Email : eungkim@kari.re.kr
대전광역시 유성구 과학로 169-84

는 SAS(Stability Augmentation System) 작동기를 통하여 안정성 및 조종성을 향상시키고 자동비행 기능을 수행하는 데, SAS 작동기의 동작 범위가 한정되어 있어 로터 블레이드 피치각 전체 작동 범위의 10~15% 정도만 움직일 수 있다. 이러한 한정된 권한의 SAS 작동기를 이용하여 제한적으로나마 AC 및 TRC 반응 타입을 구현하는 한정된 권한(Limited 또는 Partial Authority) 제어시스템에 대한 연구가 수행되었다[3-5].

한정된 권한 제어시스템은 조종간과 주 작동기 사이에 기계식 링크지가 연결되어 있어, 조종간 변위에 의한 기계식 링크지 변위를 SAS 작동기가 우선적으로 상쇄를 시키기 때문에 조종명령 크기가 작은 경우에도 SAS 작동기가 포화되는 문제가 있다[4].

본 논문에서는 기존의 한정된 권한 시스템과는 달리 기계식 링크지에 연결되지 않은 조종간으로 부터 비행조종컴퓨터가 조종명령을 받음으로써 SAS 작동기가 조종간 변위에 의한 기계식 링크지 변위를 상쇄시킬 필요가 없어 포화가 늦게 발생하는 시스템에 대하여 기술하였고 헬리콥터 운동모델에 적용한 시뮬레이션을 통하여 제어시스템 성능을 분석하였다.

2. 본 론

2.1 SAS 기반 FBW 시스템 구조

기존에 연구된 한정된 권한 제어시스템은 Fig. 1에서와 같이 조종간과 주 작동기가 기계식 링크지를 통하여 연결되어 있으며, 기계식 링크지에 의한 변위를 SAS 작동기로 우선 상쇄시켜야 한다. 따라서 작은 조종명령에도 SAS 작동기가 포화되는 단점을 가지고 있다. SAS 작동기가 포화되면 AC 또는 TRC 반응 타입에서 RC 반응 타입으로 자동적으로 변하게 되므로, 지속적인 조종은 가능하지만 SAS 기능이 사라져 조종성이 저하될 수 있다.

본 논문에서는 조종간 명령을 받는 비행조종컴퓨터가 SAS 작동기를 구동하되 조종간 명령이 기계식 링크지를 통하여 주 작동기로 전달되지 않는 시스템이 고려되었으며 Fig 1에서 빗금친 박스 내부의 기계식 링크지와 기계식 링크지 변위 상쇄 명령을 제거한 구조를 갖는다. FBW 시스템처럼 기계식 링크지를 사용하지 않으며 FBW 용 주 작동기 대신 SAS 작동기를 사용하므로 이 시스템을 SAS 작동기 기반 FBW 시스템이라고 할 수 있는 데 SAS 작동기가 기계식 링크

지에 의한 변위를 상쇄할 필요가 없기 때문에 기존의 한정된 권한 시스템에 비해 SAS 작동기 포화가 훨씬 늦게 일어나는 장점을 갖는다.

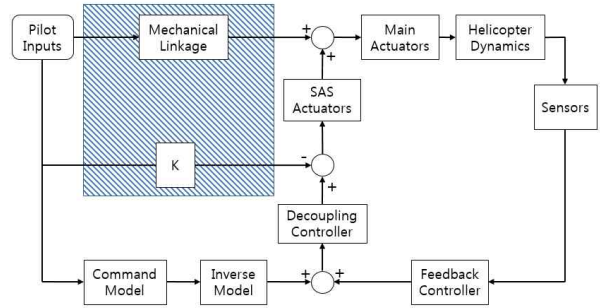


Fig1. Limited authority control system achitecture

그러나 SAS 작동기 기반 FBW 시스템에서는 작동기가 포화되는 경우에는 헬리콥터 조종이 불가능하게 되는 치명적인 문제가 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 기존의 한정된 권한 제어시스템에 적용된[5] 오토트림을 이 시스템에도 적용할 수 있다. 본 논문에서는 Fig 2와 같이 작동기 변위가 정해진 값 이상으로 커지면, 기계식 링크지에 연결된 트림 작동기가 작동하여 SAS 작동기 변위를 줄일 수 있도록 설계하였다.

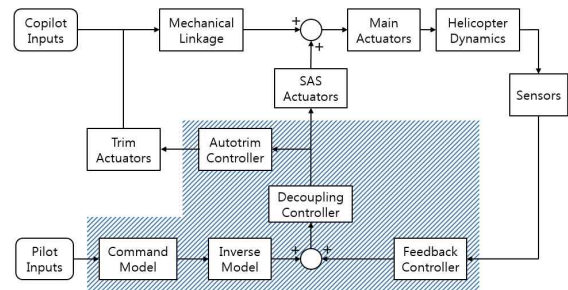


Fig 2. FBW system architecture based on autotrim and SAS actuator

Fig 2에서 빗금 영역은 비행조종컴퓨터에서 수행되는 기능을 의미하며 조종사 조종명령은 기계식 링크지에 연결되지 않고 직접 비행조종컴퓨터로 입력된다. 반면에 부조종사 조종명령은 기계식 링크지에 연결된 상태를 유지함으로써 만약 SAS 작동기가 포화된 상태에서 트림작동기가 고장이 발생하거나 비행조종컴퓨터 고장이 발생한 경우 부조종사가 수동으로 헬리콥터를 조종할 수 있도록 한다. FBW 헬리콥터는 3중화로 구성되는데 비해 기계식 헬리콥터에 장착되어 있는 자동비행제어시스템은 2중화로 구성되어있기 때문에

자동비행제어시스템에만 의존해서 비행하기에는 신뢰도가 충분히 높지 않으므로 기계식 조종계통에 의한 백업 기능 확보는 필수적이다.

2.2 제어법칙

Fig. 2에서 빗금 영역에 포함된 제어법칙은 FBW 헬리콥터에서 사용되는 제어법칙과 동일한 모델추종 제어기와 오토트림 제어기로 구성되어 있다. 모델추종 제어기는 명령모델과 역운동모델로 구성된 앞먹임제어기와 뒤먹임제어기 그리고 디커플링(Decoupling) 제어기로 구성된다.

롤각 및 피치각 명령모델은 아래와 같이 2차식이 주로 사용되며 요각속도와 콜렉티브톡 명령모델은 1차식이 사용된다.

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

$$\frac{r_c}{\Delta \delta_{pedal}} = G_{pedal} \frac{1}{\tau s + 1}$$

여기서 θ_c, ϕ_c, r_c 는 피치각 명령, 롤각 명령, 요각속도 명령을 각각 나타내고, $\Delta \delta_{cyclic}, \Delta \delta_{pedal}$ 는 사이클릭과 페달 입력을 나타낸다. G_{cyclic} 은 조종간 변위에 따른 자세각 변화율을 정하는 민감도이고 댐핑계수(ζ)와 Break 주파수(ω)는 조종명령에 대한 자세각의 반응 특성을 결정하는 주요 변수로서, ζ 는 통상 0.7을 사용하고 ω 는 ADS-33E에서 요구하는 Bandwidth로 결정된다. G_{cyclic} 는 페달 변위에 따른 요각속도 민감도이고 τ 는 시간 상수이다.

역운동모델은 항공기 운동모델의 고차항과 상호 연동항을 무시한 아래와 같은 단순한 저차(Low order) 유사안정(quasi-steady) 근사모델을 사용할 수 있다.

$$\delta_{lon} = (\dot{q} - M_q q) / M_{\delta_{lon}} \quad (2)$$

$$\delta_{lat} = (\dot{p} - L_p p) / L_{\delta_{lat}}$$

$$\delta_{dir} = (\dot{r} - N_r r) / N_{\delta_{dir}}$$

여기서 $\delta_{lon}, \delta_{lat}, \delta_{ped}$ 는 조종명령값이고 p, q, r 은 자세각속도이며 그 외의 변수들은 댐핑 안정미계수 및 조종미계수이다.

역운동모델과 실제 항공기 운동모델의 차이를 고려하고 외란 영향을 제거하기 위하여 뒤먹임제어기를 추가하며, 자동선회제어기 등은 뒤먹임제어기에 포함시킨다.

역운동모델과 뒤먹임 제어기에 축간 연동 효

과가 고려되지 않으므로 연동 효과를 제거하기 위한 디커플링 제어기를 추가하는 것이 요구된다. 역변환에 사용된 단순 모델과 고차 선형 모델과의 차이를 이용하여 조종명령과 상태변수가 다른 축에 미치는 영향을 상쇄하기 위한 제어이득을 이론적으로 계산하여 디커플링 제어기를 설계할 수 있다[4].

2.3 시뮬레이션을 통한 성능 분석

2.3.1 Hover 조건에서의 제어기 성능 분석

기존의 한정된 권한시스템과의 비교 분석을 위해서 참고문헌[5]에서 시뮬레이션 분석에 사용된 동일한 BO-105 헬리콥터의 호버 조건에서 15% 권한을 가지는 SAS 작동기를 사용하여 제어기를 설계하였으며, Fig 3의 사이클릭 조종명령에 대한 헬리콥터 반응을 분석하였다.

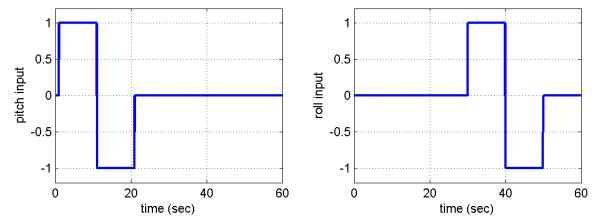


Fig 3. Roll and pitch cyclic double control input

사이클릭 조종간 총 변위를 2인치로 가정하였고, 조종간 변위에 대한 자세각 명령 크기를 결정하는 조종간 명령 민감도는 피치각 명령의 경우 22.5도/인치, 롤각 명령의 경우 60도/인치로 가정하였다. 피치 및 롤 명령 모델의 댐핑계수는 $\zeta=0.7$, Break 주파수는 $\omega=1.5$ 를 사용하였다. 뒤먹임 제어기 내의 PID 제어 이득은 ADS-33E의 조종성 규격을 기반으로 하는 설계 자동화 프로그램인 CONDUIT[6]을 이용하여 계산하였다.

조종명령 크기가 조종간 최대변위의 10%, 20%, 30% 일 때 SAS 작동기 기반 FBW 시스템에 대한 롤 및 피치각 반응과 조종명령 크기가 30%인 경우의 SAS 작동기 변위를 Fig 4와 Fig 5에 각각 나타내었다. Fig. 5에서 점선으로 표시된 수평선은 SAS 작동기의 포화 변위를 나타낸다. 기존의 한정된 권한 시스템의 경우 조종명령 크기 10%에서 작동기 포화가 시작되고 15%에서는 자세각이 발산하였는데[5], SAS 작동기 기반 FBW 시스템은 조종명령 크기가 20%인 경우에도 자세각이 조종명령을 잘 따르며, 조종명령 크

기가 30%가 되면 피치와 롤 작동기 변위가 포화되는 구간에서 자세각 성능이 저하되는 것을 볼 수 있다.

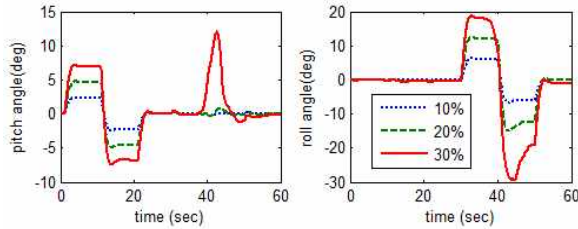


Fig 4. Pitch and roll angle response for various control input magnitude

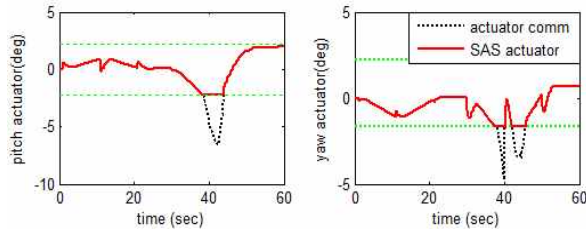


Fig 5. SAS actuator command and actuator deflection (30% control input magnitude)

SAS 작동기 기반 FBW 시스템이 기존의 한정된 권한 시스템에 비해 작동기 포화가 늦게 발생하는 것은 확인되었으나 일단 작동기 포화가 발생하면 Fig. 4의 t=40초 부근에서와 같이 조종사가 의도하지 않은 반응을 나타낼 수 있기 때문에 위험할 수 있다. 따라서 SAS 작동기 기반 FBW 시스템에서는 SAS 작동기가 포화상태에 다다르지 않도록 하거나, 포화상태를 유지하는 시간을 최소화하는 것이 요구된다. 이를 위하여 기존의 한정된 권한시스템 성능 향상에 사용된 오토트림 시스템[5]을 도입하였다.

오토트림 제어기에서 SAS 작동기 변위가 50%보다 커지면 트림작동기가 동작을 시작하도록 하였으며, 조종간 입력크기가 조종간 최대변위의 30%, 50%, 80% 일 때의 헬리콥터 반응을 Fig. 6에 나타내었다.

오토트림 기능을 사용하는 경우 조종명령 크기가 커져도 헬리콥터 롤과 피치 반응이 조종명령을 잘 따르는 것을 볼 수 있다. 롤 축 조종간을 80%크기의 왼쪽 방향에서 오른쪽 방향으로 급격히 움직인 직후 Overshoot을 보이지만 실제 비행에서는 호버 조건에서 롤 각도를 50도까지 급격히 움직일 필요는 없다.

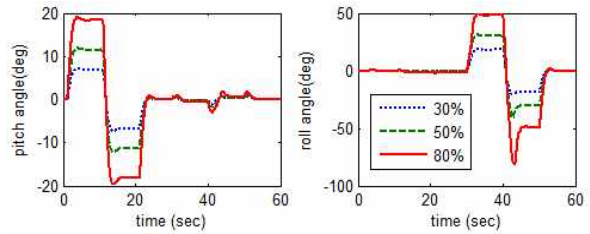


Fig 6. Pitch and roll angle response with autotrim

Fig 7에 작동기 명령과 트림작동기 변위 및 SAS 작동기 변위를 함께 도시하였다. SAS 작동기 변위가 50%가 되면 트림작동기가 움직이기 시작하여 작동기 명령을 따라가는 것을 볼 수 있으며 이에 따라 피치축 SAS 작동기는 포화되지 않으나 롤축 SAS 작동기는 조종간을 급격히 움직인 직후 수 초간 포화되는 것을 볼 수 있다.

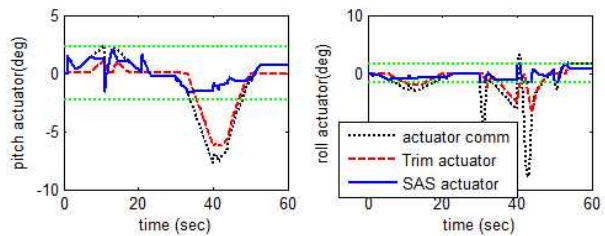


Fig 7. Comparison of actuator command, trim actuator deflection and SAS actuator deflection (80% control input magnitude)

오토트림을 사용하는 경우 트림작동기 변위와 SAS 작동기 변위가 합해져서 모터 블레이드 피치각을 변화시킨다. Fig 8에 트림작동기 변위와 SAS 작동기 변위의 합을 조종명령 크기와 함께 도시하였다.

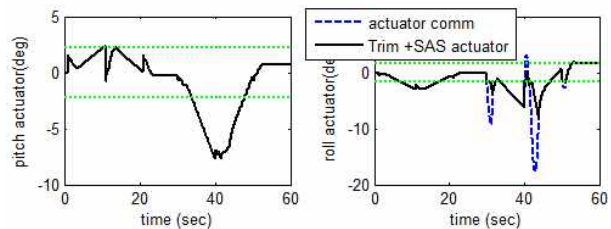


Fig 8. Comparison of actuator command and the sum of trim actuator and SAS actuator deflection (80% control input magnitude)

피치축의 경우 트림작동기 변위와 SAS 작동기 변위의 합이 조종명령과 정확히 일치되는데, 롤축의 경우에는 SAS 작동기가 포화되는 짧은 구

간에서 조종명령을 따르지 못하는 것이 확인되며, 롤 반응의 Overshoot을 설명한다.

2.3.2 저속 전진비행에서의 제어기 성능분석

저속 40km의 저속 비행조건에서 조종간 입력 크기가 10%, 30%, 50%인 경우에 대해 SAS 작동기 기반 FBW 시스템에 대한 롤 및 피치각 반응을 Fig 9에 나타내었다. 호버 조건 결과인 Fig. 5와 비교하면 호버 조건에서 조종명령 크기가 30% 인 경우에 비해 전진비행조건에서 조종명령 크기가 50% 로 더 크에도 불구하고 피치와 롤 반응이 조종명령을 더 잘 따르는 것을 볼 수 있다.

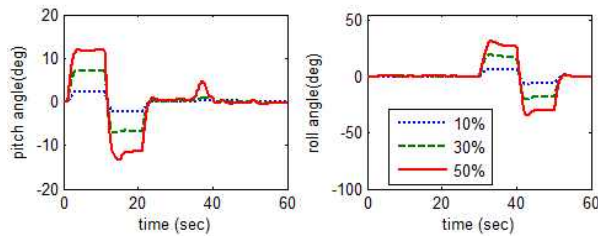


Fig 9. Pitch and roll angle response for various control input magnitude (45km/h)

전진비행에서는 조종명령 크기가 60%보다 더 커지면 자세각이 발산하는 데, 오토트림을 추가한 경우 헬리콥터 자세각 반응은 Fig 10과 같으며 이 결과는 호버 조건에서의 자세각 반응과 유사하다.

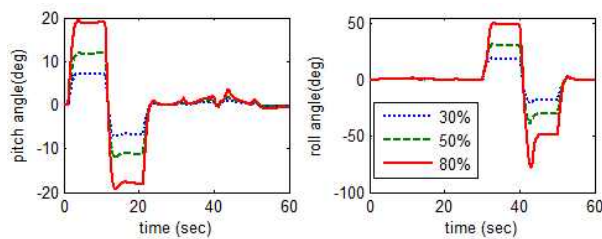


Fig 10. Pitch and roll angle response with autotrim (45km/h)

위 결과로부터 오토트림을 사용하지 않는 SAS 작동기 기반 FBW 시스템은 호버 조건에서 보다 전진비행에서 SAS 작동기 포화가 늦게 일어나 자세각 명령 반응 성능이 더 우수하며, 오토트림을 사용하는 경우에는 호버 조건과 전진비행 조건에서 유사한 성능을 보여주는 것을 확인하였다.

2.3.3 Pirouette 기동 성능

헬리콥터의 조종성은 비행시험을 통하여 입증되는 데, ADS-33E 에서는 임무 수행을 통하여 조종성을 확인할 수 있는 기동들로서 MTE (Mission Task Elements)를 정의하고 있다. ADS-33E 에서 요구하는 MTE 는 시야 상태와 헬리콥터 분류에 따라 다른 데, Utility 급 헬리콥터가 GVE(Good Visual Environment) 조건에서, 즉 쾌청한 날씨 주간에 비행하는 경우에는 호버, 착륙, 호버링선회, Pirouette, 수직기동, Slalom 등 13개의 기동에 대한 요구조건을 제시한다. 여기에서는 그 중 Pirouette 기동에 대한 시뮬레이션 결과를 분석하였다. Pirouette 기동은 호버 조건에서 반경 100ft의 원둘레를 따라 비행하되 헬리콥터의 기수가 항상 원 중심을 향하도록 하는 기동으로서 Table 1에 ADS-33E 에 명시된 바람직한 성능을 명시하였다.

Table 1. ADS-33 Pirouette requirements

Desired Performance	GVE
• Maintain a selected reference point on the rotorcraft within $\pm X$ ft of the circumference of the circle	10ft
• Maintain altitude within $\pm X$ ft	3 ft
• Maintain heading so that the nose of the rotorcraft points at the center of the circle within $\pm X$ deg	10 deg
• Complete the circle and arrive back over the starting point within:	45 sec
• Achieve a stabilized hover (within desired hover reference point) within X seconds after returning to the starting point	5 sec
• Maintain the stabilized hover for X sec	5 sec

반경 100ft 원둘레를 따라 45초에 한바퀴 돌기 위해서는 y축 방향 지상속도 8.2knot를 유지해야 하며, 헬리콥터 기수가 항상 원 중심을 향하도록 하기 위해서는 요 각속도가 8 deg/sec이어야 한다. 조종사에 의해 Pirouette 기동이 수행되어야 하지만, 본 연구에서는 조종사에 의한 조종 환경이 구축되지 않았기 때문에, 대신 요구되는 요각속도 명령과 횡방향 지상속도 명령을 이용하였으며 고도를 유지하도록 고도 제어를 이용하여 Pirouetter 기동을 구현하였다.

오토트림을 사용하지 않은 SAS 작동기 기반의 FBW 시스템에 대한 호버 상태에서 t=1초에 Pirouette 기동을 시작한 시뮬레이션 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 요 각속도와 y축 방향 지상속도가 요구되는 값을 거의 일정하게 유지하는 것이 확인되었다.

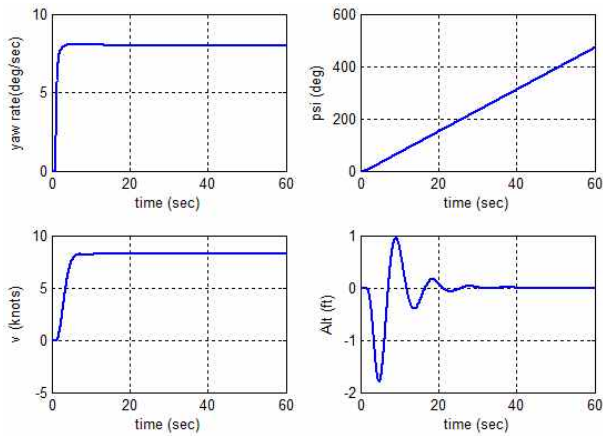


Fig 11. Major parameter response during Pirouette maneuver

Fig 12는 헬리콥터의 궤적을 보여준다. 반경 100ft 의 원 둘레를 정확히 비행하는 것을 볼 수 있는 데, 이는 조종사에 의한 조종명령이 아닌 이론적으로 요구되는 일정한 조종명령을 가했기 때문이다. 여기서 중요한 것은 정확한 Pirouette 기동 구현이 아니라 Pirouette 기동 중의 SAS 작동기 포화여부이다.

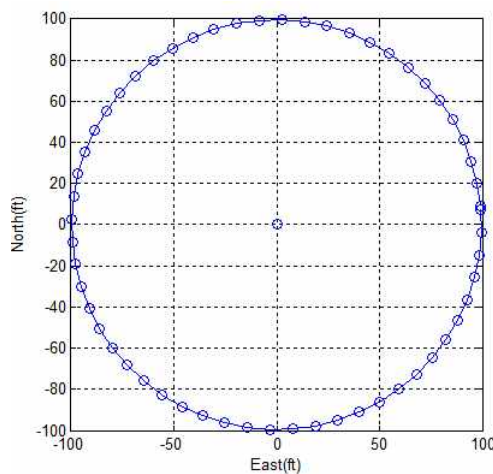


Fig 12. Pirouette maneuver by the SAS actuator based FBW system

Fig 13에 Pirouette 기동 중의 SAS 작동기 변위를 나타내었다. Fig 13에서 Pirouette 기동을 수행하는 동안 SAS 작동기 변위가 포화 변위값보다 훨씬 작은 값을 유지하므로 Pirouette 기동 중의 SAS 기반 FBW 시스템은 오토트림을 사용하지 않아도 Full Authority FBW 시스템과 동일한 만족한 성능을 보여준다.

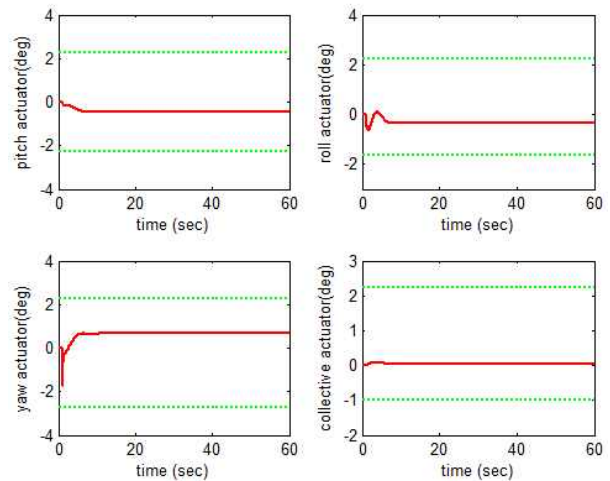


Fig 13. SAS actuator deflection during Pirouette maneuver

3. 결 론

본 논문에서는 헬리콥터의 기계식 자동비행 제어시스템에 사용되는 SAS 작동기를 이용하여 FBW 헬리콥터 제어법칙을 구현하는 시스템으로서 기계식 링크지에 연결되지 않은 조종간으로 조종하는 경우와 오토트림을 위해 기계식 링크지에 연결된 트림 작동기를 사용하는 시스템에 대해서 기술하고 시뮬레이션을 통하여 기존의 한정된 권한 시스템과 비교하였다.

BO-105 호버조건에 대하여 시뮬레이션을 수행한 결과 기존의 한정된 권한 시스템은 조종명령 크기가 조종간 전체 작동 범위의 15% 만 되어도 SAS 작동기가 포화되었으나, 기계식 링크지에 연결되지 않은 조종간으로 조종하는 새로 제안된 시스템은 30% 크기의 조종명령에서도 자세명령 추정 성능이 양호하였고 40% 보다 큰 조종명령에서는 SAS 작동기가 포화되어 헬리콥터 조종이 불가능하였다. 오토 트림 기능을 추가한 경우에는 조종명령 크기가 80%인 경우에도 SAS 작동기 포화가 짧은 구간에서만 포화가 발생하고 자세 명령 추정 성능이 양호한 것이 확인되었다. 시속 40km 의 전진비행 조건에서는 Hover 조건에 비행 작동기 포화가 더 늦게 발생되었다.

Pirouette 기동 시 SAS 작동기의 작동 변위는 포화 변위보다 훨씬 작은 것이 확인되었고, 그 결과 오토트림 도움 없이 Pirouette 기동을 완벽하게 구현하였다. 추후 연구에서는 다른 MTE 기동을 수행하는 경우에도 SAS 작동기 변위 크기를 확인하는 것이 필요하며 조종사가 수동으로

조종한 결과가 분석되어야 할 것이다.

SAS 작동기 기반 FBW 제어시스템이 기존의 한정된 권한 제어시스템보다 SAS 작동기 포화가 늦게 발생하며, 오토트림으로 SAS 작동기 포화 문제를 해결할 수 있으므로 기존 기계식 조종계통 기반 헬리콥터에 장착되어 있는 자동비행제어 시스템을 이용함으로써 별도의 큰 개조나 어려움 없이 Full Authority FBW 헬리콥터 수준의 조종성을 구현할 수 있다. 그러나 3중화로 구성된 Full Authority FBW 시스템과는 달리 일반 헬리콥터의 자동비행제어시스템은 2중화로 구성되어 있고 특히 트림 작동기는 단일화되어 있지 않으므로 비행 중 고장 발생을 대비하기 위하여 하나의 조종간은 기계식 링크지에 연결시켜 비상시 수동으로 조종할 수 있도록 하는 것이 요구된다.

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, Arizona, May 9-11, 2006.
- 4) 김응태, 최인호, 이장호, 이석천, 강영신, 현정욱, "기계식 자동비행제어시스템을 이용한 헬리콥터 자세명령반응타입 제어법칙 설계" 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, Nov. 2012.
- 5) 김응태, 최인호, 현정욱, "안정성증강 작동

기와 트림 작동기를 이용한 헬리콥터 자세명령반응타입 제어시스템 설계", 한국항공우주학회지, 제21권 4호, Dec. 2013.

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