

틸트로타 무인항공기의 헬기모드 정지비행 SAS 설계

SAS Design of the Tilt-rotor UAV for Hovering Condition in Helicopter Mode

유 혁, 이장호*, 김응태(한국항공우주연구원), 박범진(충남대학교)

1. 서 론

틸트로타 무인항공기는 항공기의 형상이 헬기 모드, 천이 모드, 고정익 모드의 3가지로 구분되며, 항공기의 형상에 따라 운동 특성이 달라진다. 조종사가 항공기의 조종면을 직접 제어하는 수동조종을 통하여 틸트로타 항공기를 운용하기 위해서는 조종사의 조종명령과 항공기의 운동이 일치하도록 항공기의 조종면을 제어하여야 한다. 이를 위해 조종 혼합기(control mixer)가 사용되며, 이 장치는 조종사의 조종 명령과 실제 항공기의 조종면 동작을 항공기의 형상에 따라 조정하는 역할을 수행한다 1).

그런데 조종 혼합기가 잘 설계되어 있더라도, 항공기의 형상에 따라 항공기의 운동특성이 달라지면 수동조종시 조종사가 항공기 형상에 따른 항공기 특성을 고려하여 조종하여야 하므로 조종사 업무 부담이 크게 증가하게 된다. 특히 항공기의 동적 특성이 불안정한 경우에는 수동조종을 통한 무인항공기의 운용자체가 불가능해질 수도 있게 된다. 이러한 경우 안정성 증강장치(stability augmentation system, 이하 SAS)를 통하여 항공기의 안정성을 확보하고 항공기 형상에 따른 항공기의 운동 특성을 일정하게 할 수 있다 2-3).

본 논문에서는 틸트로타 무인항공기의 안정성 증강장치 설계 결과를 기술하였다. 항공기의 형상이 헬기 모드일 때 정지비행 상태의 피치 채널 안정성 증강장치 (이하 피치 채널 SAS) 설계 결과를 기술하였다. 피치 채널 SAS의 구조는 피치각속도와 피치각을 제환하는 전형적인 형태이며, 근궤적도와 시간응답을 통하여 제어기 이득을 선정하였다. 2장에서는 항공기의 선형 모형을 소개하고, 3장에서는 피치 채널 SAS의 설계 결과를 기술하고, 4장에서 결론을 맺었다.

2. 항공기 선형 모형

피치 채널 SAS 설계에서 사용할 항공기의 선형모형은 비선형 시뮬레이션 프로그램에 수치 선형화 방법을 적용하여 얻었다. 이를 위해 헬리콥터 모드 정지비행 상태에 대한 트림조건을 계산하고, 이 트림조건을 기준으로 섭동법을 적용하여 선형 모형을 계산하였다 4). 항공기의 종방향 선형 상태 방정식은 아래와 같이 표현된다.

$$\dot{x}_{lon} = A_{lon}x_{lon} + B_{lon}u_{lon} \quad (1)$$

여기서 x_{lon} 은 상태변수벡터로 $x_{lon} = [u \ w \ q \ \mu \ -]$ 와 같이 구성되며, u 와 w 는 각각 동체좌표축의 x 방향 및 z 방향 속력을 나타내며, 단위는 ft/s 이다. q 는 피치각속도이며 단위는 rad/s 이며, μ 는 피치각이며 단위는 rad 이고, $-$ 는 엔진 속력으로 단위는 rad/s 이다. u_{lon} 은 입력변수벡터로 $u_{lon} = [u_{COL} \ u_{LN}]$ 와 같이 구성되며, u_{COL} 는 컬렉터브 피치입력으로 단위는 $inch$ 이며, u_{LN} 는 종방향 피치입력으로 단위는 $inch$ 이다. 그리고 상태방정식의 시스템 행렬은 아래와 같이 표현된다.

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} 0.01027 & 0.001388 & 0.7812 & -32.18 & 0.005274 \\ -0.03553 & -0.3197 & -0.03553 & -0.1776 & -1.03 \\ -0.000334 & 0.000538 & -0.1433 & 0 & 0.000562 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -0.02208 & 0.26490 & -0.872 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} 0.02429 & 1.155 \\ -4.512 & 0 \\ -0.000345 & -0.2042 \\ 0 & 0 \\ -3.565 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

항공기의 횡방향 선형 모형의 상태 방정식은 아래와 같이 표현된다.

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat}x_{lat} + B_{lat}u_{lat} \quad (4)$$

여기서 x_{lat} 은 상태변수벡터로 $x_{lat} = [v \ p \ r \ \dot{A}]$ 와

같이 구성되며, V 는 동체좌표축의 y 방향 속력을 나타내며, 단위는 ft/s 이다. p 와 r 은 롤각속도와 요각속도로 단위는 rad/s 이며, A 는 롤각으로 단위는 rad 이다. U_{lat} 는 입력변수벡터로 $U_{lat} = [U_{LT} U_{PD}]$ 와 같이 구성되며, U_{LT} 는 횡방향 피치입력으로 단위는 $inch$ 이며, U_{PD} 는 페달 입력으로 단위는 $inch$ 이다. 그리고 상태방정식의 시스템 행렬은 아래와 같이 표현된다.

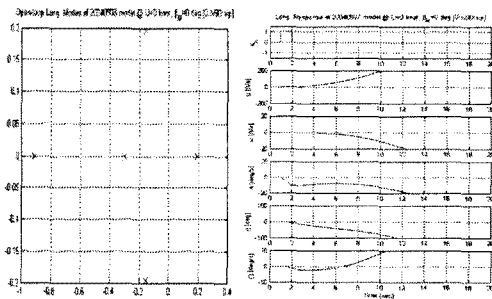
$$A_{lat} = \begin{bmatrix} -0.02495 & -0.7039 & -0.05034 & 32.18 & 0 \\ -0.002106 & -0.6547 & 0.1511 & 0 & 0 \\ -0.000213 & 0.1277 & -0.009421 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.005112 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} -0.04081 & 0.2412 \\ 0.3708 & 0.01381 \\ -0.02819 & 0.1158 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

3. 피치채널 SAS 설계

3.1 항공기 종방향 운동 특성

항공기의 종방향 운동 특성을 분석하기 위해 시스템 행렬 A_{lon} 의 극점을 실수-허수 좌표계에 나타내면 그림 1의 좌측그림과 같다. 우측평면에 위치하는 극점으로 인해 불안정한 모드가 존재함을 알 수 있다. 항공기의 종방향 피치입력 U_{LN} 에 singlet형태의 조종입력을 가한 경우 항공기의 시간응답은 그림 1의 우측그림과 같다.



<그림 1> 항공기 종방향 운동모형의 극점(좌측)과 Singlet 종방향 피치 입력에 대한 항공기 시간 응답 (우측)

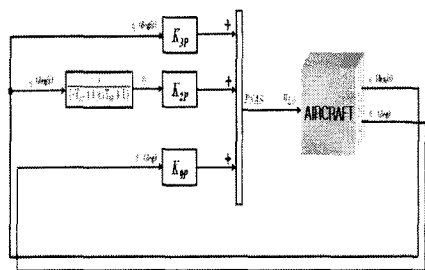
항공기는 (+) 방향 종방향 피치 입력에 대해 (-) 방향 피치 운동을 한다. 이는 조종사가 조종간을 밀었을 때, 항공기가 기수 숙임(nose down) 운동을 하는 것이다. 항공기의 운동은

singlet 입력 후에 평형 상태로 복원되지 않고 발산하는 현상을 보인다. 이는 그림 1의 좌측그림에서 우측평면에 위치하는 극점에 의한 운동 특성이다.

항공기가 이러한 불안정 운동특성을 갖는 경우 조종사가 지속적으로 복원 조종을 해야 하므로 조종 업무 부담이 크게 증가한다. 또한 무인항공기의 경우에는 지상 조종사가 직접 종방향 피치 입력을 제어하는 경우 여러 형태의 시간 지연으로 인해 항공기의 조종이 매우 어렵게 된다. 이러한 항공기의 운동 특성은 안정성 증강장치(SAS)를 채용하여 개선할 수 있다.

3.2 피치방향 SAS 구조

피치 방향 SAS의 구조는 그림 2와 같이 피치각속도와 피치각을 궤환하는 형태를 사용하였다. 피치각속도 궤환에서는 비례제어기 K_{3p} 와 미분제어기 K_{2p} 를 사용하였으며, 피치각 궤환에서는 비례제어기 K_{9p} 만을 사용하였다. 그리고 피치각속도 궤환의 미분제어기에는 $\frac{1}{(3.15s+1)^2}$ 의 저주파 통과 필터를 사용한다. 이 필터는 피치각속도 센서신호의 고주파 잡음을 제거하여, 미분에 의해 고주파 잡음이 증폭되는 것을 방지하도록 하였다.



<그림 2> 피치채널 SAS의 구조

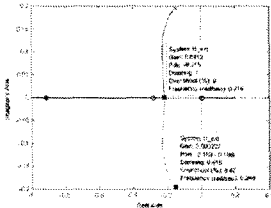
3.3 피치각속도 궤환 비례제어기 K_{3p} 설계

3.3.1 K_{3p} 변화에 따른 페루프 극점 변화

피치각속도 궤환 비례 제어이득인 K_{3p} 를 결정하기 위해 종방향 피치입력 U_{LN} 에서 피치각속도 G 로의 전달함수를 계산하면 아래와 같다.

$$\frac{q(s)}{u_{LN}(s)} = \frac{-11.7004s(s+0.9104)(s+0.2808)(s-0.007884)}{(s+0.911)(s+0.3027)(s-0.1931)(s+0.1520 \pm j0.1960)} \quad (7)$$

제어이득의 결정을 위해 이 전달함수에 의한 근 궤적도를 그리면 그림 3과 같다.



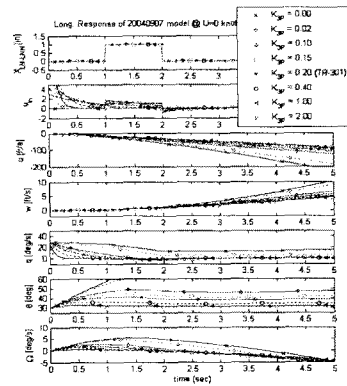
<그림 3> K_{3P} 변화에 따른 폐루프 극점의 변화

K_{3P} 의 값이 증가되면 우측평면의 극점은 왼쪽으로 이동하여 불안정 모드의 발산 속도가 느려지며, 좌측평면에 있는 극점 중의 1개는 왼쪽으로 이동하여 응답속도가 빨라진다. 또한 $K_{3P}=0$ 인 경우 진동모드를 나타내는 극점은 실수축으로 이동하고, $K_{3P}=0.041$ 에서 실수축을 만난 다음 좌우측으로 각각 이동한다. 이때 좌측으로 이동하는 극점은 K_{3P} 변화에 크게 민감하지 않으며, 오른쪽으로 이동하는 극점은 허수축으로 이동하여 장주기 운동을 더욱 느리게 한다. K_{3P} 선정을 위해서는 실수축의 좌측평면에서 제일 좌측에 있는 극점의 위치를 항공기의 응답속도를 만족하도록 선정한다. K_{3P} 를 작게 하면 할수록 극점이 좌측으로 이동하여 응답속도가 향상되나 이를 위해 요구되는 SAS 출력이 크게 증가하게 된다. 그러나 종방향 피치 입력 제한, 작동기 각속도 제한, 조종면 변위각 제한 등으로 u_{LN} 에는 변위 및 변화를 한계가 존재하며, K_{3P} 선정시에는 이를 고려하여야 한다.

3.3.2 K_{3P} 변화에 따른 항공기 시간 응답

K_{3P} 변화에 따른 항공기의 시간응답을 계산하면 그림 4와 같다. 이때 항공기의 초기 상태는 피치각, 피치각속도가 각각 30도 및 30도/초이고, 다른 상태변수는 0으로 설정하였다. 피치채널 SAS를 사용하지 않는 경우인 $K_{3P}=0$ 인 경우에는 항공기의 상태가 평형으로 복원되지 않고 상

태변수의 값이 서서히 발산하는 것으로 알 수 있으며, K_{3P} 값이 증가함에 따라 항공기 상태가 안정화됨을 알 수 있다. 특히 피치각속도는 초기 상태인 30 deg/s에서 0인 값으로 접근하여 피치각속도 궤환에 의한 피치채널 SAS의 기능을 보여 준다. 피치각은 SAS를 사용하지 않은 경우에는 발산하지만 SAS를 사용하면 일정값으로 유지함을 알 수 있다. K_{3P} 의 값이 증가하면 피치각속도가 0으로 접근하는 속도가 빨라지나 이에 비례하여 SAS의 출력신호인 u_{LN} 값이 증가함을 알 수 있다.



<그림 4> K_{3P} 변화에 따른 항공기의 시간응답

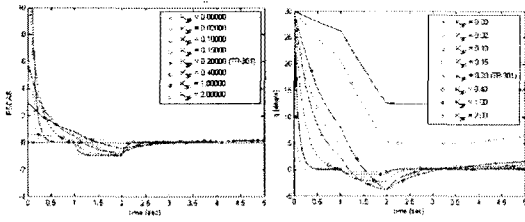
K_{3P} 값의 선정을 위해 피치채널 SAS 출력 신호인 PSCAS와 피치각속도의 시간응답을 그리면 그림 5와 같다. 이 그림에서 K_{3P} 값을 0.2로 사용하는 것이 적절함을 알 수 있다. K_{3P} 값의 분석을 위해 아래와 같은 성능지수를 정의하고, K_{3P} 와 성능지수간의 관계를 그리면 그림 5와 같다.

$$J_{PSCAS} = \int_0^5 |PSCAS(t)| dt \quad (8)$$

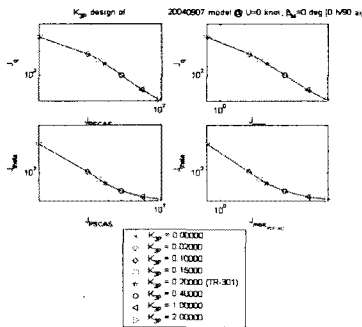
$$J_{PSCAS_{max}} = \max |PSCAS(t)| \quad (9)$$

$$J_q = \int_0^5 |q(t)| dt \quad (10)$$

$$J_u = \int_0^5 |u(t)| dt \quad (11)$$



<그림 5> K_{3p} 변화에 따른 피치채널 SAS 출력 (PSCAS) (좌측)과 피치각속도의 변화(우측)



<그림 6> K_{3p} 변화에 따른 성능지수 변화

그림 6의 좌측상단에 위치한 그림은 J_{PSCAS} 와 J_q 의 분포로 두 성능지수가 반비례함을 보여주고 있다. K_{3p} 가 커지면 J_{PSCAS} 는 증가하나 J_q 가 감소하여 피치채널 SAS의 성능이 향상됨을 알 수 있다. 그러나 조종면 변위 및 조종면 작동기 각속도 한계 등으로 J_{PSCAS} 이 어느 정도 이상으로 증가하면 조종면의 운동이 제어명령을 추종하지 못하게 되어 항공기의 실제 운동이 시뮬레이션 결과와 달라지게 된다. 이는 J_q 가 감소하지 않는 형태로 나타나게 된다. 조종면 운동에 관련한 한계들이 명확히 정의되어 이러한 특성이 시뮬레이션에 포함하여 그림 6을 재작성하면 이를 통하여 K_{3p} 를 선정할 수 있게 된다. 이 논문에서는 이 부분은 고려되어 있지 않으므로, 시간응답을 분석하여 K_{3p} 를 선정한다. 이러한 성능지수를 이용하여 K_{3p} 의 선정을 자동으로 할 수 있는 프로그램을 개발할 수 있다. 그림 6의 다른 그림들은 좌측상단의 그림과 유사한 결과를 보여줄 수 있다.

3.4 피치각속도 제환 미분제어기 K_{2p} 설계

K_{2p} 는 피치각속도 제환의 미분제어기로 K_{3p} 에 의한 비례제어기의 성능을 보조하는 역할을 수행한다. 미분제어기는 피치각속도 신호의 미분신호를 사용하므로, 피치각속도 신호 잡음에 의한 영향을 제거하기 위하여 저주파 통과 필터를 사용하고 있다.

K_{2p} 의 설계에서는 비례제어기 루프를 내부 루프로 사용한다. 이를 위해 K_{3p} 를 0.2로 하여 비례제어 루프를 닫은 다음, 입력 u_{LN} 에서 저주파 통과 필터 후단 q 까지의 전달함수를 계산하면 아래와 같다.

$$\frac{q(s)}{u_{LN}(s)} = \frac{-1.1792s^2(s+0.9104)}{(s+2.48)(s+0.9101)(s+0.3175)^2} \frac{(s+0.2808)(s-0.007884)}{(s+0.2773)(s+0.07106)(s-0.07365)} \quad (12)$$

K_{2p} 변화 시 페루프 극점의 변화는 $\frac{q_f(s)}{u_{LN}(s)}$

의 근궤적도 그림 7의 좌측그림에서 알 수 있다. K_{2p} 변화시 실수 축 근처에 있는 극점보다 -1.5에서 실수축을 만나는 근궤적을 따라 극점의 위치가 많이 변화됨을 알 수 있으며, 이 부분의 극점 위치가 시스템 특성 변화에 많은 영향을 주게 된다.

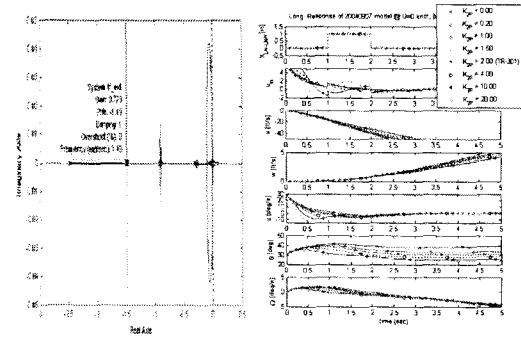
K_{2p} 변화시 비례/미분제어기를 동시에 사용하는 경우의 항공기 시간응답을 계산하면 그림 7의 우측그림과 같다. K_{2p} 가 0인 경우는 비례제어기만을 사용하는 경우이며, K_{2p} 가 증가함에 따라 피치각속도 q 가 0에 빨리 접근하고, 피치각 μ 도 초기값인 30도에 근접하여 수렴함을 알 수 있다. 또한 K_{2p} 가 4.0 이상이 되면 과도응답이 지나치게 커지고, 항공기 종방향 피치 입력 신호도 과도하게 되어 제어 성능이 나빠짐을 알 수 있다. 이 결과로부터 K_{2p} 를 2.0으로 선정할 수 있다.

3.5 피치각 제환 비례제어기 K_{9p} 설계

피치각속도 제환만을 사용하면 피치각이 0으로 수렴하지 않고 초기 값을 유지하게 된다. 피치각 제환을 이용하면 피치각을 제어할 수 있으며, 그림 2의 K_{9p} 는 피치각 제환의 비례제어기이다. K_{9p} 의 설계를 위해서는 종방향 피치 입력

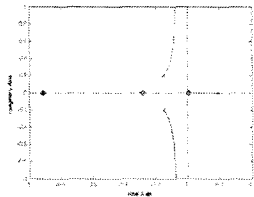
U_{LN} 에서 항공기 피치각 μ 로의 전달함수를 계산하면 아래와 같다.

$$\frac{U(s)}{U_{LN}(s)} = \frac{-11.7004(s+0.9104)(s+0.2808)(s-0.007884)}{(s+0.9111)(s+0.3027)(s-0.1931)(s+0.1520 \pm j0.1960)} \quad (13)$$



<그림 7> K_{9P} 변화에 따른 페루프 극점의 변화 (좌측) 및 항공기 시간 응답 (우측)

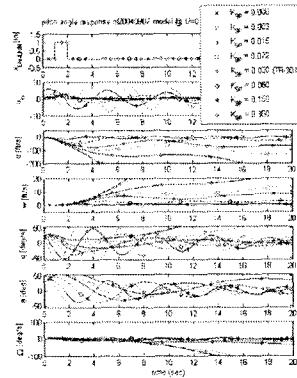
K_{9P} 변화시 페루프 극점의 변화는 $\frac{U(s)}{U_{LN}(s)}$ 의 근궤적도로부터 알 수 있다. 그림 8은 이를 나타내며, K_{9P} 가 증가할 때, 우측평면의 불안정 극점은 실수축방향으로 이동하여 불안정 모드가 매우 느려지게 된다. 또한 진동모드를 나타내는 극점은 진동수가 증가하여 반응속도가 빨라지나 댐핑 특성이 나빠지게 된다. K_{9P} 의 설계는 진동모드의 댐핑 특성, 반응속도 및 제어 신호의 크기를 통하여 결정할 수 있다.



<그림 8> K_{9P} 변화에 따른 페루프 극점의 변화

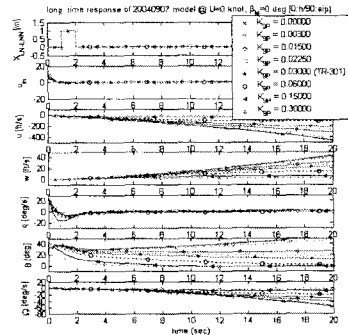
K_{9P} 변화시 항공기 시간응답을 계산하면 그림 9와 같다. K_{9P} 가 0인 경우는 SAS를 사용하지 않는 경우로 항공기의 응답이 불안정하며, 피치각 궤환 비례제어기를 사용하여 K_{9P} 값이 0.015 이상이 되면 항공기 응답이 안정화됨을 알 수 있다. 그러나 피치각 궤환을 통해서는 항공기

의 상태를 안정화 할 수 있지만, 피치각이 진동하는 특성을 제거할 수 없을 알 수 있다. 이는 K_{9P} 변화에 따른 근궤적도에서 예상되는 바와 일치하는 특성이다.



<그림 9> 피치각 궤환 비례제어기 사용시 K_{9P} 변화시 항공기의 시간 응답

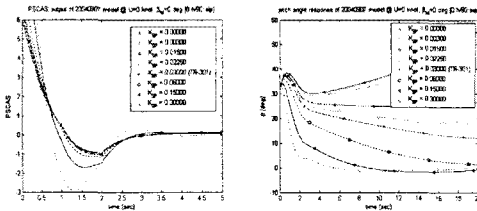
피치각속도 궤환 루프를 피치각 궤환 루프와 동시에 사용하게 되면 항공기 응답 특성을 개선할 수 있다. 이러한 경우 K_{9P} 변화에 따른 항공기 시간 응답을 계산하면 그림 10과 같게 된다. 피치각속도 궤환을 사용함에 따라 피치각의 진동 현상이 제거되며, 피치각 궤환을 통하여 피치각이 0으로 수렴하는 특성을 얻게 된다.



<그림 10> 피치각속도/피치각 궤환 제어기 사용시 K_{9P} 변화시 항공기의 시간 응답

항공기 시간 응답으로부터 K_{9P} 를 선정할 수 있다. 항공기 응답에서 피치방향 SAS 출력, 피치각 응답을 그리면 그림 11과 같게 된다. K_{9P} 값이 커지면 피치채널 SAS의 출력인 PSCAS

신호도 증가되나, 피치각은 더 빠르게 0으로 접근함을 알 수 있다. $K_{g\rho}$ 는 작은 PSCAS와 빠른 피치각 수렴성을 제공하는 값으로 결정하여야 한다.

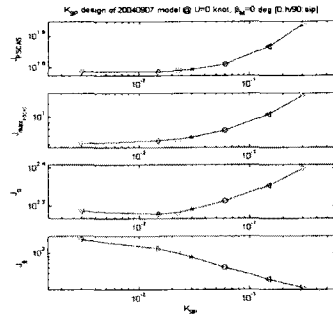


<그림 11> 피치각속도/피치각 제한 제어기 사용시 $K_{g\rho}$ 변화시 피치 SAS 출력과 피치각 변화

식 (8)-(11)의 성능지수를 $K_{g\rho}$ 변화에 대해 나타내면 그림 12와 같게 된다. $K_{g\rho}$ 값이 증가하면 PSCAS 적분치인 J_{PSCAS} 값과 피치각속도 적분 값인 J_g 가 증가하나, 피치각 적분 값인 J_θ 는 감소함을 알 수 있다. 이 그림에서 $K_{g\rho} = 0.02$ 가 적절함을 알 수 있다.

4. 결론

틸트로타 무인항공기의 헬리콥터 모드 정지 비행 상태의 피치채널 안정성 증강장치 설계결과를 기술하였다. 안정성 증강장치는 피치각속도 제한 비례/미분 제어기와 피치각 제한 비례제어기를 사용하는 구조를 사용하였다. 제어기의 이득은 근계적도와 항공기 시간응답을 통하여 결정하였다. 제어이득이 증가하면 안정성 증강 장치 출력신호가 증가하나 피치각속도나 피치각은 감소하였으며, 이들 간의 관계를 성능지수의 비교를 통하여 분석하였다. 이 논문에서는 단순히 PSCAS의 크기와 피치각속도 또는 피치각 크기를 통하여 제어기 이득을 결정하였으나, 향후에는 비행성, 조종성 등에서 도출되는 항공기 개발 사양 및 항공기 모형 불확실성 및 시간 지연 등에 대한 강인성, 파라미터 민감성 등을 함께 검토하여 이득 값을 결정하여야 한다.



<그림 12> $K_{g\rho}$ 변화에 따른 성능지수 분포

또한 헬기모드 정지비행 조건에 대하여 요체널 및 롤채널 안정성 증강장치를 설계하여야 한다. 그리고 이를 항공기 전체 비행영역 (헬기모드, 천이모드, 항공기 모드)에 대해 제어 설계를 수행하고, 이 결과를 토대로 이득 계획법을 적용할 수 있도록 제어기 이득의 보간 방법을 결정한다. 이를 위해서는 매우 많은 비행조건에 대한 제어 설계가 요구된다. 이를 위해 제어기 이득을 자동으로 선정하는 프로그램을 개발하면 제어 설계 시간을 대폭 감소시킬 수 있다. 항공기 전 비행영역에 대한 제어 이득 계획이 완료되면 이를 비선형 시뮬레이션과 실시간 모의 시험장치를 통하여 그 성능을 검증하는 일을 수행하여야 한다. SAS의 최종적인 성능은 비행시험을 통하여 확인되어야 한다.

후기

이 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

- 1) 유창선, “스마트 무인기 조종 개념 정의”, 한국항공우주연구원 내부보고서, SUDC-ED-B1-02-041-R0, 2003.
- 2) Brian L. Stevens, Frank L. Lewis, “Aircraft Simulation and Control,” Wiley-Interscience, 2003.
- 3) Jan Roskam, “Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls”, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.