

비행조종성능을 위한 헬리콥터 FBW 비행제어법칙 설계

최인호^{1*}, 김응태¹, 현정욱¹
¹한국항공우주연구원

Helicopter FBW Flight Control Law Design for the Handling Quality Performance

In-Ho Choi^{*}, Eung-Tai Kim¹ and Jung-Wook Hyun¹

¹Korea Aerospace Research Institute

요약 본 논문은 헬리콥터 비행조종성능을 위한 비행제어법칙 설계에 대한 연구이다. 헬리콥터 비행조종성능관련 규격은 MIL-F-83300, ADS-33E이 사용되고 있으며, 이러한 요구조건을 만족하기 위한 자세 명령 타입의 제어가 요구되고 있다. 본 논문에서는 ACAH 형태의 제어기설계와 성능 평가에 대해 기술하였다. 헬리콥터 동력학 방정식은 로터 동력학을 포함한 비선형 시뮬레이션 모델을 개발하고 정지 비행에서 전진속도까지 속도별로 트림조건을 이용한 선형모델을 구하여 사용하였다. 제어기 설계는 비행조종성을 만족하기 위해 명령모델추종방식을 사용하였고, 피드포워드 계인을 위한 단순한 역모델을 사용하였으며, 축간의 커플링을 줄이기 위한 디커플링 로직과 페이즈 모델이 적용되었으며 선형모델을 이용하였다. 비행성능 평가는 매트랩 기반의 Conduit을 이용하여 수행하였으며, 레벨 1의 기준을 만족함을 확인하였다.

Abstract This paper is regarding the helicopter flight control law design for the handling quality performance. MIL-F-83300 and ADS-33E specification is used of the helicopter flight handling quality and to meet these requirements, ACAH type controller is required. This paper described the ACAH type controller design and performance evaluations. Helicopter dynamics first developed as nonlinear dynamics including rotor dynamics and then linear model was extracted from hovering to forward flight mode using trim condition. Control law used the model following to meet the handling qualities, the simple inverse model as feed forward gain, decoupling logic and phase model to decouple the axes, and linear model to calculate the coefficients. Handling quality evaluation used the matlab based Conduit tool and verified that Level 1 requirement is satisfied.

Key Words : ACAH, ADS-33E, Helicopter, Flight control

1. 서론

지경부와 국방부의 민군협력사업으로 시작된 한국형 헬리콥터 개발사업이 2012년도에 성공적으로 완료되고 양산에 진입함으로써 헬리콥터에 대한 연구가 국내에서도 많이 진행되고 있고, 특히 해외에서 기술이전을 기피하고 있는 비행제어시스템에 대한 연구의 중요성이 높아지고 있다. 현재 국내의 기술 취약부분인 비행제어시스템

개발을 위해 과제가 수행중이고, 이는 향후 추진하고 있는 민수 헬기 사업, 공격 헬기 사업등 많은 체계사업을 위해 활용이 가능하다.

본 연구는 이러한 국내의 기술적 필요성에 의한 핵심 연구로써 헬리콥터의 조종성능을 만족하기 위한 제어법칙 설계에 대한 것이다. 일반적으로 전진비행시 헬리콥터는 세로축에 대해서 4차 시스템으로 2개의 실수의 고유값을 갖고 한 쌍의 복소수 고유값을 갖는다. 실수값의 고

본 논문은 산업융합원천기술개발사업(신산업-주력산업)으로 수행되었음.(지식경제부)

*Corresponding Author : In-Ho Choi(KARI)

Tel: +82-42-860-2361 email: inho@kari.re.kr

Received January 21, 2013

Revised March 11, 2013

Accepted April 11, 2013

유값은 느리게 감쇄하는 히브 모드(Heave Mode)와 빠르게 감쇄하는 피치 모드(Pitch Mode)를 가지고 한 쌍의 복소수 고유값은 피치축에 대해서 동적으로 불안정한 플러그이드(phugoid) 진동을 나타낸다.

가로축에 대해서는 세로축과 마찬가지로 4차 시스템으로 2개의 실수와 한 쌍의 복소수 고유값을 갖고, 두 개의 실수 고유값은 각각 느리게 감쇄하는 스파이럴 모드(spiral mode)와 빠르게 감쇄하는 롤 모드(Roll Mode)를 갖고, 복소수 고유값은 요축에 대해서 감쇄가 작은 더치롤(Dutch Roll) 진동을 나타낸다. 호버링시에도 비슷하며 더치를 진동이 허수축으로 더 이동하여 약간 더 불안정한 시스템이 된다. 위에서 설명한 헬리콥터의 불안정성뿐만 아니라 헬리콥터의 상승을 위해서 콜렉티브 레버를 움직이면 이에 따른 요축방향의 반작용이 생기고 조종사는 미끄럼비행을 피하기 위해 페달입력을 동시에 가해야 한다. 또한 전진 비행시에도 수평비행을 하기 위해서는 속도가 증가됨에 따라 로터가 반시계 방향으로 회전하는 헬리콥터를 기준으로 스틱을 왼쪽으로 명령을 하여야 한다. 이와 같이 헬리콥터는 불안정성과 축커플링은 제어 가능하나 조종사의 많은 주의력을 필요로 하기 때문에 비행조종로직을 이용하여 안정성과 조종성능 비행을 향상시킴으로써 조종사의 부담을 줄일 수 있다. 특히, 국제 조종규격인 ADS-33E에서는 시야가 좋지 않은 비행 조건에 해당되는 UCE(Usable Cue Environment) 2 또는 3인 경우 Level 1을 만족하기 위해서 사이클릭 조종간 조작에 따라 롤 또는 피치 자세각이 직접적으로 변하는 자세 명령(Attitude Command)나 Translational Rate Command(TRC) 또는 위치 유지(Position Hold) 반응 타입을 요구하고 있다.[1] 선진국에서의 제어기 설계에 대한 연구는 AH-64D 와 UH-60을 중심으로 진행되어 왔다.[2, 3]

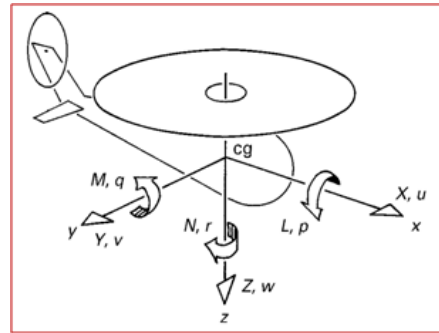
본 논문은 제어기 설계를 위해서 BO-105모델을 헬리콥터 모델로 선정하였고, 헬리콥터 비선형 동역학 방정식 및 선형 모델을 기술하고, 제어기 설계 및 조종성능 평가를 위한 시뮬레이션으로 구성하였다.

2. 제어기 설계

2.1 헬리콥터 동역학 방정식

헬리콥터 모델링은 BO-105를 사용하였으며, 수학적 모델링을 위한 좌표는 Fig. 1과 같이 정의한다.

헬리콥터의 6자유도 강제 운동방정식은 다음과 같이 식 (1), (2), (3), (4), (5), 와 (6) 로 표현할 수 있다.



[Fig. 1] CG Fixed Helicopter Coordinate System

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m} X \quad (1)$$

$$\dot{v} = -ru + pw + g \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m} Y \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + \frac{1}{m} Z \quad (3)$$

$$\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 L + c_4 N \quad (4)$$

$$\dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \quad (5)$$

$$\dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 L + c_9 N \quad (6)$$

여기서, 모멘트 방정식의 상수는 다음과 같이 정의된다.

$$c_1 = \frac{(J_x - J_z)J_z - J_{xz}^2}{\Gamma},$$

$$c_2 = \frac{(J_x - J_y + J_z)J_{xz}}{\Gamma}, \quad c_3 = \frac{J_z}{\Gamma}, \quad c_4 = \frac{J_{xz}}{\Gamma},$$

$$c_5 = \frac{J_z - J_x}{J_y}, \quad c_6 = \frac{J_{xz}}{J_y}, \quad c_7 = \frac{1}{J_y},$$

$$c_8 = \frac{(J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2)}{\Gamma}, \quad c_9 = \frac{J_x}{\Gamma},$$

$$\Gamma = J_x J_z - J_{xz}^2$$

그리고, X, Y, Z, L, M, N 은 각각 헬리콥터에서 발생하는 힘과 모멘텀을 나타내는 것으로서 주로터, 꼬리로터, 동체, 수직 안정판, 수평안정판으로부터 합성적으로 계산되는 값이다.

오일러 각을 이용한 헬리콥터 자세를 표현하는 식은 다음과 같다.

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (9)$$

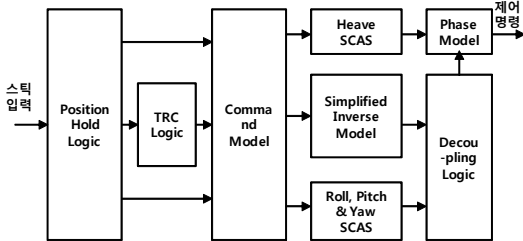
로터 동력학은 플랩, 래그, 회전수를 포함하여 Blade Element 이론을 이용하여 계산하였고, 비선형방정식은 위 6자유도를 포함하고, 8차의 플랩 방정식, 8차의 래그 방정식, 3 차의 인플로우 방정식, 4차의 테일로터 방정식, 회전수 1차식으로 구성되는 비선형시스템으로 구축하였다. 제어기 설계를 위한 선형시스템은 비선형시스템의 전진 속도별 트림조건을 이용하여 계산하였고, 6자유도 운동방정식에 비해 로터 운동방정식이 빠르기 때문에 시간 분리이론을 적용하여 다음과 같은 선형모델을 유도하였다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (10)$$

여기서, $\mathbf{x} = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x, y, h]$, $\mathbf{u} = [\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}, \theta_{TR}]$ 이고 θ_0 는 주로터 콜렉티브 피치각, θ_{1c} 가로축 사이클릭 피치각, θ_{1s} 세로축 사이클릭 피치각, θ_{TR} 는 꼬리로터 콜렉티브 피치각으로 제어 입력에 해당된다.

2.2 모델추종방식의 제어기 설계

제어기는 Fig. 2와 같이 명령모델(Command Model)과 역변환 모델(Inverse Plant Model)로 구성된 모델추종(Model Following) 제어기를 사용하였다.



[Fig. 2] Control Law Structure

모델 추종 제어기에 사용되는 롤 및 피치 자세 명령 모델은 다음과 같이 2차식으로 구성하였다.

$$\frac{\theta_c, \phi_c}{\Delta \delta_{cyclic}} = G_{cyclic} \frac{\omega^2}{s^2 + 2\zeta \omega s + \omega^2} \quad (11)$$

여기서 G_{cyclic} 은 조종간 변위에 따른 자세각 변화율을 정하는 민감도이고 댐핑계수(ζ)와 Break 주파수(ω)는 조종입력에 대한 자세각의 반응 특성을 결정하는 주요 변수로서, 댐핑계수는 통상 0.7을 사용하고 Break 주파수는 ADS-33E에서 요구하는 Bandwidth로 결정 되는 데, 여기서는 피치축은 2.0 rad, 롤축은 3.0 rad을 사용하였다. 히브축(Heave Axis)와 요축(Yaw Axis)은 간단한 1차식을 사용하였다.

디커플링계수를 구하기 위한 헬리콥터 각속도에 대한 선형 운동모델은 아래 식으로 표현될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_u & M_w & M_q & M_v & M_p & 0 \\ L_u & L_w & L_q & L_v & L_p & L_r \\ N_u & N_w & 0 & N_v & N_p & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ v \\ p \\ r \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$+ \begin{bmatrix} M_\theta & M_\beta & M_\alpha & 0 \\ L_\theta & L_\beta & L_\alpha & L_\delta \\ N_\theta & 0 & N_\alpha & N_\delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_\theta \\ D_\beta \\ D_\alpha \\ D_\delta \end{bmatrix}$$

여기서 D_θ , D_β , D_α , D_δ 는 각각 콜렉티브, 피치와 롤 사이클릭 명령 그리고 러더페달 명령이다.

헬리콥터의 반응이 명령 모델을 추정하도록 하기 위한 역변환모델은 항공기 운동모델의 고차항과 상호 연동항을 무시하고 식 (13)과 같은 1차 quasi-steady 근사모델을 사용하여 구한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix}_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & M_q & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & L_p & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ v \\ p \\ r \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & M_\beta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & L_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & N_\delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_\theta \\ D_{\beta 1} \\ D_{\alpha 1} \\ D_{\delta 1} \end{bmatrix}$$

위 식으로부터 식 (14)와 같은 역변환모델을 사용할 수 있다. 여기서 q , p , r 값은 명령모델 출력값을 사용한 다.

$$D_\beta = (\dot{q} - M_q q) / M_{\delta_{lon}} \quad (14)$$

$$D_\alpha = (\dot{p} - L_p p) / M_{\delta_{lat}}$$

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

이렇게 실제 헬기 운동모델과 동일하지 않은 단순화된 운동모델로부터 역변환모델을 구하여 사용하는 경우 역변환모델에서 축 간 연동 효과가 고려되지 않기 때문에, 제어 결과 연동 효과가 발생하게 되므로 이 연동 효과를 제거하기 위한 디커플링(Decoupling) 제어를 추가하였다. 조종 명령 값에서 디커플링 제어명령을 분리하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} D_\beta &= D_{\beta 1} + \Delta D_{\beta 1} \\ D_\alpha &= D_{\alpha 1} + \Delta D_{\alpha 1} \\ D_\delta &= D_{\delta 1} + \Delta D_{\delta 1} \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 $\Delta D_{\beta 1}$, $\Delta D_{\alpha 1}$, $\Delta D_{\delta 1}$ 는 디커플링 제어 명령으로서 디커플링 제어를 제외한 조종 명령 값과 디커플링 제어 이득을 이용하여 아래와 같이 표시될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \Delta D_{\beta 1} \\ \Delta D_{\alpha 1} \\ \Delta D_{\delta 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\beta\theta} & 0 & k_{\beta\alpha} & k_{\beta\delta} \\ k_{\alpha\theta} & k_{\alpha\beta} & 0 & k_{\alpha\delta} \\ k_{\delta\theta} & 0 & k_{\delta\alpha} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_\theta \\ D_\beta \\ D_\alpha \\ D_\delta \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & k_{\beta v} & k_{\beta p} & 0 \\ k_{\alpha u} & k_{\alpha w} & k_{\alpha q} & k_{\alpha v} & 0 & k_{\alpha r} \\ k_{\delta u} & k_{\delta w} & 0 & 0 & k_{\delta p} & k_{\delta r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ v \\ p \\ r \end{bmatrix}$$

식(12)와 (13)으로부터 $[\dot{q} \ \dot{p} \ \dot{r}] - [\dot{q} \ \dot{p} \ \dot{r}] = 0$ 가 되도록 하는 디커플링 제어명령은 식 (17)와 같으며 식 (16)과 비교하여 디커플링 제어 이득 값들을 이론적으로 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \Delta D_{\beta 1} \\ \Delta D_{\alpha 1} \\ \Delta D_{\delta 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_\theta}{M_\beta} & 0 & \frac{-M_\alpha}{M_\beta} & 0 \\ -\frac{L_\theta}{L_\alpha} & \frac{-L_\beta}{L_\alpha} & 0_\alpha & \frac{-L_\delta}{L_\alpha} \\ \frac{-N_\theta}{N_\delta} & 0 & \frac{-N_\alpha}{N_\delta} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_\theta \\ D_\beta \\ D_\alpha \\ D_\delta \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$+ \begin{bmatrix} \frac{-M_u}{M_q} & \frac{-M_w}{M_q} & 0 & \frac{-M_v}{M_q} & \frac{-M_p}{M_q} & 0 \\ -\frac{L_u}{L_p} & \frac{-L_w}{L_p} & \frac{-L_q}{L_p} & \frac{-L_v}{L_p} & 0 & \frac{-L_r}{L_p} \\ \frac{-N_u}{N_\delta} & \frac{-N_w}{N_\delta} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

페이즈 모델은 로터의 플랩운동방정식에서 발생하는 사이클릭 조종입력에 따른 플랩각의 페이즈 차이를 보상하는 모델로써, 조종간 입력과 블레이드 피치 제어각 사이의 다음 식과 같이 유도된다.

$$\begin{pmatrix} \theta_0 \\ \theta_{1c} \\ \theta_{1s} \\ \theta_{TR} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin\epsilon & -\cos\epsilon & 0 \\ 0 & -\cos\epsilon & \sin\epsilon & 0 \\ k_{\delta\theta} & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} D_\theta \\ D_\alpha \\ D_\beta \\ D_\delta \end{pmatrix} \quad (18)$$

여기서 ϵ 은 페이즈 쉬프트 각이고, $k_{\delta\theta}$ 는 주로터에 의해 발생하는 반토크를 줄이기위한 꼬리로터 보상 값이다. SCAS 제어기는 일반적인 PID 구조를 사용하였으며 게인값은 조종성능 평가시 CONDUIT 으로 최적화를 수행하여 설계하였다.

3. 제어기 조종성능평가 및 분석

본 연구에서는 ADS-33E을 기준으로 조종성능 평가를 수행하였는데 ADS-33E는 항공기의 안정성과 제어응답을 다루고 있다는 점에서는 MIL-H-8501A와 비슷하나, 제어응답을 측정하는 방법에서 가장 큰 차이점을 보인다. 또한, 크기와 무게가 아닌 임무를 기준으로 적용할 수 있기 때문에 모든 헬리콥터에 ADS-33E 규격 적용이 가능하다.

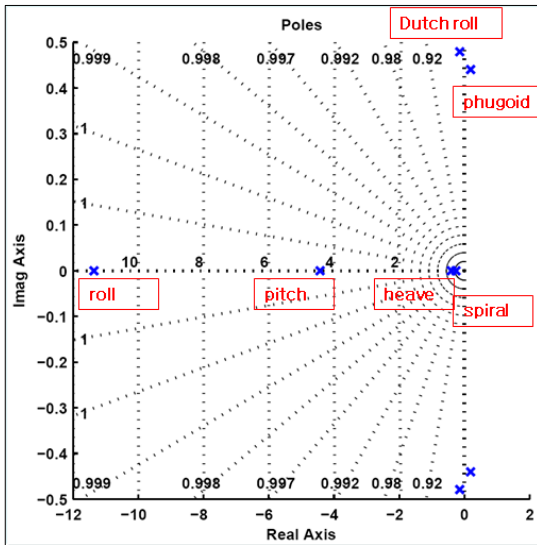
조종입력에 대해서는 단주기부터 장주기 응답을 모두 다루고 있으며, 제어입력의 변화의 주파수에 따른 항공기 응답 변화를 평가한다. 제어기 조종성능 평가는 ADS-33E 규격에 따른 제어기 성능을 최적화 수행이 가능한 매트랩 기반의 CONDUIT 도구를 사용하였으며 평가 결과는 레벨 1, 2, 3로 출력된다.[4]

먼저 시스템의 안정도 확인을 위한 고유값(Eigenvalue)은 Bo-105 헬리콥터의 경우 Fig. 3과 같이 분포되어 있음을 확인할 수 있고, Decoupling 로직을 포함한 모델의 경우 Fig. 4와 같이 변하는데, 플러그이드 모드를 나타내는 고유값이 실수 축으로 이동함을 알 수 있고 더치를 모드의 댐핑값이 더 커지는 효과를 확인할 수 있었다. SCAS등 제어시스템을 포함한 고유값은 Fig. 5와 같이 모든 축에 대해서 안정성을 확인하였다.

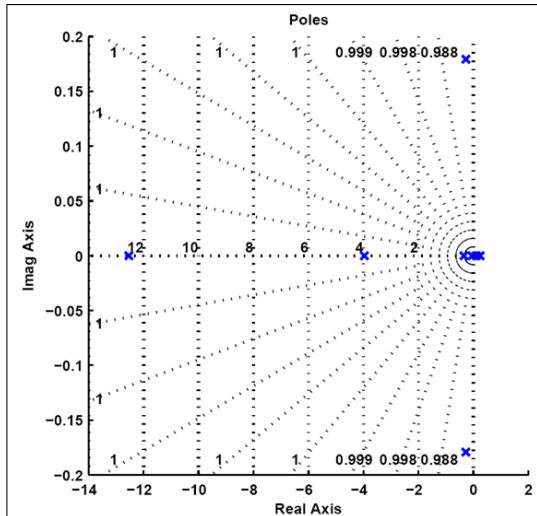
Fig. 6는 계인 마진과 페이즈 마진을 테스트한 결과로 피치, 롤, 요축 모두 Level 1을 만족함을 확인하였다. ADS-33E 3.3.2.1 항에서 요구하는 제어입력에 대한 피치와 롤축의 Short-term 응답에 대한 대역폭 분석은 Fig. 7와 같으며 요축에 대한 대역폭 분석결과는 Fig. 8와 같이

ADS-33E 규격을 만족함을 알 수 있다. 롤과 피치축과의 커플링성능과 콜렉티브에 대한 요축의 커플링 성능 분석 결과는 각각 Fig. 9과 Fig. 10과 같이 Level 1을 만족하였다.

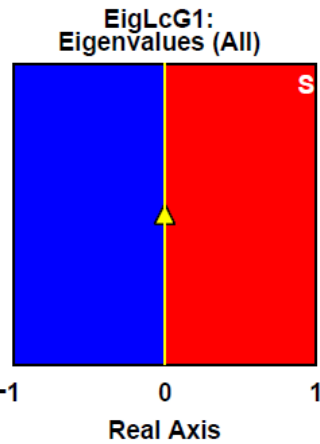
Quickness 분석결과는 Fig. 11, 12, 13과 같이 피치축, 롤축, 요축에 대해서 각각 수행한 결과 충분히 레벨 1을 만족한 결과가 나왔다.



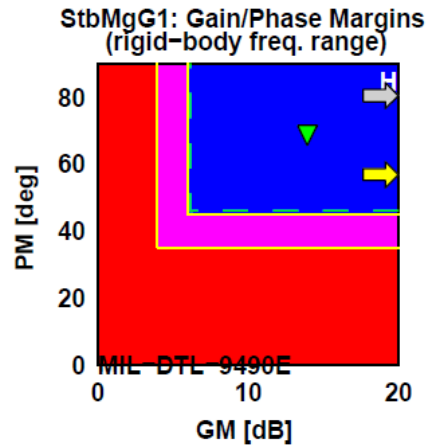
[Fig. 3] Eigenvalue of Bare BO-105(@hover)



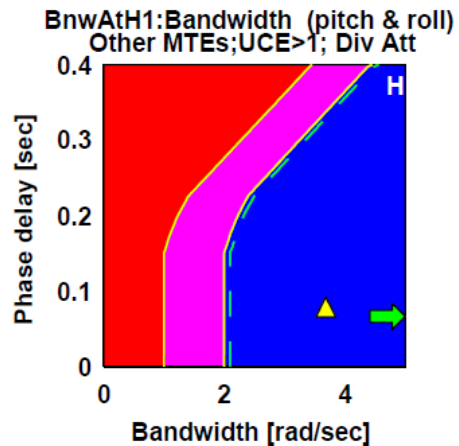
[Fig. 4] Eigenvalue with decoupling(@hover)



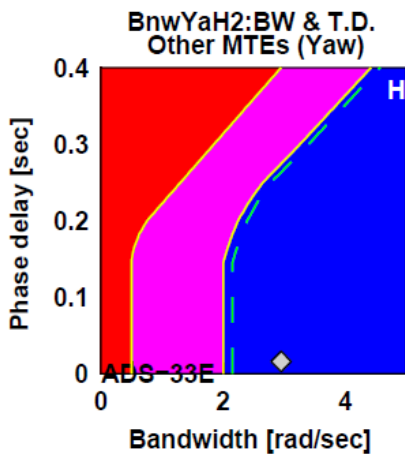
[Fig. 5] Eigenvalues Evaluation



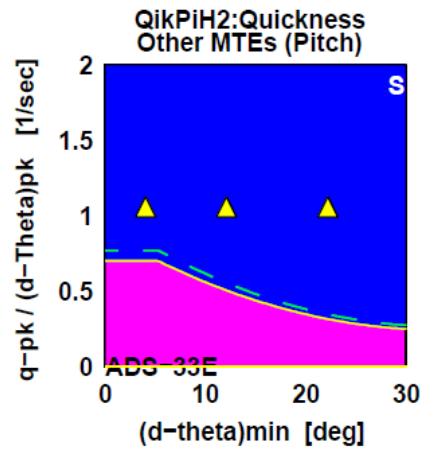
[Fig. 6] Stability Margin



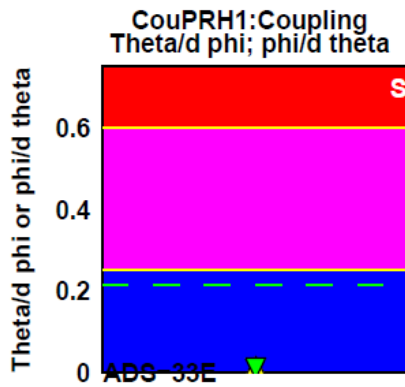
[Fig. 7] Bandwidth(roll&pitch)



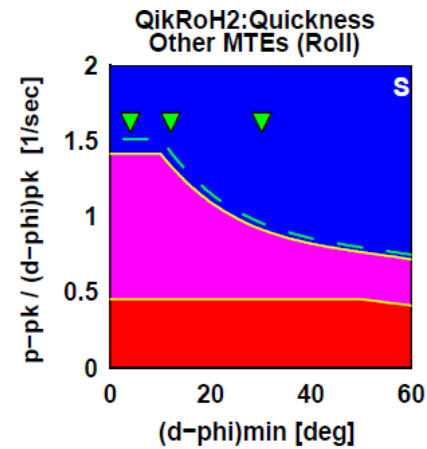
[Fig. 8] Bandwidth(Yaw)



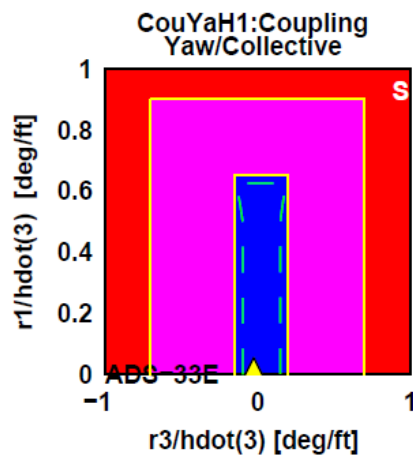
[Fig. 11] Quickness(Pitch)



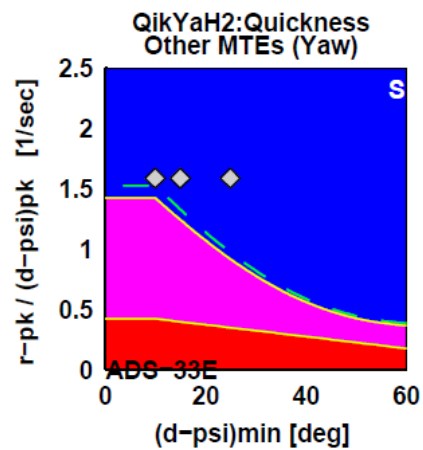
[Fig. 9] Coupling(pitch & roll)



[Fig. 12] Quickness(roll)



[Fig. 10] Coupling(yaw&collective)



[Fig. 13] Quickness(Yaw)

4. 결론

본 논문에서는 헬리콥터의 비행조종 성능을 위한 제어 법칙 설계를 수행하고 그 분석 결과를 제시하였다. 특히 국제규격인 ADS-33E 에서 제시하는 요구조건을 만족하는지 CONDUIT 도구를 활용하여 분석하였고 최적화를 통한 제어기 설계 결과가 레벨 1을 만족함을 확인하였다. 본 논문에서 기술된 제어기는 전진 속도별로 선형모델을 구하여 게인 스케줄링을 통한 비행 전 영역으로 확장 가능하며, 국내에서 개발 중에 있는 헬리콥터용 FBW 시스템을 위한 제어법칙으로 활용할 계획이다.

References

- [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] Jeffrey W. Harding, Scott J. Moody, Geoffrey J. Jeram, M. Hossein Mansur, Mark B. Tischler, "Development of Modern Control Laws for the AH-64D in Hover/Low Speed Flight", American Helicopter Society 62th Annual Forum, Phoenix, AZ, May 9-11, 2006.
- [3] Jay W. Fletcher, Jefit Lusardi, Mohammadreza H. Mansur, David R. Arterburn, Ogor Cherepinsky, Joe Driscoll, Channing S. Morse and Kevin F. Kalinowski, "UH-60M Upgrade Fly-By-Wire Flight Control Risk Reduction using the RASCAL JUH-60A In-Flight Simulator", American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal, Canada, April 29 - May 2, 2008
- [4] Tischler, M. B., et. al., "CONDUIT - A New Multidisciplinary Integration Environment for Flight Control Development," NASA TM 112203, USAATCOM TR 97-A-009, 1999.

최 인 호(In-Ho Choi)

[정회원]



- 1994년 2월 : 전북대학교 전자공학과 (학사)
- 1996년 2월 : 전북대학교 전자공학과 (석사)
- 2012년 2월 : 한국과학기술원 항공우주공학전공 (박사)
- 1996년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>
제어, 전자, 항공

김 응 태(Eung Tai Kim)

[정회원]



- 1981년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (학사)
- 1983년 2월 : 한국과학기술원 항공공학과 (석사)
- 2091년 12월 : Purdue 대학교, 항공공학전공 (박사)
- 1992년 2월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>
제어, 비행역학, 항공

현 정 욱(Jung-Wook Hyun)

[정회원]



- 2010년 2월 : 한서대학교 항공전자공학과 (학사)
- 2012년 2월 : 한서대학교 항공전자공학과 (석사)
- 2012년 2월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 연구원

<관심분야>
제어, 전자, 항공