

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(5), 393-400(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.5.393

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

LQTI를 이용한 회전익 무인항공기
 종방향 조종성 평가를 위한 제어법칙 설계 및 조종성 평가

이창민*, 김성근*, 조승환*, 라충길*, 김기준*, 석진영**, 김승균*

Longitudinal Control Using Linear Quadratic Tracker with Integrator
 and Handling Qualities for Unmanned Rotorcraft

Changmin Lee*, Sungkeun Kim*, Seunghwan Jo*, Chunggil Ra*, Ki-joon Kim

Jinyoung Suk** and Seungkeun Kim*

Department of Aerospace Engineering, Cungnam National University* ,**

ABSTRACT

A virtual simulation test program to carry out the handling qualities of unmanned Rotorcraft has developed by using the MATLAB GUIDE(Graphic User Interface Development Environment). The handling quality evaluation program based on ADS-33E contributes to design the flight control system and to evaluate handling qualities. In addition, Linear Quadratic Tracker with Integrator(LQTI) attitude controller based on Linear Quadratic Regulator(LQR) for to rotorcraft BO-105C and the effects of the handling qualities is analyzed change to weight matrices of the Q and R.

초 록

본 논문에서는 회전익 무인항공기의 조종성 평가를 수행하기 위한 가상모의시험용 프로그램을 MATLAB GUIDE(Graphic User Interface Development Environment)를 활용하여 개발하였다. ADS-33E에 기반을 둔 조종성 평가 프로그램은 비행제어시스템을 개발하고 조종성을 평가하는 데에 있어 시간과 비용을 경감시킬 수 있을 것으로 사료된다. 또한, Linear Quadratic Regulator(LQR)기반의 Linear Quadratic Tracker with Integrator(LQTI) 자세제어기를 BO-105C 회전익 항공기에 적용하여 조종성을 평가하고 Q와 R의 가중치에 따른 조종성에 대한 경향을 분석하였다.

Key Words : Handling Quality(조종성), Linear Quadratic Tracker with Integrator (LQTI), ADS-33E, MATLAB GUIDE(맷랩 그래픽 유저 인터페이스 개발 환경), Unmanned Rotorcraft(회전익 무인항공기)

1. 서 론

최근 기존에 운용하던 회전익 항공기가 노후 기종이 되었을 경우 해당 기종을 퇴역 시키지 않

고 무인화하여 운용하는 방법이 대두되고 있다. 노후기종을 무인화하여 운용할 경우 기존 유인 항공기의 플랫폼을 그대로 사용함으로써 새로운 무인기를 개발할 때 발생하는 비용 절감 및 기간

† Received : August 29, 2016 Revised : March 15, 2017 Accepted : April 7, 2017

** Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

을 단축할 수 있다[1]. 무인화된 항공기는 다양한 임무에 적합하도록 변환할 수 있으며 조종사의 편의 장비를 무인시스템 장비로 교체함으로써 무게 절감이 가능하다는 장점이 있다. 또한 일반적인 헬리콥터는 조종사가 탑승하여 조종간을 통해 조종하는 방식이지만, 무인화 된 헬리콥터의 경우 조종간 대신 비행제어컴퓨터를 이용하여 지상 통제소에서 헬리콥터를 조종하는 방식으로 변경되며 조종간을 제거하지 않고 유인 무인 헬리콥터로도 사용이 가능하다. 따라서 유인헬리콥터 업체에서 유인헬기 무인화 연구를 진행하고 있다. 노스롭 그루만사는 2000년대부터 Schweizer 330 헬기와 Bell 407 헬기를 활용하여 파이어 스카웃 무인 헬기를 개발하였으며, 보잉사는 MD 500을 기반으로 한 Little Bird 헬기를 개발하였다. 이 밖에도 시콜스키사의 OPBH, 카만사의 K-MAX, 에어버스 헬리콥터스사의 EC-145 OPH 등의 무인 헬기가 개발되었으며 유인 항공기의 검증된 플랫폼을 사용함으로써 얻어지는 기체의 안정성과 개발비용 절감의 기대 효과를 바탕으로 성능 향상에 대한 연구가 지속해서 진행되고 있다[2]. 이렇게 유인 헬기의 무인화가 지속적으로 진행되고 있는 추세이지만 무인 헬기의 안정성을 평가하는 조종성(Handling Quality)에 대한 명확한 규정은 아직 마련되지 않은 상태이다[3]. 기존 유인 항공기는 시험평가 조종사가 시험을 평가하게 되지만 무인항공기의 경우 비행제어 알고리즘이 그 역할을 수행해야한다. 따라서 기존 유인 항공기는 조종성 평가 규정인 ADS-33E에 정의되어 있지만 무인항공기에 적용할 경우 각 규정에 대한 분석이 필요 하다. 무인항공기의 조종성을 평가하기 위해서는 ADS-33E 규정 중 유인 조종사와 관련된 항목을 제외하고 회전익 무인 항공기에 적절한 항목을 선정하여 조종성을 평가해야 한다[4].

기존의 조종성 규정을 활용하여 본 논문에서는 회전익 무인항공기의 조종성을 평가하기 위한 GUI(Graphic User Interface) 환경의 가상모의시험 조종성 평가 프로그램을 개발하였다. GUI 환경은 MATLAB에서 제공하는 GUIDE(Graphic User Interface Development Environment)를 이용하였으며 MATLAB 기반의 조종성 평가 프로그램은 LQTI 제어기 뿐만 아니라 다른 비행제어 알고리즘을 사용한 무인헬리콥터에 대해서도 조종성 평가가 가능하며 본 논문에서는 ADS-33E 항목 중 평가가 복잡한 단주기 응답 항목을 선정하여 조종성 평가를 수행하였다.

또한 회전익 무인 항공기 조종성 평가 프로그

램을 검증하기 위해서 LQTI를 이용한 비행제어 법칙을 설계하고 시뮬레이션을 통해 조종성을 평가하였다. 일반적으로 헬리콥터는 비선형성이 강하며 각 운동 축이 상호 연관적인 시스템이기 때문에 모델 불확실성이 크다[5]. 고전제어기법은 비교적 간단하고 적용하기 쉽지만, 평형점 영역 밖에서는 충분한 성능을 낼 수 없다. 이러한 단점을 보완하기 위해 적응 Fuzzy 제어기법[6], 신경회로망 보상기를 이용한 적응제어기법[7], LQR 기반 모델 오차 제어기 통합 기법[8] 등이 연구되었다. 본 논문에서는 Multi Input Multi Output 시스템에 효과적이며 시스템 모델의 정확히 알고 있을 경우 비행 안정성이 강건한 Linear Quadratic Regulator(LQR)를 기반으로 하는 Linear Quadratic Tracker with Integrator (LQTI) 자세 제어기를 설계하였다[7]. LQTI는 LQR 기반에서 명령에 대한 추종 오차와 추종 오차의 적분 값을 확장하는 방법으로 정상상태에서 영으로 수렴하지 않는 신호를 추종할 수 있는 강인한 추적기이다[7]. BO-105C를 무인화하는 것으로 가정하여 LQTI를 적용하여 시뮬레이션을 수행하고 조종성 평가를 진행하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 LQTI 제어기를 설계하고 Riccati Equation을 통한 최적 제어 입력을 구한다. 3장에서는 본 연구에서 제작한 조종성 평가 프로그램에 대해 소개한 후, ADS-33E 규정에 대해서 소개하고 4장에서 LQTI 제어기가 적용된 회전익 항공기를 본 연구에서 개발한 회전익 무인항공기 조종성 평가 프로그램을 사용하여 조종성을 분석한다. 마지막으로 5장에서는 결론을 맺는다.

II. LQTI 제어기 설계

2.1 LQR 기반의 LQTI 제어기 설계

본 논문에서는 LQR 기반의 LQTI 제어기를 설계를 통한 회전익 항공기의 자세 안정화를 목적으로 한다. LQTI 제어기는 시스템의 상태변수에 명령에 대한 오차와 오차의 적분을 확장함으로써 명령을 추종하는 기법이다[7]. 다음과 같은 선형 상태방정식:

$$\dot{x} = Ax_r + Bu \quad (1)$$

에 대한 시스템의 식(1)의 상태변수와 입력변수는 아래와 같다.

$$x_r = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T, \quad (2)$$

$$u = [\delta_{coll} \delta_{long} \delta_{lat} \delta_{pedal}]^T. \quad (3)$$

상태변수로 기체 좌표계의 속도, 각속도로 구성되며 회전의 항공기의 조종면 입력변수는 $\delta_{coll}, \delta_{long}, \delta_{lat}, \delta_{pedal}$ 이며 콜렉티브 피치, 종/횡축 사이클릭, 페달을 의미한다. 상태변수의 오차를 추종하기 위해 LQT(Linear Quadratic Tracker)를 설계한다. LQT를 바탕으로 상태 변수 추종 오차의 적분 값을 확장함으로써 LQTI 제어기를 설계할 수 있다. LQT의 상태방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{x}_p = \begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \dot{x}_t \end{bmatrix} = A_p \begin{bmatrix} x_r \\ x_t \end{bmatrix} + B u_p. \quad (4)$$

$$y_p = C_p x_p \quad (5)$$

x_t 는 확장된 추종오차이며 x_t 의 상태변수는 다음과 같이 표현된다.

$$x_t = [\phi_e \theta_e \psi_e]^T \quad (6)$$

$A_p \in R^{n \times n}$, $B \in R^{n \times m}$, $x_r \in R^{n-k}$, $x_t \in R^k$ $u \in R^m$ 이며 $n=12$, $m=4$, $k=3$ 이다. LQT에 추종 오차의 적분 값을 확장하면 확장된 적분변수와 LQTI 제어기의 상태방정식은 아래와 같다.

$$z_t = \int_0^t x_t dt \quad (7)$$

$$\dot{x}_\Sigma = \begin{bmatrix} A_p & 0 \\ C_t & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p \\ z_t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_p \\ 0 \end{bmatrix} u_p \quad (8)$$

LQTI 제어기의 조종면 입력은 아래와 같이 나타내며 G_a 는 속도, 각속도, 자세각의 제어 게인이며, G_b 는 자세 오차, G_c 는 자세오차의 적분 게인 값으로 나타내었다.

$$u = -G x_\Sigma, \quad G = [G_a \ G_b \ G_c]. \quad (9)$$

식(5)에서 G_a 는 $u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi$ 의 제어 게인, G_b 는 자세각 오차 게인, G_c 는 자세각 오차의 적분에 대한 제어 게인을 나타내며, PI(Performance Index)를 최소로 하는 제어 게인을 찾는다. PI는 아래와 같이 나타내며 t_f 는 최종 시간을 의미한다.

$$J = \Phi(X(t_f), t_f) + \int_{t_i}^{t_f} L(x, u, t) dt. \quad (10)$$

PI에서 일반적으로 $\Phi = t_f$, $L = 0$ 일 경우 시간 최적화, $\Phi = 0$, $L = u^T u$ 일 때 최소 제어력을 나

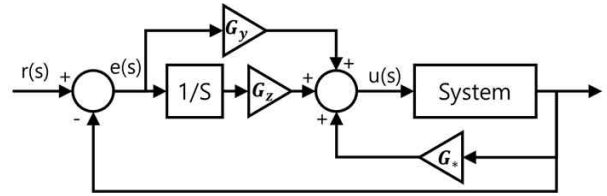


Fig. 1. Structure of the LQ Tracker with Integrator

타낸다. 본 논문에서는 제어 입력을 최적화하기 위해 PI를 아래와 같이 나타내었다.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} [x^T Q x + u^T R u] dt. \quad (11)$$

식 (11)에서 Q는 상태 가중치 대각행렬로 양의 준정행렬(Positive Semi Definite)이며, R은 제어 입력 가중치 대각 행렬이다. 이때 R은 역행렬 R^{-1} 을 만족해야하며 양의 정호/한정행렬(Positive Definite)이다. Riccati Equation을 구하기 위해 Hamiltonian을 정의하며 아래와 같은 식으로 얻어진다.

$$H = \frac{1}{2} x^T H x + \frac{1}{2} u^T R u + \lambda^T A x + \lambda^T B u. \quad (12)$$

Hamiltonian을 통해 구해진 Riccati Equation은 아래와 같은 식으로 표현된다.

$$\dot{G}_a = -G_a A - A^T G_a - Q + G_a B R^{-1} B^T G_a. \quad (13)$$

최적제어 입력은 Hamiltonian을 u 로 편미분하면 식(14)와 같은 최적제어입력을 구할 수 있다.

$$u^* = -R^{-1} B^T G_a x. \quad (14)$$

LQTI 자세제어 구조도는 Fig. 1과 같으며 이를 BO-105C 회전의 항공기에 적용하여 조종성을 평가하였다.

III. 회전의 항공기 비행 평가 프로그램

3.1 ADS-33E

회전의 비행 평가 규정은 1952년 MIL-H-8501A로 시작되었다. 이 규정은 회전의 항공기의 무게를 바탕으로 상대적으로 간단한 시간응답에서의 안정성과 조종성을 평가한다. 1980년대 미 육군은 LHX(Light Helicopter Experimental)사업에 활용하기 위해 MIL-H-8501A를 대체할 수 있는 규정 ADS-33을 발표하였다. ADS-33은 주파수 영역에서의 안정성과 조종성을 평가하는 규정과

MTE(Mission-Task-Elements)를 포함하고 있다. ADS-33 규정을 제시함으로써 회전익 항공기를 보다 정량적으로 평가할 수 있게 되었으며 이후 꾸준한 개정을 통해 2000년에 ADS-33E-PRF 초안이 발표되었다[9].

3.2 회전익 항공기 조종성 평가 항목

ADS-33E 규정에서는 대지속도 45knot (=83.34km/h) 보다 이하 일 경우 호버/저속비행, 그 이상일 경우 전진/고속비행으로 조종성 평가를 하는 것으로 명시되어 있다. 본 논문에서는 ADS-33E 규정 중 호버/저속비행 시 중축 단주기 응답 평가 항목인 3.3.2.1에 대하여 조종성을 평가하였으며 해당 평가항목은 회전익 항공기의 미소진폭 임무에 상관관계가 있다. 또한 조종성을 평가하기 위한 가상시험평가 체계를 구축하였으며 이는 범용성, 가독성을 높여 효율적인 평가 진행을 수행 할 수 있다.

Table 1. Handling Qualities Requirement

Hover & low speed requirement	§ 3.3.2.1	Short-term response to control inputs(bandwidth)
	§ 3.3.2.3	Mid-term response to control inputs
	§ 3.3.4	Large-amplitude pitch attitude changes
	§ 3.3.4	Large-amplitude roll attitude changes
	§ 3.3.5.1	Short-term response to yaw control inputs(bandwidth)
	§ 3.3.5.2	Mid-term response to control inputs
	§ 3.3.6	Moderate-amplitude heading changes(attitude quickness)
	§ 3.3.7.1	Yaw rate response to lateral gusts
	§ 3.3.9.1	Yaw due to collective for Aggressive agility
	§ 3.3.9.2	Pitch due to roll and roll due to pitch coupling for Aggressive Agility
Forward flight requirement	§ 3.3.10.3	Vertical axis control power
	§ 3.3.11	Position Hold
	§ 3.4.1.1	Short-term response(bandwidth)
	§ 3.4.1.2	Mid-term response to control inputs
	§ 3.4.5.2	Roll due to pitch coupling for Aggressive agility
	§ 3.4.6.1	Small-amplitude roll attitude response to control inputs(bandwidth)
	§ 3.4.6.2	Moderate amplitude attitude changes(attitude quickness)
	§ 3.4.6.3	Large-amplitude roll attitude changes
	§ 3.4.7.2	Turn coordination
§ 3.4.9.1	Lateral-directional oscillations	

3.3 조종성 평가 프로그램

본 논문에서는 무인 회전익 항공기 조종성 평가 프로그램을 MATLAB/SIMULINK 환경에서 개발하였으며, 조종성 평가 항목에 따라 각각의 평가모듈로 개발하였다. 개발된 모듈들은 GUI 환경에서 통합되었으며 본 평가 프로그램은 호버/저속비행 혹은 고속/전진비행 평가 항목을 선택하여 조종성 평가를 수행하고 그 결과를 보고서 형태로 출력한다. 보고서는 HTML 및 텍스트 파일, 그래프로 표기하여 범용성 및 가독성을 높일 수 있으며 효율적인 평가 진행을 할 수 있으며 해당 논문에 제시한 LQTI제어기 뿐만 아니라 다른 비행제어 알고리즘을 사용한 무인 헬리콥터에 대해서도 조종성 평가가 가능하다. Fig. 2는 본 연구에서 개발한 무인 회전익 항공기 평가 프로그램을 나타내었다.

무인 회전익 항공기 평가 프로그램은 호버/저속 모드 혹은 전진/고속 비행 평가 항목을 선정하여 조종성 평가를 수행한다. 본 프로그램에서는 다양한 시뮬레이션 데이터를 평가할 수 있게 구성하였으며 이는 시뮬레이션 결과를 불러온 후 불러온 시뮬레이션 결과가 평가를 위한 입력인지 판단하고 평가할 축을 다시 확인 입력하도록 구성되었다. 조종성 평가 완료 후 결과 창을 통해 그래프를 출력하고 텍스트 파일과 HTML 파일로

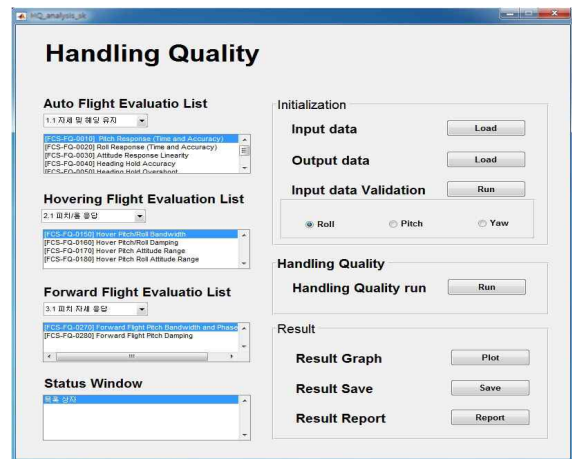


Fig. 2. Evaluation Program for Handling Qualities

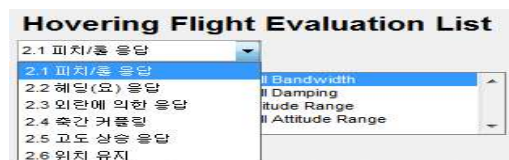


Fig. 3. Hover & Low Speed Evaluation List

저장할 수 있다.

Figure 3은 호버/저속 비행 평가의 하위 항목으로 pop-up list 형태로 선택하도록 구성하였다. 전체적인 GUI 구성은 시각적으로 사용이 편리하도록 모든 공정을 하나의 화면 안에서 처리할 수 있게 최대한 간략하게 제작하였다.

3.4 조종성 평가 방법

조종성 평가에는 크게 주파수에 의한 응답과 시간에 대한 응답으로 나누어져 있으며 평가 항목에 따라 Frequency sweep, pulse, step, doublet 입력으로 나뉜다.

3.4.1 시간 응답

시간응답은 자세각과 각속도의 데이터를 획득하고 회전의 항공기의 자세변화를 통해 조종성을 평가하는 방법이다. 자세변화에 필요한 조종입력은 평형상태에서 다른 상태로 급격하게 변할 수 있어야 하며 조종입력 시 발생하는 감쇠자유진동에 의해 일어나는 자세 변화각($\Delta\phi, \Delta\theta, \Delta\psi$)과 각속도 변화($\Delta p, \Delta q, \Delta r$)의 각 peak치에서의 자세각과 각속도의 최댓값과 최솟값을 획득한다. 이때의 자세 각은 종축의 경우 $5\sim 30^\circ$ 이내, 횡축은 $10\sim 60^\circ$ 이내에 있어야 한다. 평가할 운동 축의 수집된 자세각과 각속도의 데이터를 바탕으로 ADS-33E에서 제시하는 평가항목에 맞게 조종성을 평가한다.

3.4.2 주파수 응답

주파수응답은 회전의 항공기에 Frequency sweep을 인가하여 단주기 응답(Short-term response)을 평가하기 위해 사용된다. 특히 고차원 시스템인 회전의 항공기는 시간영역에서의 해석보다 주파수 영역에서의 해석이 쉬운데 이는 출력이 입력의 형태에 둔감하고 안정한 시스템 혹은 불안정한 시스템에도 적합하기 때문이다[9]. 단주기 응답은 주로 회전의 항공기의 closed-loop

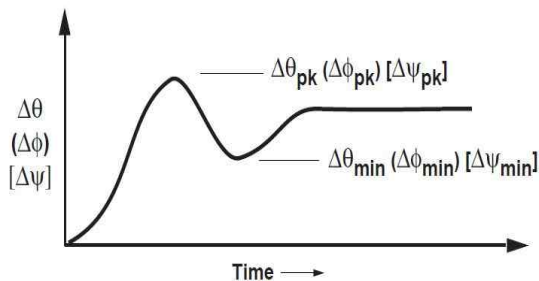


Fig. 4. Definition of the moderate amplitude criterion parameters

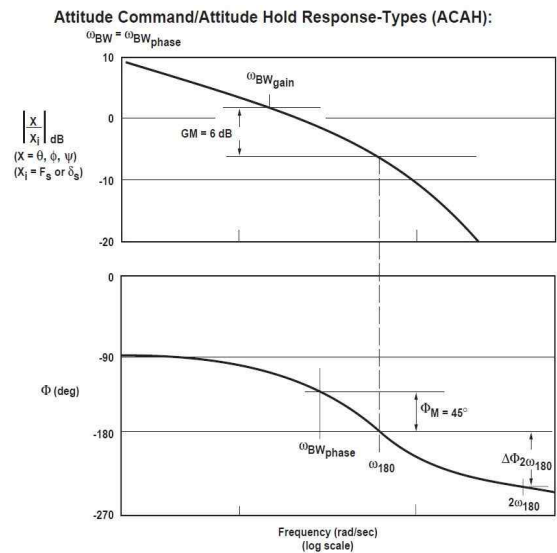


Fig. 5. Definition of bandwidth and phase delay

또는 compensatory tracking과 같은 미소진폭 임무를 수행하는 것과 관련이 있으며 통상적으로 단주기 응답의 조종입력인 frequency sweep은 $0.1\sim 2\text{Hz}$ 이며 회전의 항공기에 따라 달라질 수 있다[9]. 조종성을 평가할 축을 선정하여 Frequency sweep을 인가하고 입력과 출력의 결과를 FFT(Fast Fourier Transform)를 통해 전달함수를 예측하였다. FFT는 시간 영역의 응답을 주파수 영역으로 변환해주며 연속적인 시간영역에서의 한정된 영역을 포함하는 finite Fourier 함수 $X(f, T)$ 는 다음과 같다.

$$X(f, T) = \int x(t)e^{-j\pi ft} dt. \quad (15)$$

FFT를 이용해 예측된 전달함수는 Fig. 5의 보데 선도를 통해 대역폭과 위상지연을 구해지며 위상지연을 구하는 방법은 아래와 같다.

$$\tau_p = \frac{\Delta\phi 2\omega_{180}}{57.3(2\omega_{180})}. \quad (16)$$

보데선도에서 위상대역폭 주파수 $\omega_{BW_{phase}}$ 와 이득 $\omega_{BW_{phase}}$ 는 -135° 일 때, $\omega_{BW_{gain}}$ 은 -180° 일 때의 제어 이득 값에 6dB를 더했을 때의 주파수이다.

ADS-33E의 MTE에는 각 요구조건에 요구되는 응답을 정의하고 있으며 속도응답(Rate Response-Types)일 경우 $\omega_{BW} = \omega_{BW_{gain}} < \omega_{BW_{phase}}$ 이며, ACAH(Attitude Command/Attitude Hold Response-Types)는 $\omega_{BW} = \omega_{BW_{phase}}$ 를 고려해야 한다.

IV. LQTI 제어를 적용한 조종성 평가 시뮬레이션

4.1 제어기 경향 분석

본 논문에서는 무인 회전익 항공기 호버/저속 비행 평가 항목 중 § 3.3.2.1 항목인 단주기 응답에 대한 조종성 평가를 BO-105C 모델에 적용하여 수행하였다. frequency sweep은 최종 주파수가 2Hz가 되도록 5초 동안 조종입력을 주었으며 LQTI 제어기의 상태 대각 행렬 Q와 제어 입력 대각 행렬 R의 가중치에 따라 달라지는 무인 회전익 항공기의 조종성을 평가하였다. 자세각 오차 ϕ_e, θ_e, ψ_e 의 제어 이득 값이 감소함에 따라 대역폭의 값이 증가하였으며 위상지연의 변화는 적었다. 이를 Fig. 6에 나타내었다. 자세각 오차의 적분 $\int \phi_e, \int \theta_e, \int \psi_e$ 의 제어 이득 값이 증가함에 따라 미소 진폭 자세 변화 단주기 응답의 대

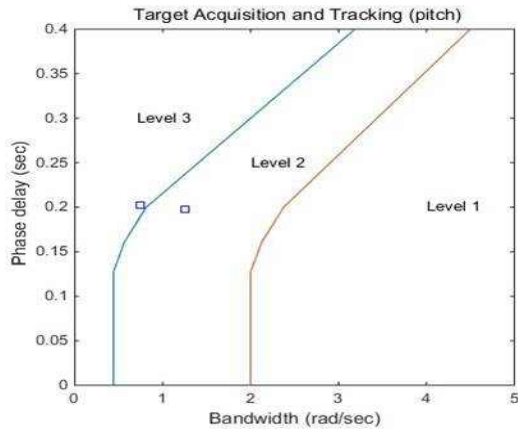


Fig. 6. Effect of angular error on the LQTI controller

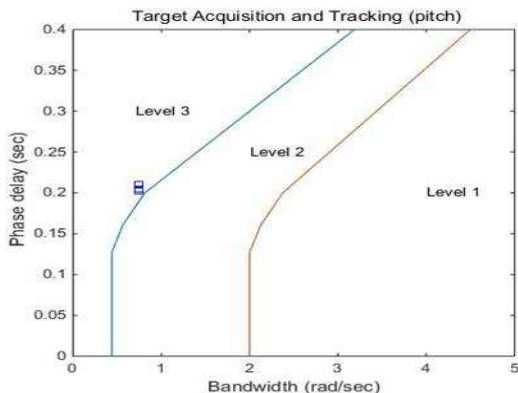


Fig. 7. Effect of angle error integration on the LQTI controller

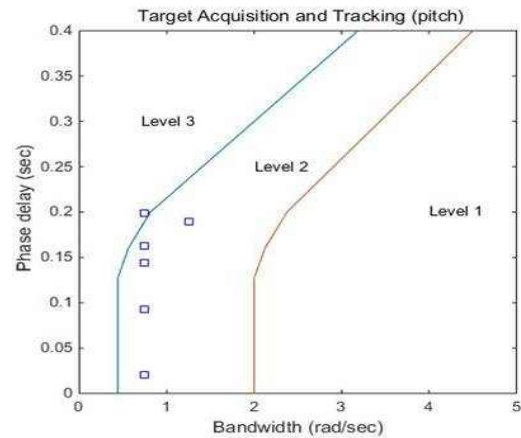


Fig. 8. Effect of input gain on the LQTI controller

역폭과 위상지연의 변화는 크지 않았으며 이를 Fig. 7에 나타내었다. 제어 입력이 증가함에 따라 위상지연은 감소하는 경향을 보였으며 Fig. 8에 나타내었다.

4.2 가중치 행렬 Q와 R의 경향 분석

자세각 오차와 자세각 오차의 적분 그리고 제어 입력 게인 변화 경향을 통해 최종적으로 세 가지 경우 LQTI의 가중치 행렬을 비교하였으며 그 값은 Table 2에 도시하였다. Q_{1-3} 은 속도, Q_{4-6} 은 각속도, Q_{7-9} 는 자세각의 오차, Q_{10-12} 는 자세각의 오차의 적분의 가중치 행렬이다.

case 1의 경우 Q와 R의 가중치를 같게 주었으며 case 2는 상태 대각 행렬에서 각속도와 자세각의 오차, 자세각 오차의 적분의 상태변수에 대한 가중치를 주었으며 case 3은 각속도, 자세각의 오차, 자세각의 오차의 적분과 제어입력에 가중치를 주었다. Fig. 9는 case 1, 2, 3의 조종입력에 대한 피치각 반응을 도시하였다. case 1의 경우 가중치를 모두 동일하게 설정하였으며 Hover Pitch Bandwidth 항목에 관해 LEVEL 3 평가를 받았다. case 2의 경우 제어입력의 가중치는 case1과 동일하게 하였으며 자세각의 오차와 자세각의 오차의 적분 값에 가중치를 적용하였다. 상태 대각 행렬 Q의 가중치를 증가시킴으로써 위상지연이 감소하고 대역폭이 증가하였으며 조종성은 LEVEL 2로 평가되었다. case 3은 행렬 R의 가중치를 감소시켜 제어입력이 과하지 않게 설정하였으며 Q 행렬의 각속도에 대한 가중치를 고려하였으며 조종성은 LEVEL 1로 평가되었다. Q 행렬과 R 행렬의 가중치에 따른 조종성 그래프는 Fig. 10에 도시하였으며 Q 행렬의 영향으로

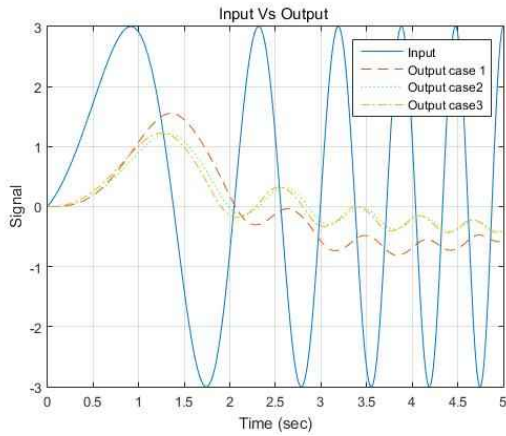


Fig. 9. Each pitch axis response in accordance with control input

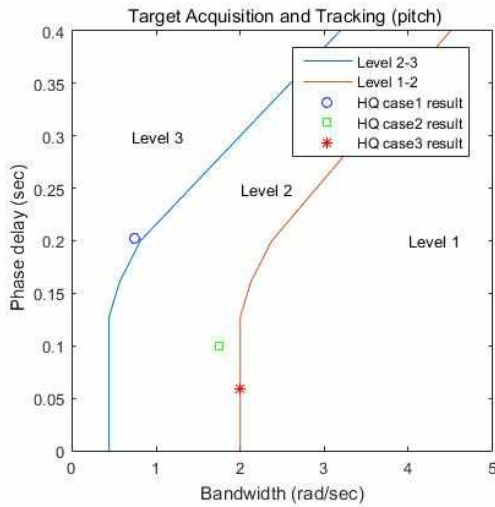


Fig. 10. Comparing handling qualities according to the Q, R weight

Table 2. Control gain of weight matrix for the LQTI

	Q	R
case 1	$Q_{1 \sim 12} : 1$	$R_{1 \sim 4} : 1$
case 2	$Q_{1 \sim 3} : 1$ $Q_{4 \sim 6} : 1/0.1^3$ $Q_{7 \sim 9} : 1/10^2$ $Q_{10 \sim 12} : 1/0.1$	$R_{1 \sim 4} : 1$
case 3	$Q_{1 \sim 3} : 1$ $Q_{4 \sim 6} : 1/0.1^3$ $Q_{7 \sim 9} : 1/10^2$ $Q_{10 \sim 12} : 1/0.1$	$R_{1 \sim 4} : 1/100$

Table 3. Output parameter of Handling Qualities

	Bandwidth (rad/sec)	Phase Delay (sec)
case 1	0.7498	0.2027
case 2	1.7496	0.0998
case 3	1.9995	0.0592

case2의 경우 대역폭이 증가하고 위상지연이 다소 감소한 것을 알 수 있으며 case 3의 경우 R 행렬의 영향으로 case 2보다 위상지연이 감소하고 대역폭이 증가함으로써 더 뛰어난 성능을 보였다. 각 case 대역폭과 위상지연은 Table 3에 나타내었다.

V. 결론

기존 유인 회전의 항공기에 대한 조종성을 평가할 수 있는 Conduit과 같은 상용 틀이 산업체에 활용이 되고 있다. 하지만 무인 회전의 항공기에 대한 조종성을 평가하는 상용 틀은 아직 마련되지 않았으며 조종성 평가 사례도 많지 않은 상황이다. 본 논문에서는 BO-105C 유인 회전의 항공기를 무인 회전의 항공기로 가정하고 상태변수 기반 LQTI 자세제어를 적용하여 무인 회전의 항공기의 조종성을 평가하였다. ADS-33E 중 적절한 항목을 선정하여 조종성 평가 항목을 선정하였으며 그 중 Short term response to control inputs(bandwidth) 항목에 대한 종방향 조종성 평가를 수행하였으며 가중치 행렬 Q와 R의 가중치에 따른 조종성을 비교 및 분석하였다. 행렬 Q의 가중치를 증가시켰을 경우 대역폭이 증가하였으며 행렬 R의 가중치 감소는 위상지연을 감소시켰다. 따라서 행렬 Q와 R의 적절한 가중치를 배분하여 효과적인 무인 회전의 항공기의 제어가 가능할 것으로 사료된다. 또한 MATLAB GUIDE환경에서 조종성 평가항목에 따른 무인 회전의 항공기 조종성 평가 프로그램을 개발하였으며 조종성 평가에 요구되는 항목을 선택하여 평가함으로써 조종성과 성능 요구조건에 필요한 제어시스템 파라미터를 보다 용이하게 획득함으로써 무인 회전의 항공기 제어시스템 개발에 있어 시간과 비용을 최소화 할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음.

References

- 1) Kang, Y. S., Park, B. J., and Yu, C. S., "Current Industrial and Technological Trends in Aerospace," Korea Aerospace Research Institute, Vol. 4, No. 2, 2006, pp. 55~67.
- 2) Kim, J. H., Oh, G. R., Choi, S., Kim, M. J., Ahn, I. G., Park, J. Y., Hwang, C. J., "The Current Industrial & Technological Trends of Rotorcraft in the World," Korea Aerospace Research Institute, Vol. 11, No. 2, 2013, pp. 12~23.
- 3) Jung, H. H., Hong, S. H., Kim, D. M., and Suk, J. Y., "Assessment of a Longitudinal Axis Handling Qualities for Unmanned Rotorcraft Using ADS-33E," The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, 2009, pp. 314~317.
- 4) Jung, H. H., Jung, J. I., and Suk, J. Y., "A Study on ADS-33E with Application to the Assessment of Handling Quality for Unmanned Rotorcraft," The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, 2010, pp. 1418~1421.
- 5) Liu, H., Geng, L., and Yisheng, Z., "Robust LQR Attitude Control of a 3-DOF Laboratory Helicopter for Aggressive Maneuvers," IEEE Transactions on Industrial Electronics, Vol. 60, No. 10, 2013, pp. 4627~4636.
- 6) Kim, J. H., Jang, Y. J., Lee, W. C., Kang, G. T., "Adaptive Fuzzy Control of Helicopter," Journal of Korean institute of intelligent systems, Vol. 13, No. 5, 2003, pp. 564~570.
- 7) Park, B. J., Hong, C. H., "Nonlinear Adaptive Control of Unmanned Helicopter Using Neural Networks Compensator," The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, Vol. 38, No. 4, 2010, pp. 335~341.
- 8) Park, S. U., Kim, Y. D., "Robust Control of a Small Unmanned Helicopter Using Model-Error Control Synthesis," The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, 2011, pp. 180~185.
- 9) United States Army Aviation and Missile Command, Aeronautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirements For Military Rotorcraft, USA, 2000