

선형행렬부등식(LMI)을 이용한 비행체 무게중심 변화에 대한 강건한 제어기 설계

LMI-Based Robust Flight Control of an Aircraft Subject to C.G. Variation

홍성경, 김병수

(Sung Kyung Hong and Byungsoo Kim)

Abstract : This paper presents a design method for the robust flight controller of a highly maneuvering aircraft subject to C.G. variation. This method is based on LMI (Linear Matrix Inequality) pole-placement design methodology for the polytopic models. Simulation results show that the proposed LMI-based pole-placement design methodology robustly yields uniform performance with adequate Flying Qualities (FQ) over the entire CG variation range.

Keywords : linear matrix inequality, robust pole placement, C.G. variation, flying quality

I. 서론

이득 스케줄링(Gain Scheduling)은 항공기의 비행제어 법칙 설계에 흔히 사용되는 설계 기법이다. 이 설계 기법은 비행영역 안의 여러 운용조건에 대해 비선형 운동방정식을 선형화하고 선형 제어이론을 적용하여 설계를 수행한 후, 비행조건을 함수로서 제어 이득(Gain)을 내삽법(Interpolation)을 이용하여 스케줄링하는 방법이다. 이 기법은 실제 적용을 통해 그 성능 및 활용성이 입증되었지만, 각 설계점에서의 선형 제어계가 갖는 성능 및 강건성을 전 비행영역에서 보유하기 위해서는 항공기 동특성 보다 느리게 변하는 변수의 함수로 스케줄링 해야 하는 제한이 있다[1]. 또한, 비행조건을 결정하기 위한 스케줄링 변수가 반드시 측정 가능해야 한다.

고성능 항공기는 매우 큰 비행영역과 다양한 무장형상에 의해 넓은 무게중심 영역을 갖는다. 외부 장착물의 종류 및 장착 여부와 연료 소모에 따라 항공기의 중량, 무게중심, 관성 모멘트 등이 변하게 된다. 특히 종축 방향의 무게중심 변화는 항공기의 정 안정성 및 동적 특성에 매우 민감하게 작용하므로 비행제어법칙 설계시 허용 무게중심 변화 범위에 대한 강건성을 유지하여야 한다[2]. 일반적으로 무게중심은 비행 중에 측정 가능한 변수가 아니므로 게인 스케줄링을 적용할 수 없다. 기존의 방법은 각각의 외부 장착 형상에 따라 선형 비행제어법칙을 설계하고, 무게중심의 예측치를 사용하여 제어 게인을 스위칭(switching) 한다. 이는 비행제어법칙의 구현을 매우 복잡하게 하는 요인이 된다. 또한 연료 소모에 따른 영향은 연료량에 대한 항공기 무게중심의 변화가 최소화되도록 연료탱크를 설계함으로써 최소화한다. 이 경우 연료량 변화에 따른 무게중심 변화량은 비행제어법칙 설계에서 불확실성으로 취급된다.

본 논문에서는 종축 방향의 항공기 무게중심의 전 변화 범위에 대하여 요구 비행성을 만족하는 강건 제어기 설계기법을 제시하였다. 요구 비행성을 만족하도록 복소수 평면상에서 페루프 극점(Poles)이 위치해야 할 영역을 설정하고, 기준 설계점과 무게중심 영역의 양 극단에서의 설계점들에 대해 페루프 극점들이 설정된 영역에 존재하여야 할 필요충분조건을 이용하여 선형행렬부등식(LMI: Linear Matrix Inequality) 형태로 나타내었고 [3][4][5], Matlab의 *LMI Control Toolbox*를 이용하여 얻은 선형행렬부등식의 해로부터 제어기의 제어 이득을 구하였다. 설계된 제어기는 전 CG 변화범위에 대하여 안정성을 보장할 뿐 아니라 요구 비행성을 충족하는 강건한 특성을 갖고 있음을 확인하였다

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2절에서는 항공기의 종축 제어기의 구조 및 요구 비행성에 대해 기술하고 일반적인 설계방법에 의한 설계결과와 문제점을 제기하며, 3절에서는 이를 해결하기 위한 설계기법인 LMI 접근방법에 대해 적용이론을 요약한 후 이를 적용한 설계결과와 요구도의 만족도를 보인다. 4절은 결론으로 구성되어 있다.

II. 피치축 제어기 설계

1. 제어기 구조

본 논문에서 대상으로 삼는 피치축(Pitch Axis) 제어기는 그림 1에 도시된 바와 같이 전형적인 N_z (Normal Load Factor)-명령 추종시스템의 구조를 갖는다. 이는 N_z -명령을 생성하는 부분과 이를 추종하는 부분으로 나누어 지는데 N_z -명령 생성부분은 조종사의 조종력을 N_z -명령으로 변환시키는 필터(Shaping Filter)와 항공기의 기동가능 영역을 벗어나지 않도록 명령을 제한하는 제한기(Limiter)로 구성되어 있고, 명령 추종부분은 주로 무차원 미계수 C_{ma} 및 C_{mq} 의 증대를 위한 내부 상태변수 피드백과 피치축 명령신호와의 정상상태 오차를 줄이기 위한 적분제어기로 구성되어 있다. 피치축 제어기의 설계는 비행성 요구도를 만족하도록 명령 추종부분의 피드백 게인을 구하는 것이다.

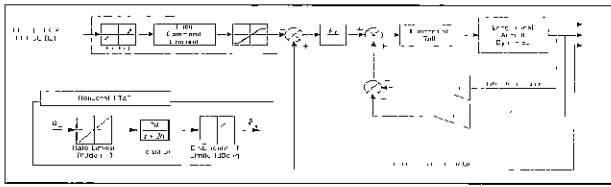


그림 1. 피치축 제어계.

Fig. 1. Pitch axis control system.

2. 비행성(Flying Qualities) 요구조건

피치축 제어계와 관련된 비행성 요구조건은 상당히 방대한 분량으로서[6][7], 최초 비행제어법칙 설계단계부터 궁극적인 비행시험단계까지 충실하게 검증되어야 한다. 그러나, 설계 초기단계에서는 항공기의 단주기 특성(Short Period Oscillation)과 관련된 다음의 요구조건을 적용한다[8].

- ◎ 단주기 고유진동수(ω_n)와 감쇠비(ζ)에 관한 규정
 $\omega_n T_{\theta}$ 와 ζ 는 그림 2의 경계조건을 만족시켜야 한다.
- ◎ 시간축 응답특성에 관한 규정
 단위 계단과 피치스틱 입력에 대한 q , θ 의 응답특성에서 q_{peak}/q_{ss} 와 $\Delta\theta_{peak}/q_{ss}$ 는 그림 3의 범위에 있어야 한다.

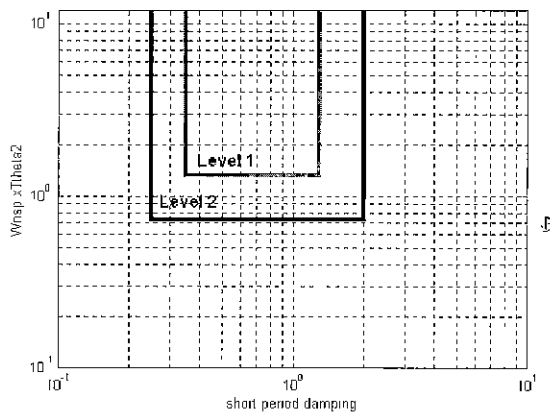


그림 2. 단주기운동의 고유진동수 및 감쇠비 요구도.
 Fig. 2. The specification for natural frequency and damping ratio of short period mode.

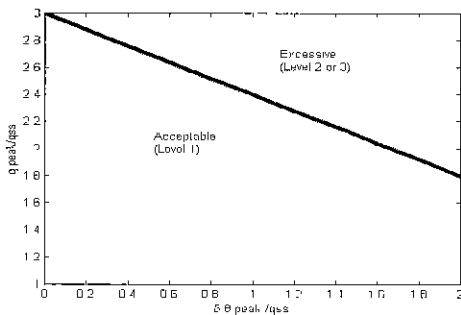


그림 3. q 와 θ 응답 요구도

Fig. 3. The response spec for q and θ .

그림 2와 3은 Category A 비행단계 (Non terminal/

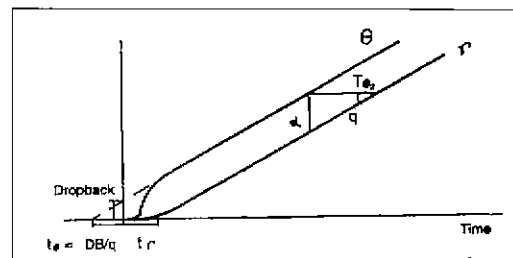
Rapid maneuver Flight Phase)에서 Level 1의 비행성을 만족시키는 설계 요구조건이다. 사용되는 각 파라미터에 대한 정의는 그림 4에 나타내었다

일반적으로 조종사가 선호하는 피치축 비행성은 단주기 운동의 감쇠비(ζ)가 0.7 근처, 그리고 단주기 고유진동수(ω_n), 종축의 안정미계수(Z_w) 및 비행체 속도(V_i)에 의하여 계산되는 CAP (Control Anticipation Parameter)¹ 이 0.1 정도로 이는 단주기운동의 고유진동수 1.95 rad/sec에 해당한다. 따라서 제어계 설계목표로 이 값이 사용된다

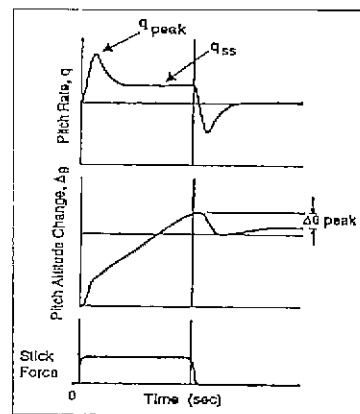
3. 일반적인 제어계 설계
 그림 1의 피치축 제어계 설계시 받음각(angle of attack, α) 및 피치속도(pitch rate, q)를 상태변수로 하는 (1)의 선형 단주기 운동 방정식만을 가지고 설계를 수행한다 반면에 시뮬레이션을 통한 검증은 온전한 종축 운동방정식을 사용할 뿐 아니라 작동기 모델 및 시간지연(Time Delay)도 포함한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & 1 \\ M_w & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\dot{\alpha}}/V_i \\ M_{\dot{q}} \end{bmatrix} \delta e \quad (1)$$

여기서, Z_w 는 종축 힘 안정미계수, M_w, M_q 는 종축 모멘트 안정 미계수, $Z_{\dot{\alpha}}, M_{\dot{q}}$ 는 각각 종축 힘 및 모멘트 조종 미계수, 그리고 V_i 는 비행체 속도를 의미한다[9]. 이때 $Z_{\dot{\alpha}}/V_i$ 값의 크기는 $M_{\dot{q}}$ 값과 비교하여 매우 작으며, 거의



(a) T_{θ} 정의



(b) $q_{peak}, q_{ss}, \Delta\theta_{peak}$ 의 정의

그림 4. 비행성 관련 파라미터 정의.

Fig. 4. The definitions of flying quality parameters

1. CAP= $\omega_n^2/(Z_w V_i/g)$

0에 가까우므로 무시할 수 있다. (1)에 Nz-명령추종 시스템의 적분기를 포함한 상태방정식을 나타내면 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -V_z Z_w / 32.2 & 0 \\ 0 & Z_w & 1 \\ 0 & M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_{\delta e} \end{bmatrix} \delta e \quad (2)$$

이때 x는 적분기의 출력상태변수이다. 설계 기준점 (Mach 0.6, Alt. 30Kft)에서 대표 중량/무게중심 조건(60% 내부연료)에서의 (2)의 상태 방정식은 다음과 같다.

Nominal Condition (Mach 0.6, Alt. 30Kft)

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -9.5389 & 0 \\ 0 & -0.5169 & 1 \\ 0 & -0.0416 & -0.3436 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.1485 \end{bmatrix} \delta e \quad (3)$$

2.2절의 설계목표를 달성하기 위한 일반적인 제어기법으로는 극점배치기법(Pole Placement)이 사용된다. 즉, 단주기운동 관련 지배근(Dominant Pole)을 설계목표에 따라 설정하고 적분기 관련 극점은 단주기운동 지배근으로부터 4~5배 멀리 위치하도록 설정한다. 그리고, 일반적으로 하나의 대표 중량/무게중심 조건에 대해 설계된 제어계를 CG 전 범위에 적용한다.

이를 적용한 (3)에 대한 설계 결과는 페루프의 단주기운동 극점이 $\sigma_{1,2} = -1.3673 \pm j1.3950$ 이고, 적분기 극점이 $\sigma_3 = -5.47$ 에 위치하며, 제어 게인은 $K_i = -14.6945$, $K_\alpha = 98.4006$, $K_q = 48.6510$ 이다. 이 제어계는 설계 기준조건(대표 중량/무게중심 조건)에 대해서는 양호한 성능을 보이나, 항공기의 외부 장착물에 따른 무게중심 변화(-5% ~ +9%mac)에 대해서는 그림 5의 시간응답에서 보듯이 성능이 저하됨을 알 수 있으며, 그림 6과 7로부터는 CG 변화에 따라 비행성 관련 파라미터가 민감하게 변하고, 심지어는 Level 1의 비행성 요구도를 만족하지 못하는 경우도 발생함을 알 수 있다.

무게중심의 변화는 외부 연료탱크의 연료소모 혹은 낙하 및 무장의 투하나 발사에 의해 심하게 발생하는데, 본 논문에서는 전투기의 일반적인 무게중심 변화 폭인 약 14%mac (Mean Aerodynamic Chord)로 설정하여 그 영향을 보았다. 기준 무게중심으로부터 9%mac 만큼 전방, 5%mac 만큼 후방에 무게중심이 있을 경우 상태방정식은 각각 (4)와 (5)와 같다. 다음 절에서는 (4)와 (5)를 포함하는 CG 전 범위에서의 요구성능을 만족할 수 있는 제어기 설계기법을 제시한다.

Positive 9%mac

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -9.5271 & 0 \\ 0 & -0.5163 & 1 \\ 0 & -2.5526 & -0.3799 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.1534 \end{bmatrix} \delta e \quad (4)$$

Negative 5%mac

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -9.8077 & 0 \\ 0 & -0.5315 & 1 \\ 0 & 4.0367 & -0.2606 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.1507 \end{bmatrix} \delta e \quad (5)$$

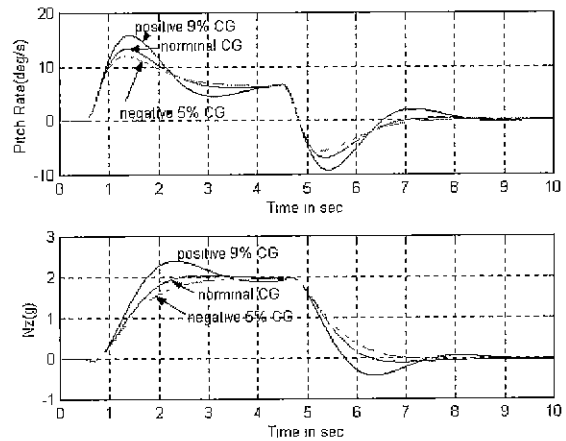


그림 5. 일반적인 제어기의 시간응답 (a) q (b) Nz.
Fig. 5. Time responses of the conventional controller.

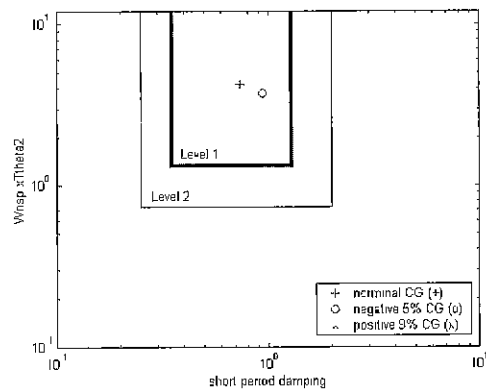


그림 6. 고유진동수 및 감쇠비 요구도.
Fig. 6. The specification for natural frequency and damping ratio of short period mode.

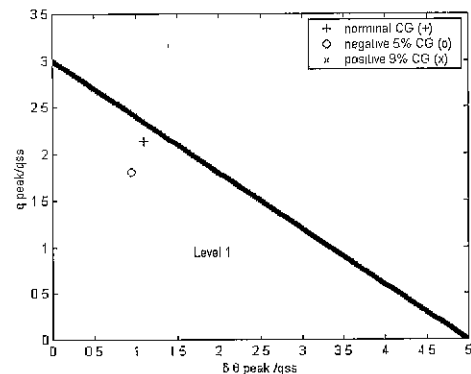


그림 7. q 와 θ 응답 요구도.
Fig. 7. The response spec. for q and θ .

III. LMI 접근방법의 극점배치 기법

본 장에서는 CG 변화에 대해 강건한 제어기의 설계를 위해 설계 기준점 뿐만 아니라 CG 범위의 양 극단에서의 설계점들에 대해서도 공히 요구성능을 만족할 수 있도록

모든 페루프 극점이 일정한 영역에 포함되는 강건한 제어가 존재할 필요충분조건을 선형행렬부등식(LMI: Linear Matrix Inequality)을 이용하여 나타낸다. 따라서 우선 기존의 Lyapunov 정리에 근거한 극점배치와 함께 본 논문에서 사용된 선형 행렬 부등식 영역을 이용한 페루프 시스템의 극점 배치 기법에 대해 언급하고자 한다.

1. LMI 영역

만일 D 를 복소수 영역에서의 LHP의 subregion으로 정의하고 동적 시스템 $\dot{x}=Ax$ 의 모든 극점이 영역 D 에 속하게 되면 이 시스템은 D -안정 (D -stable)하다고 한다. LMI에 의해 정의되는 일반적인 LMI 영역은 다음과 같이 정의된다.

정의 1 : LMI 영역은 다음을 만족하는 복소수 영역의 subset D 로 정의된다.

$$D = \{z \in C \mid L + Mz + M^T \bar{z} < 0\}$$

여기에서 L 과 M 은 $L=L^T$ 를 만족하는 실수 행렬(real matrix)이며, $f_D = L + zM + \bar{z}M^T$ 를 D 의 특성 함수(characteristic function)라고 한다.

즉, LMI 영역이란 z 와 \bar{z} 의 선형 행렬 부등식으로 표현되는 복소수 영역에서의 실수축에 대칭인 Convex한 Subset 영역을 의미한다.

정리 1 : 정방행렬 A 의 고유치가

$$D = \{z \in C \mid f_D(z) = L + Mz + M^T \bar{z}\}$$

와 같은 convex 영역에 존재할 필요충분조건은

$$M_D(A, X) = [\alpha_{ij}X + \beta_{ij}AX + \beta_{ij}XA^T]_{1 \leq i, j \leq m} < 0$$

을 만족하는 양한정 대칭 행렬 X 가 존재하는 것이다.

여기서, $L=L^T = [\alpha_{ij}]_{1 \leq i, j \leq m}$, $M = [\beta_{ij}]_{1 \leq i, j \leq m}$ 이다.

증명 : 참고문헌 [3] 참조

대표적인 LMI 영역에 대한 예를 들면, 먼저, 중심이 $(-q, 0)$ 에 있고 반경이 r 인 disk의 LMI 영역은 다음의 특성 함수로 나타내어진다.

$$f_D(z) = \begin{pmatrix} -r & q+z \\ q+z & -r \end{pmatrix}$$

또한, 중심이 $(0, 0)$ 이고 각도가 θ 인 sector LMI영역에 대한 특성 함수는 다음과 같다.

$$f_\theta(z) = \begin{pmatrix} \sin \frac{\theta}{2}(z + \bar{z}) & \cos \frac{\theta}{2}(z - \bar{z}) \\ \cos \frac{\theta}{2}(\bar{z} - z) & \sin \frac{\theta}{2}(z + \bar{z}) \end{pmatrix}$$

이와 같이 개별적으로 정의된 LMI 영역은 다음과 같은 성질을 지니고 있다.

정리 2 : 행렬 A 가 두 LMI영역 D_1 과 D_2 에서 모두 안정할 필요충분조건은 두 LMI 영역 D_1 과 D_2 에 대해 $M_{D_1}(A, X) < 0$ 와 $M_{D_2}(A, X) < 0$ 를 만족하는 양한정 대칭 행렬 X 가 존재하는 것이다.

증명 : 참고문헌 [3] 참조

즉, 모든 LMI 영역의 교집합 영역은 LMI 영역이므로 앞서의 정리로부터 모든 실수 축에 대해 대칭인 Convex 영역은 각 LMI 영역들을 이용하여 나타내어질 수 있다.

2. LMI 기반의 제어계 설계

본 절에서는 CG 변화에 대해 강건한 제어기를 설계하기 위해 Nominal 설계점뿐만 아니라 CG범위 양 극단에서의 설계점들에 대해서도 모든 페루프 극점을 원하는 LMI 영역에 배치하는 상태피드백 제어계 설계에 대해 언급하고자 한다. 상태 피드백의 경우, 각 페루프 극점은 행렬 $A_{cl} = (A + BK)$ 의 고유값에 해당하므로 각 페루프 극점이 주어진 LMI 영역에 위치하도록 하는 상태 피드백 제어계 설계는 정리에 의해 $M_D(A + BK, X) < 0$ 과 $X > 0$ 를 만족하는 개인 K 를 구하는 것이 된다. 그러나 이 경우 KX 성분에 의해 K 와 X 에 대해 Convex 조건이 만족되지 않으나, $Y = KX$ 로 치환할 경우 X 와 Y 에 대해 Convexity를 보존할 수 있으며 이를 통해 LMI를 이용한 상태피드백 제어계 설계 문제는 Convex Suboptimization 문제로 변환된다[6].

정리 3 : 상태피드백에 의한 페루프 시스템의 고유치가

$$D = \{z \in C \mid f_D(z) = L + Mz + M^T \bar{z} < 0\}$$

와 같은 볼록(Convex) 영역에 존재할 필요충분조건은

$$M_{D_s} = [\alpha_{ij}X + \beta_{ij}(A_k X + B_k Y) + \beta_{ij}(XA_k^T + Y^T B_k^T)] < 0$$

for $1 \leq i, j \leq m, k = 1, \dots, N$

을 만족하는 공통 양한정 행렬 X 와 Y 가 존재하는 것이다.

여기서, N 은 설계점 수이고 상태피드백 이득은 $K = YX^{-1}$ 이다.

증명 : 참고문헌 [4] 참조

3. LMI 기반의 상태변수 피드백 제어계 설계 결과

2.2절의 비행성 요구조건을 만족하기 위해 페루프 극점이 위치해야 할 LMI 영역을 그림 8과 같이 선정하였다. 중심이 원점인 반경 30인 디스크와 원점을 중심으로 각도가 120° 인 Conic Sector의 교집합 영역으로 이에 해당하는 L, M 행렬은 다음과 같다.

$$L = \begin{bmatrix} -30 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -30 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.8660 & -0.5000 \\ 0 & 0 & 0.5000 & 0.8660 \end{bmatrix}$$

여기서, 반경 30은 적분기의 극점을 위해 선정된 값이고, Conic Sector의 각도 120° 는 단주기운동의 감쇄비 설계 목표를 기준으로 선정된 값으로 설계자의 선택에 따라 변경될 수 있다

(3), (4), (5)에 대해 3.2절의 정리 3을 적용하여 LMI로 공식화한 후, Matlab LMI Toolbox를 이용하여 제어계 계산을 계산하였다 그 설계 결과는 다음과 같다.

$$X = \begin{bmatrix} 394.0267 & 65.0181 & 11.7970 \\ 65.0181 & 30.6611 & -59.5694 \\ 11.7970 & -59.5694 & 375.2194 \end{bmatrix}$$

$$Y = [4197 \ 1473 \ 18777]$$

$$K = [-57.1776 \quad 390.4168 \quad 113.8212]$$

이때 각 CG 형상에 대한 페루프 극점은 그림 8에서 보듯이 설정된 LMI영역에 모두 위치한다. 설계된 제어계의 시뮬레이션 결과 및 비행성 평가 결과는 그림 9와 10, 11에 각각 나타내었다. 그림에서 보듯이 항공기 CG 변화에 따라 거의 유사한 시간 응답 특성 및 비행성을 보이며, Level 1의 비행성을 모두 만족함을 알 수 있다. 따라서, 설계된 제어계는 설정된 CG 전 변화 범위에 대해 안정성을 보장할 뿐 아니라 요구 비행성을 충족하는 강건한 특성을 갖고 있음 알 수 있다.

IV. 결론

본 논문에서는 종축 방향의 항공기 무게중심의 전 변화 범위에 대하여 요구 비행성을 만족하는 강건 제어기 설계 기법을 제시하였다. 비행 중에 측정이 거의 불가능한 CG 변화에 대해 강건한 제어기를 설계하기 위해, 변화 가능한 CG 범위의 양 극단에서의 운동방정식을 포함한 극점배치 설계기법을 LMI 접근방법으로 변환하여 설계함으로써, 설계된 제어계는 CG 변화에 대해 안정성을 보장할 뿐 아니라 요구 비행성을 충족하는 강건한 특성을 갖고 있음을 확인하였다. 이 기법은 기존의 고전적인 설계기법에 의한 제어기 구조를 유지하면서 제어 계인을 보완할 수 있고,

이미 개발되어 있는 LMI 계산 Tool을 이용할 수 있어 그 활용성이 매우 높다. 단, 본 설계기법은 전체적인 페루프 극점의 위치에만 초점을 맞추고 있으며, 따라서 이 설계전략은 제어대상 플랜트의 특성에 따라 선별적으로 적용되어야 한다. 또한 추후 연구과제로는 더욱 보수적인 (conservative) 설계를 위하여 작동기 및 시간 지연효과에 대한 구속조건을 고려한 설계로의 확장이 요구된다.

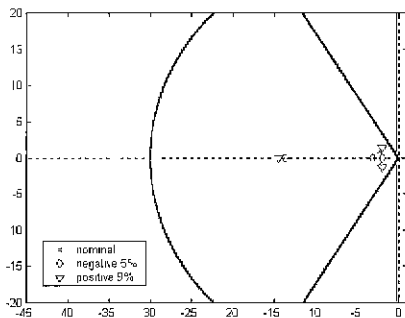


그림 8. 페루프 극점.
Fig. 8. Closed-loop pole location.

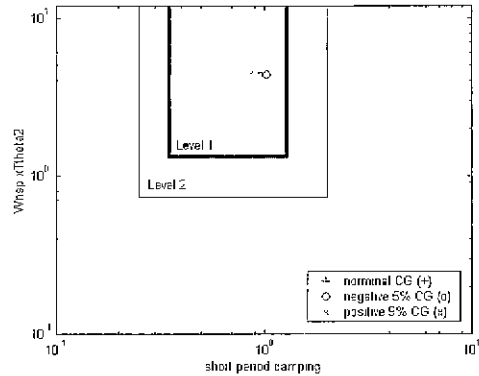


그림 10. 고유진동수 및 감쇠비 요구도
Fig 10 The specification for natural frequency and damping ratio of short period mode

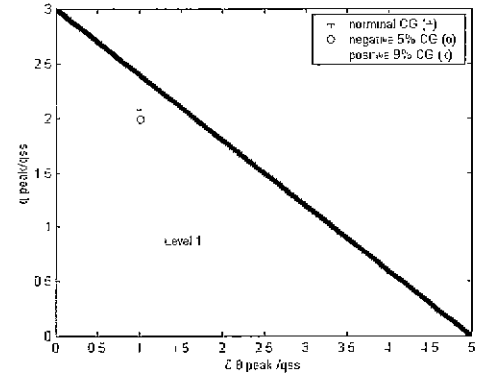


그림 11 q 와 theta 응답 요구도.
Fig 11. The response spec. for q and theta

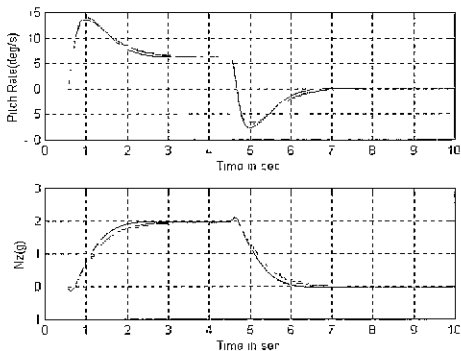


그림 9. LMI 기반의 제어기의 시간응답. (a) q, (b) Nz.
Fig. 9. Time responses of LMI-based controller.

참고문헌

- [1] Shamma, J. S. and Athans, M., "Analysis of gain scheduled control of nonlinear plants." *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 35, no. 8, 1970.
- [2] 홍성경, 구원준, "무인항공기 종방향 자세제어기 설계 및 강건성 해석," 제2회 항공기 개발기술 심포지엄, pp 240-248, 1994.
- [3] Chilali, M. and Gahinet, P., "H_∞ design with pole placement constraints: An LMI approach," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 41, no. 3, 1996.
- [4] Gahinet, P., P. Apkarian, and M. Chilali, "Affine parameter-dependent lyapunov functions for real parametric uncertainty," *Proc. Conf. Decision and Control*, pp. 2026-2031, 1994.

[5] S. Boyd, L. El Chaoui, E. Feron, and V. Balakrishnan, *Linear Matrix Inequalities in Systems and Control Theory*, vol. 15. Philadelphia: SIAM, 1994.

[6] "Military standard - flying qualities of piloted aircraft," *MIL-STD-1797A*, Jan., 1990.

[7] "Military specification - flying qualities of

piloted aircraft." *MIL-F-8785C*, Nov., 1980.

[8] 남윤수, 이은용, "정적으로 불안정한 항공기의 피치축 제어계 설계에 관한 연구 (I): 제어계 게인설정 알고리즘," *한국항공우주학회지*, 26권 2호, pp. 110-120, 1998.

[9] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, 1990.



홍성경

1987년 연세대 기계공학과 졸업. 동대학원 석사(1989), Texas A&M Univ. 기계공학 박사(1998). 1989년~2000 국방과학연구소 선임연구원. 현재 세종대학교 기계항공우주공학부 조교수.

관심분야는 지능제어, 강건제어 및 센서응용



김병수

1982년 서울대 항공공학과 졸업. 동대학원 석사(1984), Georgia Tech. 항공공학 박사(1994). 1994년~2000 현재 국방과학연구소 선임연구원. 현재 경상대학교 수송기계공학부 조교수. 관심

분야는 비행역학 및 제어, 신경망회로 및 비선형제어.