

論文

LQ비행제어를 위한 무충돌 전환 구현 알고리즘

김태신*, 박종후**, 권오규*, 박춘배**

Bumpless Transfer Implementation Algorithm for LQ Flight Control

Tae-Shin Kim*, Jong-Hoo Park**, Oh-Kyu Kwon* and Choonbae Park**

ABSTRACT

This paper proposes an algorithm for switching LQ(Linear Quadratic) controllers designed at each flight envelope without a bump phenomenon. This algorithm is derived to apply to LQ controller more easily than existing implementation algorithm and is proposed to consider trim points of nonlinear models, which is adequate to real applications. This paper exemplifies the control performance improvement via simulations applied to LQ control of a supersonic test aircraft as a benchmark problem to test the proposed algorithm performance.

초 록

이 논문에서는 항공기의 비행제어에 적용하기 위해 각각의 비행영역에서 설계된 LQ(Linear Quadratic)제어기를 비행영역이 바뀌어도 충돌 없이 교체할 수 있는 알고리즘을 제안한다. 이 알고리즘은 기존의 구현 알고리즘에 비해 LQ제어기에 적용하기 편리하게 유도되었고, 비선형 모델에도 적용할 수 있도록 트림점을 포함한 식으로 제시된다. 제안된 알고리즘의 성능을 확인하기 위해 시험표준 문제로 초음속 시험 항공기의 LQ제어 문제에 적용하는 모의실험을 수행하고 제어성능이 우수함을 예시한다.

Key Words : Bumpless transfer(무충돌 전환), LQ, Flight control(비행 제어), Controller switching(제어기 교체)

1. 서 론

항공기와 같이 비선형성이 강한 시스템의 제어 문제에서는 하나의 제어기만으로 비행 전구간에 대해 만족할 만한 제어성능을 얻을 수 없다. 그러므로 이러한 문제를 해결하기 위해서 비행기의 각각의 동작점 부근에서 제어기를 설계해서 사용하게 된다. 따라서 우리는 비행구간이 바뀔 때마다 제어기를 교체해야 하는 문제에 직면하게 된다. 이때 아무런 대책 없이 제어기를 교체하면

갑작스럽게 제어기의 출력의 차이가 발생하게 된다. 이러한 갑작스런 제어기 출력의 차이는 전체 비행제어 시스템에 있어서 큰 비선형성을 초래하게 되고, 제어성능에 악영향을 미치게 된다. 이러한 제어기 교체시의 불연속을 방지하기 위해 PID제어기의 경우에는 보통 이득계획(gain scheduling) 기법을 사용하고 있는데, 이것은 동작점이 바뀌더라도 PID제어기 계수가 연속적으로 변화하기 때문에 가능하다[1-2]. PID제어기는 이러한 장점 때문에 많이 쓰이고 있으나 단입출력(SISO, Single Input Single Output) 시스템에 한 국한되는 근본적인 제약성을 지니고 있어서 다변수(MIMO, Multi Input Multi Output) 시스템에 적용하려면 대상시스템을 분해해야 하는 약점이 있다.

† 2006년 7월 7일 접수 ~ 2006년 10월 16일 심사완료

* 정회원, 인하대학교 전기공학과

** 정회원, 인하대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail : okkwon@inha.ac.kr
인천광역시 남구 용현동 253

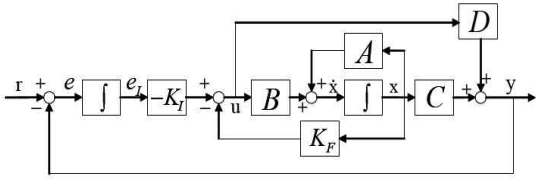


그림 1. 오차항에 적분기 이득을 추가한 LQ 제어시스템의 블록선도

LQ제어는 다변수 제어기법으로 제시되어 PID 제어기법의 약점을 보완하므로 현대제어기법 중 실제 문제에 가장 폭넓게 적용되고 있다. 이 제어기법은 설계자가 제어입력의 크기와 상태변수의 정착시간의 요구조건을 모두 고려할 수 있게 하며, 무한구간 최적화를 고려하고 가중행렬을 적당히 선택하면 폐로 시스템은 매우 양호한 다변수 안정성 여유를 갖는다는 중요한 성질을 지니고 있다. 또한 LQ제어기법은 선형 다변수 시스템을 단일출력 시스템으로 분해하지 않고 수학적으로 직접 다루기 때문에 다변수 시스템에 대해서는 제어기를 설계하는 절차가 PID제어기법보다 간단하다. 이러한 장점 때문에 LQ제어기는 많은 분야에서 응용되었으며, 특히 항공분야에서의 비행제어 문제에 매우 활발하게 적용되어왔다. 그러나 여러 개의 동작점을 갖는 항공기 비행제어에 LQ제어기법을 사용하는 경우에는 이득 계획기법을 사용할 수 없다는 문제점이 있다. 왜냐하면 LQ제어기법과 같은 대부분의 다변수 선형제어기법은 모델기반 제어기법으로서 동작점에 따라 선형화된 모델이 바뀌면 설계된 제어기 계수가 불연속적으로 변화하기 때문이다.

선형 제어기를 실제 비선형 시스템에 적용하기 위해서는 대부분 필수적으로 제어기 교체가 필요함에도 불구하고 최근까지 무충돌 제어기 교체를 위한 연구는 누적방지를 위한 연구의 부산물로 취급되어 왔다. 다시 말해 구동기의 제약조건으로 인한 제어기출력과 구동기출력의 차이로 인한 누적을 방지하기 위한 연구를 통해 자연스럽게 무충돌 전환을 이룰 수 있음을 보여주는 수준에서 그쳤다[3]. 그러나 최근에 다변수 제어기의 무충돌 전환문제를 다루는 연구들이 본격적으로 진행되고 있다[4-6].

이 논문에서는 LQ제어기의 무충돌 전환을 위해 온라인 LQ제어기와 오프라인 LQ제어기의 출력 차이를 LQ이론을 사용해서 최소화함으로써 무충돌 전환이 가능함을 보여준다. 또한 수식을 유도할 때 동작점을 포함함으로써 비선형 플랜트에 직접 적용할 수 있도록 하였으며, 서로 다른

동작점에서 설계된 제어기의 무충돌 전환 구조를 비선형 시뮬레이션을 통해 보여준다. 이 논문에서 사용한 항공기 모델은 초음속 시험 항공기로서 공력 데이터베이스와 LQ제어기법은 [7]에서의 연구결과를 이용한다.

II. LQ제어 무충돌 전환

2.1 LQ제어기의 구조

그림 1은 항공기의 추종성능을 만족시키기 위해서 오차항에 적분기 이득을 추가한 LQ제어 시스템의 기본 블록선도이다. 이 논문에서 표기의 간략화를 위해 시간에 대한 함수를 의미하는 표기, (t)를 많은 부분에서 생략했다. 식(1)은 LQ제어기 설계를 위한 가격함수이다. 식(2)는 그림1의 블록선도의 상태 x와 오차항의 적분항 e_I를 상태로 잡은 확장된 상태공간모델이다.

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

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{e}_I(t) \end{bmatrix} = \bar{A} \begin{bmatrix} x(t) \\ e_I(t) \end{bmatrix} + \bar{B} u(t) + \begin{bmatrix} 0_{n \times p} \\ I_{p \times p} \end{bmatrix} r \quad (2)$$

여기서 $e_I(t) = \int_0^t r - y(t) dt$ 이고, $x \in R^n$, $e_I \in R^p$, $u \in R^q$, $r \in R^p$, $y \in R^p$, \bar{Q} 는 양반한정행렬, R은 양한정행렬이다. $0_{n \times p}$ 는 $n \times p$ 인 영행렬을 의미하고, $I_{p \times p}$ 는 $p \times p$ 인 단위행렬을 의미한다. 상태공간모델 (2)를 제약조건으로 하면서 가격함수 (1)을 최소화하기 위해서 다음과 같이 해밀토니안(Hamiltonian)을 잡는다.

$$H = \frac{1}{2} \bar{x}(t)^T \bar{Q} \bar{x}(t) + \frac{1}{2} u(t)^T R u(t) + \lambda(t)^T [\bar{A} \bar{x}(t) + \bar{B} u(t) - \dot{\bar{x}}(t)] \quad (3)$$

이 해밀토니안의 상보상태(co-state)벡터 $\lambda(t)$ 는 리카티 미분 방정식(Differential Riccati equation) (4)의 해, $P(t)$ 를 이용하여 식(5)의 형태로 표현된다.

$$\dot{P}(t) = -P(t)\bar{A} - \bar{A}^T P(t) - \bar{Q} + P(t)\bar{B}R^{-1}\bar{B}^T P(t) \quad (4)$$

$$\lambda(t) = P(t)\bar{x}(t) \quad (5)$$

여기서 $\bar{x} = \begin{bmatrix} x(t) \\ e_I(t) \end{bmatrix}$, $\dot{\bar{x}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{e}_I(t) \end{bmatrix}$, $\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0_{n \times p} \\ -C & 0_{p \times p} \end{bmatrix}$,

$\bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ -D \end{bmatrix}$, $\bar{Q} = \begin{bmatrix} 0_{n \times n} & 0_{n \times p} \\ 0_{p \times n} & Q \end{bmatrix}$ 이다. 제어기출력은 식 (6)에 의해 구해진다.

$$u(t) = -R^{-1}\bar{B}^T P \bar{x}(t) \quad (6)$$

여기서 P 는 대수 리카티 방정식 (7)을 사용해서 구할 수 있다.

$$0 = -\bar{P}\bar{A} - \bar{A}^T\bar{P} - \bar{Q} + \bar{P}\bar{B}R^{-1}\bar{B}^T\bar{P} \quad (7)$$

$$-R^{-1}\bar{B}^T\bar{P}\bar{x}(t) = -K_F x(t) - K_I e_I(t) \quad (8)$$

식(8)에서 행렬 $R^{-1}\bar{B}^T P$ 가 행렬 K_F 와 K_I 로 나누어짐을 볼 수 있다. 이 논문에서는 대상항공기의 비선형 모델을 동작점에서 선형화한 후 중축 모델과 횡축모델로 근사화해서 각각에 대해 중축 제어기와 횡축제어기를 설계했다. 항공기의 비선형 모델링과 선형화, 제어기 설계에 대한 자세한 사항은 생략한다.

2.2 무충돌전환 알고리즘 유도

본 절에서는 LQ제어기에서의 무충돌 전환 문제를 설정하고 해법을 제시한다. 무충돌 전환의 기본구조는 그림 2와 같으며, 무충돌 전환을 위해서는 u 와 \tilde{u} 가 거의 같아지도록 정적 되먹임이득행렬 F 를 유도하는 문제로 귀착된다. 여기서 온라인 제어기는 현재 항공기를 제어하고 있는 제어기를 의미하고 오프라인 제어기는 온라인 제어기의 동작점에 인접한 동작점에서 설계된 제어기를 의미한다. 오프라인 제어기의 기준입력을 r 대신 α 를 사용함으로써 제어기 교체시 두 제어기간의 출력차를 최소화 시킨다. 그림3은 동작점에서 설계된 선형제어기를 실제 비선형 시스템에 적용시 동작점의 가감을 보여준다. 여기서 아래 첨자 'on'은 온라인을 의미하고, 'off'는 오프라인을 의미한다. 또한 위첨자 '0'는 동작점을 의미한다. 그리고 $x \in R^n$, $\alpha \in R^p$, $u \in R^m$, $r \in R^p$, $y \in R^n$ 이고 모든 다른 벡터와 행렬은 호환가능한 차원을 갖는다고 가정한다.

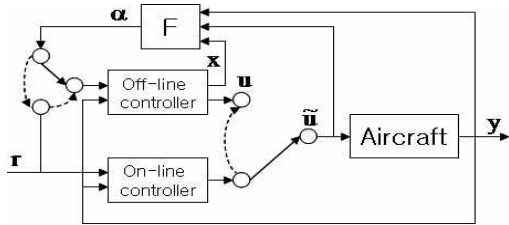


그림 2. 무충돌 전환 기본구조

2.2.1 유한구간에서의 유도

무충돌 전환을 위해 그림 3에 대해 식(9-11)과 같은 가격함수를 설정한다. α 는 되먹임이득행렬 F 에 의해 발생하는 신호이다.

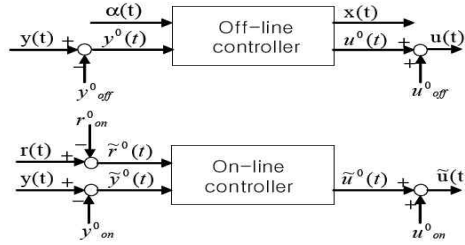


그림 3. 선형제어기의 비선형 시스템 적용 개념도

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} [Z_u(t)^T W_u Z_u(t) + Z_c(t)^T W_c Z_c(t)] dt \quad (9)$$

$$+ \frac{1}{2} Z_u(t_f)^T P Z_u(t_f)$$

$$Z_u(t) = u(t) - \tilde{u}(t) \quad (10)$$

$$Z_c(t) = \alpha(t) - \tilde{r}^0(t) \quad (11)$$

여기서 W_u 와 W_c 는 상수 양행정 가중행렬이다. $Z_u(t_f)$ 는 종단시간 t_f 에서 제어기 출력신호들의 차이이고 P 는 양반한정가중행렬이다. 되먹임이득행렬 F 를 구하기 위해 우리는 가격함수(식(9))를 최소화하는 문제를 풀어야 한다. 오프라인 제어기가 r 대신 α 에 의해 작동된다면, 그때 항공기 제어를 위해 설계된 LQ 제어기를 표현할 수 있는 상태공간모델을 다음과 같이 표현하자.

$$\dot{x}(t) = B_1\alpha(t) + B_2(y(t) - y_{off}^0) \quad (12)$$

$$u(t) = Cx(t) + D(y(t) - y_{off}^0) + u_{off}^0 \quad (13)$$

식(12)는 가격함수(식(9))의 제약조건이 된다. 이러한 제약조건을 만족하면서 가격함수를 최소화 하는 α 를 구하기 위해 식(14)와 같이 해밀토니언 H 를 정의한다.

$$H = \frac{1}{2} [(u - \tilde{u})^T W_u (u - \tilde{u}) + (\alpha - \tilde{r}^0)^T W_c (\alpha - \tilde{r}^0)] + \lambda^T (B_1\alpha + B_2(y - y_{off}^0)) \quad (14)$$

$$\dot{x} = \frac{\partial H}{\partial \lambda} \quad (15)$$

$$-\dot{\lambda} = \frac{\partial H}{\partial x} \quad (16)$$

$$0 = \frac{\partial H}{\partial \alpha} \quad (17)$$

$$\lambda(t_f) = \frac{\partial \phi}{\partial x(t_f)} \quad (18)$$

여기서 $\phi = \frac{1}{2} Z_u(t_f)^T P Z_u(t_f)$ 이다. 식(17)을 정리하면 다음과 같은 식(19)가 유도된다.

$$\alpha = (r - r_{on}^0) - W_e^{-1} B_1^T \lambda \quad (19)$$

식(15)에 식(19)를 대입한 식과 식(16)을 풀어서 정리한 식을 하나로 정리하면 다음과 같은 식(20)을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -B_1 W_e^{-1} B_1^T \\ -C^T W_u C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \lambda \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_2 \\ -C^T W_u D \end{bmatrix} (y - y_{off}^0) + \begin{bmatrix} 0 \\ C^T W_u \end{bmatrix} (\tilde{u}^0 + u_{on}^0 - u_{off}^0) + \begin{bmatrix} B_1 \\ 0 \end{bmatrix} (r - r_{on}^0) \quad (20)$$

위의 식(20)은 비제차미분방정식의 형태를 갖는데 LQ최소화 문제에서 자주 발생하는 형태이다. 이것은 스위프 방법(method of sweep)에 의해 풀 수 있는데, 이를 위해 다음과 같이 λ 를 정한다[4].

$$\lambda(t) = \Pi(t)x(t) - g(t) \quad (21)$$

$$\dot{\lambda}(t) = \dot{\Pi}(t)x(t) + \Pi(t)\dot{x}(t) - \dot{g}(t) \quad (22)$$

식(19)에 식(21)을 대입하고 그 결과를 식(12)에 대입한다. 다시 그 결과를 식(22)에 대입해 정리하면 식(23)을 얻는다.

$$\dot{\lambda} = (\dot{\Pi} - \Pi B_1 W_e^{-1} B_1^T \Pi)x + \Pi B_1 (r - r_{on}^0) + \Pi B_2 (y - y_{off}^0) + \Pi B_1 W_e^{-1} B_1^T g - \dot{g} \quad (23)$$

식(20)의 상보상태 수식과 식(23)의 계수비교를 통해 식(24)와 식(25)와 같은 2개의 미분방정식을 얻는다.

$$-\dot{\Pi} = -\Pi \tilde{B} \Pi + \tilde{C} \quad (24)$$

$$-\dot{g} = -\Pi \tilde{B} g - (C^T W_u D + \Pi B_2)(y - y_{off}^0) + C^T W_u (\tilde{u}^0 + u_{on}^0 - u_{off}^0) - \Pi B_1 (r - r_{on}^0) \quad (25)$$

여기서 $\tilde{B} = B_1 W_e^{-1} B_1^T$ 이고 $\tilde{C} = C^T W_u C$ 이다. 식(24)는 A 를 영행렬이라고 할 때 식(26)과 같이 다시 표현하는 것이 가능하다.

$$-\dot{\Pi} = \Pi A + A^T \Pi + \tilde{C} - \Pi \tilde{B} \Pi \quad (26)$$

식(26)은 미분 리카티 방정식의 형태로 볼 수

있다. W_u 가 실수 양반한정행렬이면 \tilde{C} 는 실수 양반한정행렬이고 W_e 가 실수 양반한정행렬이면 미분 리카티 방정식을 만족하는 Π 가 실수 행렬임을 알 수 있다[8]. 식(18)에서부터 식(27)의 종단경계 조건을 얻는다. 또한 식(21)에서 식(28)의 종단경계 조건을 얻는다.

$$\lambda(t_f) = C^T P C x(t_f) + C^T P D (y(t_f) - y_{off}^0) + C^T P (u_{off}^0 - \tilde{u}^0(t_f) - u_{on}^0) \quad (27)$$

$$\lambda(t_f) = \Pi(t_f)x(t_f) - g(t_f) \quad (28)$$

식(27)과 식(28)의 계수를 비교하면 식(29)와 식(30)을 얻는다.

$$\Pi(t_f) = C^T P C \quad (29)$$

$$g(t_f) = -C^T P D (y(t_f) - y_{off}^0) + C^T P (\tilde{u}^0(t_f) + u_{on}^0 - u_{off}^0) \quad (30)$$

식(24)와 식(25)에서 식(29)와 식(30)을 종단조건으로 사용해서 시변행렬 Π 와 시변벡터 g 를 결정할 수 있다. 그리고 식(21)을 사용해서 상보상태벡터 λ 를 구할 수 있다. 여기서 식(21)의 x 는 식(13)으로 부터 얻을 수 있다. 이렇게 구한 λ 를 사용해서 식(19)에 대입하면 우리가 원하는 α 를 구할 수 있다. 유한구간에서의 무충돌 전환조건들을 적용하기 위해서는 두 가지 중요한 문제가 있다. 하나는 사전에 $y(t)$, $\tilde{u}^0(t)$ 를 알고 있다는 가정 하에서 상보상태벡터 λ 의 출력을 유한 구간 내에서 계산해야만 하는 문제이다. 이 경우 종단조건을 사용해서 거꾸로 현재 적용되는 λ 를 구해야하므로 상당한 시간이 걸린다. 그러므로 빠른 시간 안에 모든 계산을 끝내야만 하는 실제 적용에는 적합하지 못하다. 나머지 하나는 $y(t)$, $\tilde{u}^0(t)$ 를 미리 알고 있어야만 하는 것이다. 일반적인 경우에 있어서 그것들을 미리 알고 있기는 불가능하다. 그러므로 실제 적용에서 유한 구간의 결과는 위의 두 가지 문제 때문에 적용하기가 어렵다. 그러나 무한구간으로 즉, $t_f \rightarrow \infty$ 로 가도록 결과를 확장하면 실질적으로 유용한 구현할 수 있는 결과를 얻을 수 있다.

2.2.2 무한구간에서의 유도

무한구간에서 Π 의 값을 얻기 위해서는 식(31)과 같은 대수 리카티 방정식의 해를 구해야 한다. 이 대수 리카티 방정식의 해는 식(26)의 정상상태 해이다. 이 대수 리카티 방정식이 유일한 양반한정 해를 갖게 되는 조건은 잘 알려진 사실이고 자세한 내용은 생략한다[4].

$$\Pi A + A^T \Pi - \Pi \tilde{B} \Pi + \tilde{C} = 0 \quad (31)$$

무한구간에서 g 를 구하기 위해 식(25)를 살펴 보자. 식(25)의 미분방정식은 $y(t)$ 와 $\tilde{u}^0(t)$ 가 임의의 외부신호이므로 상수로 수렴하지 않는다. 그러므로 $t_f \rightarrow \infty$ 일 때 상수값 g 를 구하기 위해서는 외부신호 $y(t)$ 와 $\tilde{u}^0(t)$ 가 상수라는 가정이 필요하다. 그러므로 여기서 구한 g 는 실제 g 가 아니고 근사값이 된다. 이러한 가정하에 다시 식(25)를 살펴보자. 이 식이 정상상태 해를 갖기 위해서는 식이 안정해야 한다. 즉, $-\Pi \tilde{B}$ 가 안정행렬 이어야 한다. 그런데 대수 리카티 방정식(31)의 \tilde{B} 와 \tilde{C} 는 양한정행렬이고 A 가 영행렬이므로 대수 리카티 방정식의 잘 알려진 기본 성질에 의해 양반정행렬 Π 를 갖게 되고, 따라서 $-\Pi \tilde{B}$ 가 안정하다. 그러므로 식(25)는 $t_f \rightarrow \infty$ 일 때 유일한 정상상태 해를 갖게 된다. 그러므로 식(25)를 0으로 놓을 수 있고 다음과 같이 정리가 가능하다.

$$\begin{aligned} W_e^{-1} B_1^T g = & -(\Pi B_1)^{-1} (C^T W_u D + \Pi B_2) (y - y_{off}^0) \\ & - (\Pi B_1)^{-1} C^T W_u (u_{off}^0 - \tilde{u}^0 - u_{on}^0) - (r - r_{on}^0) \end{aligned} \quad (32)$$

식(21)과 식(32)을 식(19)에 대입해 정리하면 식(33)을 얻는다.

$$\alpha = F \begin{bmatrix} x \\ y - y_{off}^0 \\ \tilde{u} - u_{off}^0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

여기서 $F = \begin{bmatrix} [-W_e^{-1} B_1^T \Pi]^T \\ [-(\Pi B_1)^{-1} (C^T W_u D + \Pi B_2)]^T \\ [(\Pi B_1)^{-1} C^T W_u]^T \end{bmatrix}$ 이다.

III. LQ제어 무충돌 전환

이 논문에서 제시한 무충돌 전환 알고리즘은 온라인 제어가 동작되는 동안에 오프라인 제어기의 출력이 온라인 제어기의 출력과 같아지도록 적당한 α 를 구하여 오프라인 제어기의 내부 상태를 계속해서 갱신하는 것이다. 본 장에서는 LQ제어기 교체시 무충돌 전환을 시뮬레이션 상으로 보여준다. 비교대상이 되는 제어기법은 LQ제어기를 무충돌 전환 알고리즘 적용 없이 즉, 오프라인 제어입력으로 r 를 그대로 사용해서 LQ제어기를 교체하는 것이다. 대상 항공기는 초음속 시험 항공기로서 이 항공기의 비행영역선도(Flight envelope)는 그림 4와 같다. 시뮬레이션에

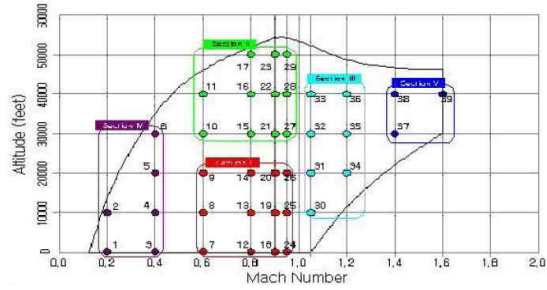


그림 4. 대상 항공기의 비행영역선도

서 항공기는 그림 4의 비행영역선도에서 14번 동작점인 고도 20000ft, 마하 0.8의 평형상태로 날고 있다가 항공기의 고도를 상승시키고 항공기의 롤 자세각을 증가시키는 기동을 수행한다. 이때 항공기의 마하수가 급격하게 감소하고 고도의 상승으로 인해 다른 비행 영역으로 넘어가면서 제어기 교체가 이루어진다. 종축제어기에서 기준 입력은 다음과 같이 선택한다.

- 수직 방향 가속도(N_z)(g)

종축제어기의 출력은 다음과 같다.

- Elevator 변위각(δ_e)(Deg)

오프라인 종축제어기의 기준 입력, $\alpha_{Lon}(t)$ 를 생성시키는 종축제어기이득행렬, F_{Lon} 을 구하기 위한 가중행렬을 다음과 같이 선택한다.

$$W_u = \text{diag}(100), W_e = \text{diag}(100)$$

횡축제어기에서의 기준 입력은 다음과 같이 선택한다.

- 동체 좌표계에 대한 롤 각속도(p)(rad/sec)
- 옆 미끄럼각(β)(rad)
- 동체 좌표계에 대한 y 방향의 가속도(N_y)(g)

횡축제어기의 출력은 다음과 같다.

- Taileron 변위각(δ_w)(Deg)
- Aileron 변위각(δ_a)(Deg)
- Rudder 변위각(δ_r)(Deg)

오프라인 횡축제어기의 기준 입력, $\alpha_{Lat}(t)$ 를 생성시키는 횡축제어기이득행렬, F_{Lat} 행렬을 구하기 위한 가중행렬은 다음과 같이 선택한다.

$$W_u = \text{diag}(800, 500, 100), W_e = \text{diag}(10^3, 10^3, 10^3)$$

항공기의 응답을 보여주는 그래프에서 사용한 약어는 다음과 같다.

- 지면 좌표계에 대한 항공기의 롤 자세각(ϕ)

- 동체 좌표계에 대한 피치 각속도(q)
- 지면 좌표계에 대한 항공기의 피치 자세각
- 동체 좌표계에 대한 요 각속도(r)
- 지면 좌표계에 대한 항공기의 요 자세각(ψ)
- 받음각(α)
- 마하수($Mach$)
- 고도(H)

시뮬레이션에서 N_y 의 기준입력을 0초~1초 구간에는 1(g), 1초~5초 구간에는 2.5(g), 5초~10초 구간에는 4(g), 10초~15초 구간에는 1(g)로 주었다. p 의 기준입력은 0초~2초 구간에는 0(rad/sec), 2초~6초 구간에서 0.0873(rad/sec), 6초~15초 구간에는 0(rad/sec)로 주었다. β 와 N_y 의 기준입력은 각각 전 구간에서 0(rad)과 0(g)로 주었다. 그림 5(a)를 보면 9.17초에서 제어기 교체가 일어났음을 알 수 있고 특히 δ_e 에서 충돌현상이 크게 일어난 것을 볼 수 있다. 그러나 제안된 무충돌 전환 알고리즘을 적용한 경우에는 그림 5(b)에서 보듯이 9.17초에 제어기 교체가 이루어 졌음에도 충돌현상이 거의 일어나지 않은 것을 볼 수 있다.

그림 6과 그림 7을 보면 마하수가 0.7이하로 내려가는 것을 볼 수 있다. 이때 제어기는 비행 영역이 14번 동작점에서 9번 동작점으로 이동했다고 판단하고 제어기 교체가 이루어진다. 그림 6

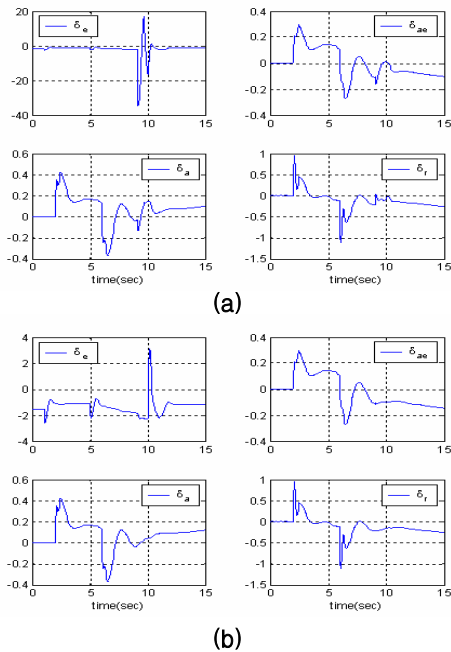


그림 5. 제어기출력 비교
(a) 무충돌전환 미적용 (b) 무충돌전환 적용

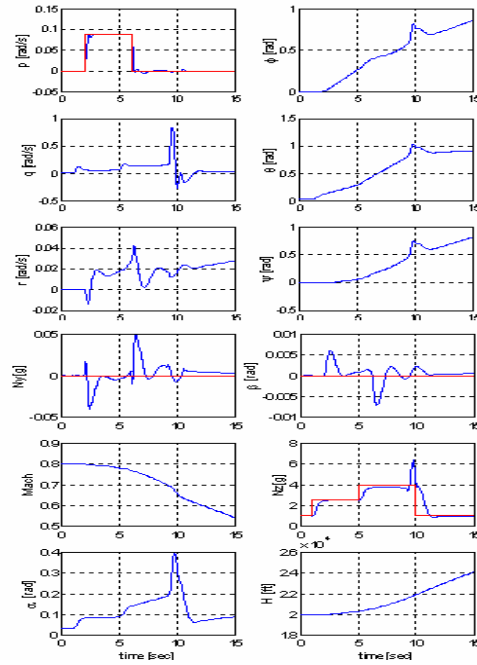


그림 6. 무충돌 전환 알고리즘 미적용시 응답

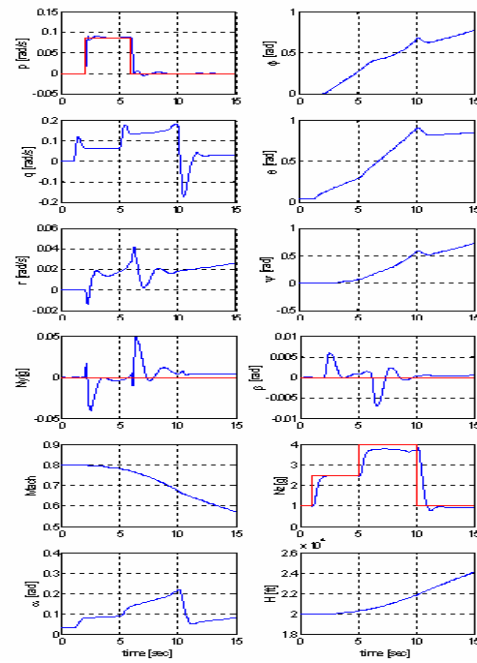


그림 7. 무충돌 전환 알고리즘 적용시 응답

은 무충돌 전환 알고리즘을 적용하지 않았을 경우 항공기의 응답을 보여주고, 그림 7은 무충돌 전환 알고리즘을 적용한 경우 항공기의 응답을 보여준다. 두 가지 경우에 대한 항공기의 응답을

비교해 보면, 무충돌 전환 알고리즘을 적용한 경우에 항공기의 제어성능이 확연히 향상되었음을 볼 수 있다. 특히 중운동에서 무충돌 전환 알고리즘을 적용하지 않았을 경우에 큰 충돌 현상으로 인해 N 의 심한 초과현상이 발생했고, 따라서 받음각의 급격한 상승 등 좋지 않은 수행결과를 보였다.

IV. 결 론

이 논문에서는 항공기에 적용된 LQ제어기의 구조를 예시하고 LQ제어에 적합한 무충돌 전환 알고리즘을 각각 유한구간과 무한구간에서 유도하였으며, 실제 적용에 적합한 무한구간에서 유도 결과를 초음속 시험 항공기에 적용하고 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 대상 항공기가 그림 4에서의 14번 동작점에서 9번 동작점으로 비행영역이 바뀔 때의 제어기 교체를 무충돌 전환 알고리즘을 적용한 경우와 적용하지 않은 경우에 대해 각각 보여주었고, 제안된 무충돌 전환 알고리즘을 적용하면 제어기 교체시 충돌이 거의 없어짐을 확인하였다. 앞으로의 연구과제로는 비행영역의 교체기준을 결정하는 적절한 알고리즘을 개발하는 것과, 또한 충돌현상이 최소화 되도록 가중행렬을 선택하는 방법을 개발하여 전체 비행영역으로 확장 적용하는 것 등이 있다.

후 기

이 논문은 인하대학교의 지원에 의해 연구되었습니다.

참고문헌

- 1) 김종식, 한성익, 정성훈, "비행 자동조종장치를 위한 비선형 제어기 설계", *한국항공우주학회지*, 제21권, 제1호, 1993, pp. 42~50.
- 2) 오재혁, 하인중, 김을곤, 조항주, "미사일 자동조종장치 설계를 위한 새로운 Gain-Scheduling 기법", *한국항공우주학회지*, 제24권, 제3호, 1996, pp. 115~124.
- 3) C. Edwards, I. Postlethwaite, "Anti-windup and bumpless transfer schemes", *UKACC International Conference on Control '96*, Conference Publication No. 427, 2-5 Sep. 1996, pp. 394~399.
- 4) M. C. Turner and D. J. Walker, "Linear quadratic bumpless transfer", *Automatica*, Vol. 36, 2000, pp. 1089~1101.
- 5) M. C. Tuner, N. Aouf, D. G. Bates, I. Postlethwaite and B. Boulet, "A switching scheme for full envelope control of a V/STOL aircraft using LQ bumpless transfer", *Proceeding of the 2002 IEEE International Conference on Control Applications*, Glasgow, Scotland, U.K., 18-20 Sep. 2002, pp.120~125.
- 6) M. C. Turner and D. J. Walker, "Modified linear quadratic bumpless transfer", *Proceeding of the American Control Conference*, San Diego, California, June 1999, pp. 2285~2289.
- 7) 박춘배, 권오규, 최기영, 김병수, *항공기 비행제어 법칙 설계 연구*, 국방과학연구소 기초연구과제 보고서, 2005.
- 8) D. E. Kirk, *Optimal Control Theory : An Introduction*, Prentice-Hall Inc., 1970, pp. 212.