

논문 2011-48SC-5-8

최적화 기반 유도제어시스템 설계

(Guidance & Control System Design based on Optimization)

문관영*, 전병을**

(Gwanyoung Moon and Byungeul Jun)

요약

유도탄의 유도제어시스템은 오토파일럿, 유도법칙 및 호밍필터 등의 다양한 제어시스템으로 구성된다. 기존에는 이러한 유도제어시스템을 설계하기 위해 이러한 각 단계의 제어기를 개별적으로 최적화하는 방식이 널리 활용되었다. 하지만 이러한 방식의 경우 각 단계의 최적화시 시간과 비용이 많이 필요함은 물론, 전체시스템의 관점에서의 최적화라 볼 수 없다. 본 논문에서는 최적화 툴을 이용한 유도제어시스템 설계를 위해 각 제어시스템 설계 시 필요한 성능지수 및 구속조건을 정식화하고, 이를 통합적으로 최적화하는 기법을 제안한다.

Abstract

The missile control system is comprised of various control systems such as autopilot, guidance law, and homing filter and so on. To design these guidance and control system, the optimization technique is widely applied at each developing stage. However, this kind of optimization requires lots of time and cost and moreover, this approach does not give an overall system optimization result. In this paper, to use the optimization tool for control system design, the optimal problem formulation is done and the performance index and constraints are considered. And finally the systematically optimized method is proposed.

Keywords : Optimization, Guidance and control system, Optimal problem formulation, Performance index, Constraints

I. 서론

비행 상태를 기술하는 상태방정식의 계수가 비행 조건의 변화에 따라 수십 혹은 수백 배까지 크게 변하며, 시험비용이 매우 클뿐더러 많은 경우 시험을 통한 검증이 현실적으로 불가능한 유도무기의 제어시스템 설계를 위하여 1950년대부터 여러 가지의 제어이론을 적용하려는 수많은 시도가 계속되고 있다. 많은 문헌에서 제시하는 이론과 방법이 유도제어 시스템에 성공적으로 적용될 수 있는 것으로 보고되고 있으나, 명시적으로 언급되었거나 혹은 묵시적으로 가정된 조건과 제한이 실현 가능한 현실과 거리가 크고, 이론과 방법이 가지는 제한과 한계 등으로 실제로 시스템을 개발하는 현장에

서 적용을 고려해 볼 만한 수준에 이르는 경우는 극히 드물다. 또한 실제 시스템에 적용을 고려할 만큼 매력적으로 보이는 새로운 이론과 설계 방법이 있다고 하더라도, 기존의 검증된 설계 방법으로 요구되는 미션을 수행하기에 부족하지 않은 경우에는 새로운 설계 방법이 체계개발 현장에서 적용될 가능성이 희박하다. 따라서 새로운 시도가 계속되고 있으나, 부분적으로 혹은 기존의 방식으로는 해결하기 어려운 특정한 문제에 한해 제한적으로 실제 시스템에 적용되고 있는 것으로 판단된다^[1-3].

비행제어 시스템 설계의 전통적인 방식은 다양한 비행조건에 대하여 선형화된 모델을 근거로 선형제어기를 설계한 다음에 각각의 제어기를 비행조건 함수로 재구성하는 이득계획(gain scheduling)에 의한 접근법으로 알려져 있다. 비행속도 및 비행고도 등의 비행조건이 비행제어 시스템의 상태변수에 비해 변화속도가 충

* 정회원-교신저자, ** 정회원, 국방과학연구소

(Agency for Defense Development)

접수일자: 2011년4월22일, 수정완료일: 2011년9월21일

분히 빠르지 않을 경우에는 선형화된 모델이 원래의 비선형 시스템을 상당히 정확한 정도로 표현하고 있으므로 이득계획에 의해 재구성된 비선형 제어시스템에 대한 안정도와 성능특성에 이론적인 근거를 가진다. 그러나 제어대상인 상태변수가 비행조건의 변화에 비해 충분히 빠르지 않은 경우에는 선형 근사화가 원래 시스템을 대변하는 영역이 점차 줄어들게 되고, 극단적으로는 정통적인 접근법인 이득계획에 따라 구성된 제어기가 불안정해 질 수도 있게 된다. 특히 대공 유도탄과 같이 비행조건의 변화가 빠르게 변하는 비행체의 경우에는 이러한 정도가 매우 심한 편이고, 따라서 원래의 비선형 시스템 모델에 대한 의존도를 키워서 선형모델의 한계를 보완하려는 노력을 하게 된다.

선형모델에 대해 다양하게 발전된 제어시스템 설계 기법을 적용하여 설계된 제어기를 이득계획에 의해 비행조건의 함수로 재구성한 비선형 제어기가 원래의 비선형 비행체 동역학에 대해 가지는 안정도와 성능특성을 해석적으로 산출하는 방법은 극히 제한적이다. 반면에 원래의 비선형 동역학모델에 대하여 비선형 제어기를 직접 설계하는 방식도 비행체 제어시스템 설계에 성공적이지 못했다. 이러한 상황에서의 현실적인 선택은 이득계획에 의해 구성된 제어시스템의 안정도를 잘 기술된 비선형 모델을 사용한 다양한 시뮬레이션에 의해 보완하는 접근법이었다. 그러나 비행제어 시스템의 세세한 부분까지를 상세히 기술하는 비선형 모델을 사용하여 다양한 조건에 대한 시뮬레이션을 통해 모든 비행영역과 비행 상태에서의 안정도와 성능특성을 규명하는 데에는 많은 시간과 노력이 소요된다.

본 논문에서는 선형해석 혹은 간략화한 비선형 모델을 사용하여 산출된 제어기를 비선형 상세모델에 대하여 재설계하는 과정을 최적화 기법을 사용하여 수행하는 설계환경을 구축하기 위한 접근법에 대한 구상을 기술한다. 재설계 대상으로는 피치/요/롤 조종루프의 주요 제어상수, 유도루프의 주요 제어상수, 표적정보 추정을 위한 필터의 주요 설계변수, 유도조종 제어기 및 필터에 포함되는 각종 문턱값(threshold) 등을 고려한다. 최적화에 의한 재설계 과정에서도 가능한 한 기존의 전통적인 접근법에 의한 설계에서 중요하게 사용되어온 안정도 및 성능특성을 모두 고려한다.

II. 유도제어시스템 설계 최적화

1. 조종루프 제어기 최적화

비행체의 조종루프는 그림 1과 같이 표현되고, 비행체의 강체(rigid body) 운동방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

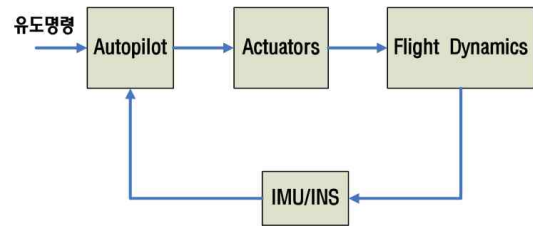


그림 1. 비행체 조종루프 개념도
Fig. 1. Autopilot diagram.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= f_p(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} &= g_p(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \end{aligned} \quad (1)$$

여기에서 \mathbf{x} 는 상태변수로 제어 목적에 따라 달라지거나 십자형(cruciform) 유도탄의 경우 각속도, 받음각, 롤 위치 등을 포함하며, \mathbf{u} 는 비행체의 제어수단으로 공력 제어 유도탄의 경우 제어날개의 변위각, 추력제어의 경우에는 추력벡터가 되며, \mathbf{y} 는 제어기의 피드백을 위해 사용되는 계측치를 의미하며, 주로 가속도, 각속도 혹은 자세각이 된다. 한편 그림 1에서 오토파일럿(autopilot)으로 표시한 제어기는 다음과 같이 표현 할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= C(\boldsymbol{\xi})\mathbf{x}_c + D(\boldsymbol{\xi})\mathbf{y} + E(\boldsymbol{\xi})\mathbf{r} \\ \dot{\mathbf{x}}_c &= A(\boldsymbol{\xi})\mathbf{x}_c + B(\boldsymbol{\xi})\mathbf{y} \end{aligned} \quad (2)$$

여기에서 \mathbf{r} 은 유도 제어기에서 산출된 유도명령으로 가속도 혹은 자세각 등이 되며, $\boldsymbol{\xi}$ 는 비행조건 혹은 비행상태의 함수로 이득계획을 위한 함수의 입력변수를 표시한 것으로 통상 비행속도와 비행고도가 되며, 경우에 따라서는 받음각의 함수로 사용될 수도 있다.

그림 1의 조종루프는 유도루프의 서보와 같은 개념으로 사용되므로 모든 비행영역과 비행상태에서 비행체의 안정성을 유지하면서 가능한 한 빠르고 정확하게 유도명령을 수행하여야 한다. 이러한 제어 목적은 다음과 같은 최적화 문제로 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{find } \{A, B, C, D, E\} \text{ to minimize } J(\boldsymbol{\zeta}) &= \boldsymbol{\zeta}^T \boldsymbol{\zeta} \\ \text{subject to } g(\boldsymbol{\chi}) &\leq g(\boldsymbol{\chi}_o) \end{aligned} \quad (3)$$

여기에서 ζ 는 가속도 응답의 상승시간(rising time) 혹은 정착시간(settling time), 롤 응답의 위치 오차 등으로 구성할 수 있고, χ 는 이득여유(gain margin), 위상여유(phase margin) 혹은 지연여유(delay margin)의 상대안정도와 오버슈트(overshoot), 언더슈트(undershoot) 등의 시간응답으로 구성하며, χ_o 는 각 값의 제한치를 나타낸다. 정의된 최적화 문제에서 시간응답은 비선형 요소를 상세히 포함하는 모델을 사용한 시뮬레이션을 통해 산출하며, 상대안정도는 비선형 상세 모델을 각각의 비행조건 및 상태에 대하여 선형화한 모델을 사용하여 산출한다.

2. 유도루프 제어기 최적화

표적을 요격하기 위해 사용되는 비행체의 유도법칙은 각 기법에 따라 2점 혹은 3점 유도로 나뉘어진다. CLOS(Command to Line of Sight)와 같은 유도법칙은 대표적인 3점 유도법칙으로 발사대와 표적의 시선각에 유도탄을 정치시키는 유도법칙이 사용된다. 이 경우 발사대와 표적의 시선각이 기준 시선각이 되고 이 기준시선각과 발사대와 유도탄의사이 시선각의 차이가 오차시선각이 된다. 이때 이 오차 시선각을 줄이기 위한 적절한 유도 이득이 필요하게 되며 유도오차 최소화가 그 주요 성능지수가 된다. 발사 후 망각 방식에 흔히 사용되는 2점 유도방식인 PNG(Proportional Navigation Guidance)기법은 유도탄과 표적을 충돌 삼각형 안에 정치시키는 방식이다. 즉 유도탄과 표적의 시선각의 변화율이 0이면 충돌하게 되는 원리를 사용하는 알고리즘으로 이 경우 다음과 같이 정식화 된다.

$$a = NV_c \dot{\lambda} \tag{4}$$

여기서 N 은 항법상수, V_c 는 유도탄과 표적의 상대속도, $\dot{\lambda}$ 는 유도탄과 표적의 시선각 변화율을 의미한다. 따라서 비례항법 유도법칙에서 항법상수 N 에 따라 유

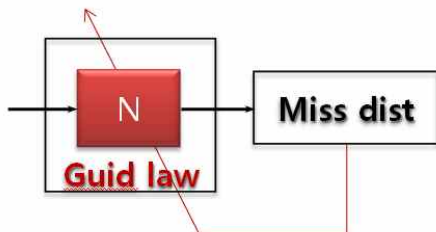


그림 2. 비례항법유도 개념도
Fig. 2. PNG diagram.

도법칙의 성능이 변하게 된다. 유도탄의 조종루프, 즉 비행역학적 시간지연 및 구동기의 응답지연 등이 없는 이상적인 시스템인 경우 최적 항법상수는 3인 것이 널리 알려져 있다. 하지만 유도탄의 형상에 따라 오토과일롯의 시간 지연이 존재하므로 이에 따라 최적항법상수는 변하게 되며 표적이 움직이지 않거나 느린 경우 3.5, 표적이 빠른 경우 4정도의 값이 사용되는 것으로 알려져 있다. 한편, 항법상수가 너무 작으며 안정도에 문제가 생기며, 너무 크면 글린트(Glint)나 섬광효과(Scintillation)에 취약한 것으로 알려져 있다. 따라서 유도루프 제어기의 최적화는 다음과 같이 정식화 될 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{find} \{ N \} \text{ to minimize } J &= md(t_{go})^2 \\ \text{subjected to } 2.5 < N < 4.5 \end{aligned} \tag{5}$$

여기서 md 는 유도오차(miss distance)를 나타내며 t_{go} 는 잔여비행시간(time-to-go)을 나타낸다. 즉 유도가득을 최소화하기 위해서는 조종루프 및 조우기하조건이 포함된 비선형 시뮬레이션을 수행하여 산출된 최종 유도오차를 최소화하도록 항법상수를 조정해야 하는 것임을 알 수 있다.

한편 중기유도의 경우 앞서 전술한 종말 유도법칙과는 다른 형태의 유도법칙을 갖는다. 중기 궤적 성형을 수행 후 이를 추종하는 유도기법을 사용하는 경우 궤적 최적화와 궤적 추종을 위한 유도이득 최적화 문제로 세분화 된다. 궤적 최적화에 대한 문제는 지난 수십년간 다양한 방식으로 접근되었다^[4]. 중기 궤적 성형의 경우 주요 성능지수는 종말 기동 시 유도탄의 기동력 증대를 위한 종말 속도 최대화이다. 이에 더해 표적과 유도탄의 조우기하도 최종 유도오차를 줄이는 주요 인자가 된다. 따라서 중기궤적의 경우 다음과 같이 정식화 될 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{find} \{ \theta_i \} \text{ to minimize } J &= 1/V_f \\ \text{subjected to } |\lambda| < \lambda_{max} \end{aligned} \tag{6}$$

여기서 θ_i 는 중기궤적과 관련된 매개변수이며 V_f 는 유도탄의 종말속도 λ 는 유도탄과 표적의 시선각, λ_{max} 는 유도탄과 표적의 최대 시선각이다. 여기서 λ_{max} 도 유도탄과 표적의 조우기하에 따라 함수로 설정될 수 있다. 이제 이렇게 생성된 최적 궤적과 유도탄사이의 거리오차를 최소화하는 제어시스템을 구성해야 한다. 이

는 다음과 같이 일반화 될 수 있다.

$$a = fn(e, \dot{e}, \int e) \quad (7)$$

여기서 fn 은 사용되는 유도법칙을 뜻한다. 결국 중기유도는 위의 함수에 의해 결정되며, 거리오차 e 를 최소화하는 유도제어기를 구성해야 한다.

3. 호밍필터 최적화

비례항법 유도의 경우 정확한 시선각 변화율의 추정 은 유도오차를 줄이는 핵심적인 기술이다. 따라서 시선 각 변화율을 정확하게 추정하기 위한 다양한 기법에 대 한 연구가 활발히 수행되고 있다^[5-7]. 가장 널리 사용되 는 기법이 그림 3에서 보이는 것과 같은 칼만필터를 이 용한 시선각 변화율 추정기법이다. 칼만필터를 이용하 여 시선각을 추정하는 경우 사용하는 측정신호의 통계 적 특성을 사전에 파악하고 있으면 상태변수를 비교적 정확하게 추정할 수 있으나, 이 경우에도 상태변수 및 준상태변수의 초기치 설정에 추정성능이 크게 좌우된 다. 또한 통계적 특성을 파악할 수 없는 표적의 기동등 과 같은 공정잡음(process noise) 인자는 상태변수 추정 에 큰 영향을 미치지만, 설계자의 직관에 따라 설정되 고 있다. 따라서 이와 같은 변수를 최적화 기법을 이용 하여 최적화하면 설계에 걸리는 시간도 단축시킬 수 있 으며, 효율을 높일 수 있을 것으로 판단된다. 이 경우 성능지수는 다음과 같이 설정된다.

$$\begin{aligned} &\text{find}\{x_i^0, p_j^0, q_k\} \text{ to minimize } J = md(t_{go}^{end})^2 \\ &\text{subjected to } |x_i^0| < x_{max}, |p_j^0| < p_{max}, |q_k| < q_{max} \end{aligned} \quad (8)$$

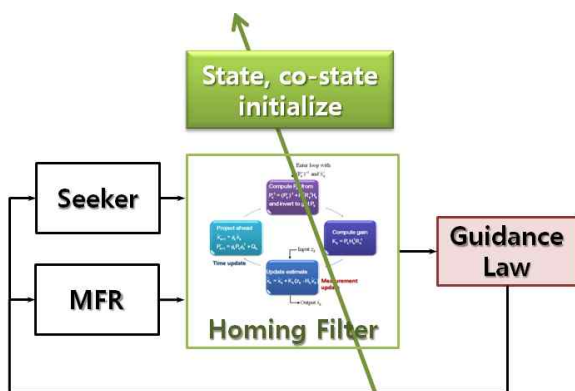


그림 3. 호밍필터 개념도
Fig. 3. Homing filter diagram.

여기서 x_i^0 는 상태변수의 초기치 p_j^0 는 준상태변수의 초 기치, q_k 는 공정잡음 매개변수이다.

한편 유도탄이 표적에 접근하거나 표적 기동이 있는 경우 시선각 변화율의 추정은 빠른 속도로 진행되어야 유도오차를 최소화 할 수 있다. 하지만 탐색기 신호만을 이용하여 표적과 유도탄의 조우정도를 파악하는 것 은 어렵다. 따라서 다중필터를 이용하여 표적의 기동을 인식하는 기법을 사용한다. 즉 상대적으로 느린 기동을 포착하는 필터와 빠른 응답특성을 보이는 필터의 차이 를 계산하여 이 값이 일정정도 이상의 문턱값을 지나면 이를 표적 기동에 의한 오차로 인식하는 개념이다. 이 와 같이 다중필터를 설계하는 문제에 있어서도 최적화 관점에서의 접근이 가능할 것으로 판단된다.

III. 수치 시뮬레이션

1. 최적화 툴을 이용한 유도제어시스템 최적화

앞서 살펴본 것과 같이 유도탄의 유도제어시스템은 각 설계단계에서 최적화를 수행해야 하는 다양한 설계 인자가 존재함을 알 수 있다. 기존에는 이러한 최적화 를 각 단계별로 순차적으로 진행하여 왔으며, 유도제어 시스템의 설계에 많은 시간과 노력이 필요한 이유였다. 본 연구에서는 이를 통합적으로 최적화하는 방법을 제 안하고자 한다. 컴퓨터의 계산 속도가 비약적으로 증가 하였으며, 다양한 최적화 툴이 개발됨에 따라 이러한 기법은 설계효율을 극대화 할 것으로 예상된다. 이러한 기법은 비단 유도제어시스템에 국한되는 것이 아니라, 공력 설계단계까지 확장될 수 있을 것이며, 그림 4에는 이러한 개념을 도시하였다.

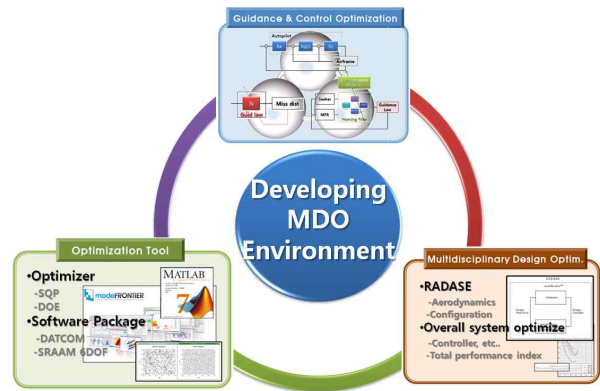


그림 4. 최적화 툴을 이용한 최적화 개념도
Fig. 4. Optimization environment using optimal tool.

2. 5-자유도 모델

그림 5에 보이는 것과 같은 십자형 유도탄의 활공구간 강체 5-자유도 모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{v} &= -ru_o + pw + F_y/m \\ \dot{w} &= -pv + qu_o + F_z/m \\ \dot{p} &= L/I_{xx} \\ \dot{q} &= -(I_{xx} - I_{zz})/I_{yy} \cdot pr + M/I_{yy} \\ \dot{r} &= -(I_{yy} - I_{xx})/I_{zz} \cdot pq + N/I_{zz} \end{aligned} \tag{9}$$

여기에서 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 은 각 축에 대한 관성모멘트이며, u_o, v, w 는 각 축 방향 속도로 종 방향 속도는 상수로 취급한다. p, q, r 은 각속도 이며, F_y, F_z 및 L, M, N 은 각축에 대해 작용하는 힘 및 모멘트를 뜻한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\beta} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L_p & L_\alpha & 0 & L_\beta & 0 \\ 0 & -\beta_o & Z_\alpha & 1 & Z_\beta & 0 \\ 0 & R_o & M_\alpha & M_q & M_\beta & 0 \\ 0 & \alpha_o & Y_\alpha & 0 & Y_\beta & -1 \\ 0 & Q_o & N_\alpha & 0 & N_\beta & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \alpha \\ q \\ \beta \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ L_{\delta_r} & L_{\delta_z} & L_{\delta_y} \\ 0 & Z_{\delta_z} & Z_{\delta_y} \\ 0 & M_{\delta_z} & M_{\delta_y} \\ 0 & Y_{\delta_z} & Y_{\delta_y} \\ 0 & N_{\delta_z} & N_{\delta_y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_z \\ \delta_y \end{bmatrix} \tag{10}$$

$$\begin{bmatrix} \phi \\ a_z \\ a_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_{12} & c_{13} & c_{14} & c_{15} & 0 \\ 0 & c_{22} & c_{23} & 0 & c_{25} & c_{26} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \alpha \\ q \\ \beta \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & d_{11} & d_{12} \\ 0 & d_{21} & d_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_z \\ \delta_y \end{bmatrix} \tag{11}$$

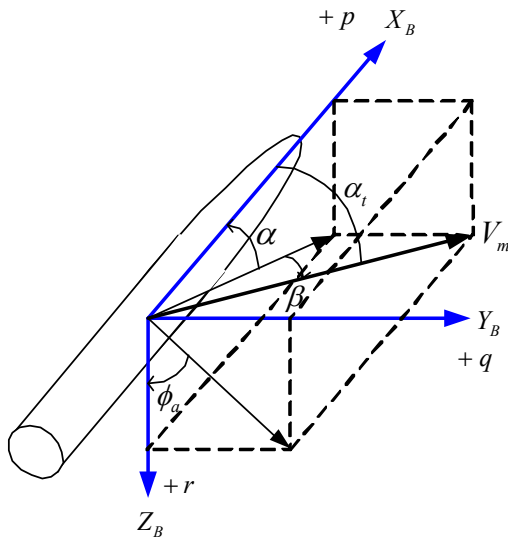


그림 5. 동체좌표계 및 변수일람
Fig. 5. Body frame and state variables.

한편 식 (9)는 계단응답 산출 등 시간영역 분석에 사용되고, 이를 선형화한 식 (10) - (12)는 상대 안정도 산출 등 주파수영역 분석을 위해 사용된다. 식 (10)은 식 (9)의 선형화 결과이며, 식 (11)은 출력항을 의미한다. 설계에 사용된 비행체 모델은 받음각의 동작 범위가 넓고, 이에 따른 롤-피치-요 채널간의 결합효과가 크게 나타나는 특성을 가진다. 이러한 특성을 살펴보기 위해 그림 6 - 7에 각각 받음각 10도, 20도에서 세 가지 뱅크 위치에 대하여 선형화한 5-자유도 모델의 극점을 도시하였다. 이를 살펴보면 뱅크뿐만 아니라 받음각에 따른 극점변화도 큼을 알 수 있으며, 고려하는 대부분의 설계 대상점이 불안정한 극점을 갖고 있음을 알 수 있다. 또한 고려하는 설계 모델의 경우 불안정한 극점은 모두 채널 간 상호결합의 일종인 피치/요 기동에 따른 롤 모멘트가 불안정성을 유발하고 있다.

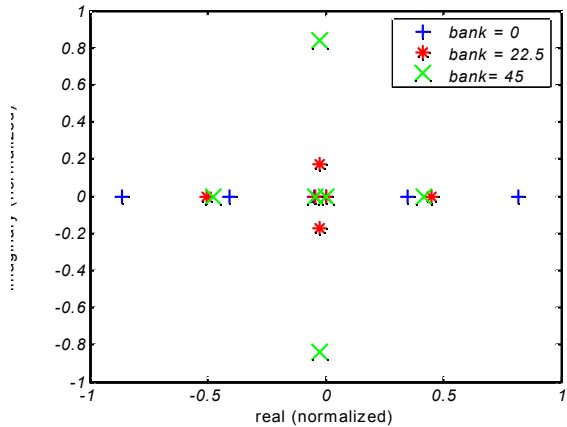


그림 6. 뱅크에 따른 극점 위치 ($\alpha_t = 10^\circ$)
Fig. 6. Pole location w.r.t. bank ($\alpha_t = 10^\circ$).

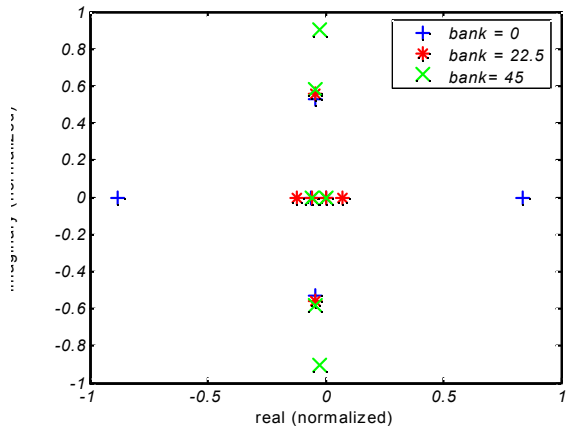


그림 7. 뱅크에 따른 극점 위치 ($\alpha_t = 20^\circ$)
Fig. 7. Pole location w.t.y. bank ($\alpha_t = 20^\circ$).

3. 수치 시뮬레이션 결과

앞 절에서 살펴본 모델을 공진화 최적화 툴^[8]을 이용하여 롤-피치-요 통합모드 제어기를 설계하였다. 설계된 제어기의 시간축 성능을 파악하기 위해 크기가 다른 계단함수 형태의 여러 기동명령을 피치/요 축에 각각 분배하여 뱅크각 0도, 22.5도 및 45도가 형성되는 것을 목표로 인가한 비선형 시뮬레이션을 통해 얻은 가속도, 받음각 및 롤 위치들을 그림 8 - 10에 도시하였다.

그림 8을 보면, 대부분의 경우 피치/요 기동에 의해 롤 기동이 유발되나, 그림 9에서 보이는 것처럼 유도좌표계로 생각할 수 있는 기준 롤 위치에서 본 가속도는 양호한 응답을 보임을 알 수 있다. 또한 그림 10에서 보이는 것처럼 이때 형성된 받음각도 안정적인 값을 알 수 있다.

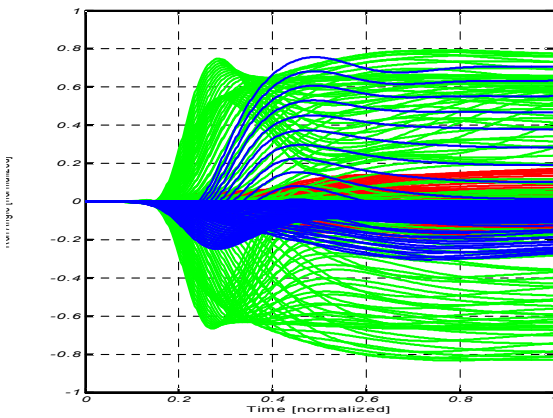


그림 8. 피치/요 기동에 의해 유발된 롤 변화
Fig. 8. Induce roll due to pitch/yaw motion.

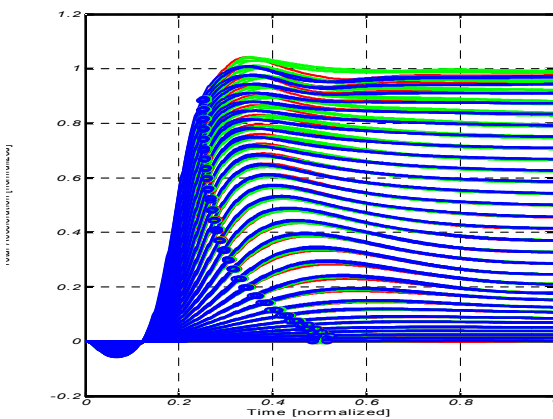


그림 9. 기준 롤 위치에 대한 기동가속도
Fig. 9. Acceleration w.r.t. reference roll.

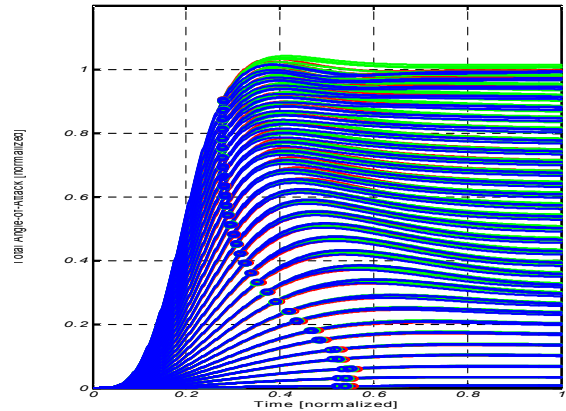


그림 10. 피치/요 기동에 의해 형성된 총 받음각
Fig. 10. Total angle AOA due to pitch/yaw motion.

IV. 결 론

유도제어시스템 설계 시 최적화 툴을 이용한 최적화를 수행하기 위해 각 유도조종시스템에서 요구되는 최적화 성능지수 및 제한 조건을 고려하여 보았다. 오토 파일럿은 물론 유도기법, 호밍필터 등 유도제어시스템의 구성 인자를 세분화 하고 각 단계에서의 최적화 대상을 선별함으로써, 최적화 툴을 이용한 유도제어시스템의 최적화를 정식화 하였으며, 향후 설계자의 설계요구조건에 따라 정식화해야 하는 대상에 대한 고찰이 선행하였다. 이는 향후 수행될 최적화 툴을 이용한 다학제 최적화시에 주요한 성능지수 및 구속조건으로 사용될 것이다. 5-자유도 모델에 대해 최적화기법을 사용하여, 선형모델에서의 적정한 상대안정도 조건을 만족하면서 비선형 모델에 대해 양호한 시간응답을 가지는 제어기 설계 예를 제시하였다.

참 고 문 헌

- [1] 조준호, 황형수, “모델 동정에 의한 Smith predictor 구조를 갖는 최적의 PID 제어기 설계,” *전자공학회논문지*, 제44권, SC편, 제1호, 25-32쪽, 2007.
- [2] 박노웅 등, “비행제어계에 대한 고유구조 할당의 응용,” *한국전자제어학회논문집*, pp.603-607, 1988.
- [3] 백덕수, 박인규, “퍼지뉴럴 시스템을 위한 초기 입력공간분할의 최적화,” *전자공학회논문지*, 제39권, TE편, 제3호, 97-104쪽, 2002.
- [4] G. Moon, and Y. Kim, “Flight Path Optimization

- Passing Through Waypoints for Autonomous Flight Control Systems," *Engineering Optimization*, Vol.37, No.7, pp.755-774, 2005.
- [5] Waldmann, J. "Line-of-Sight Rate Estimation and Linearizing Control of an Imaging Seeker in a Tactical Missile Guided by Proportional Navigation," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol.10, No.4, 2002, pp.556-567
- [6] Ekstrand B., "Tracking Filters and Models for Seeker Application," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.37, No.3, 2001, pp.965-977.
- [7] 문관영, 전병을, 이재웅, "RF 탐색기 호밍필터 공분산 및 신호 관리기법," 한국항공우주학회 추계 학술발표회, 제주, 2011, pp.623-626
- [8] Min-Jea Tahk nad Byung-Chan Sun, 'Co-evolutionary augmented Lagrangian methods for constrained optimization', *IEEE Trans. on Evolutionary Computation*, Vol. 4, No. 2, pp. 114-124, July. 2000.

 저 자 소 개



문 관 영(정회원)-교신저자
 2000년 서울대학교 기계항공공학부 학사졸업.
 2002년 서울대학교 기계항공공학부 석사졸업.
 2006년 서울대학교 기계항공공학부 박사졸업.

2007년~현재 국방과학연구소(유도조종부)
 <주관심분야 : 유도탄, 비행제어, 비선형제어>



전 병 을(정회원)
 1979년 한양대학교 전자공학과 학사졸업.
 1986년 KAIST 전자공학과 석사졸업.
 1995년 KAIST 전자공학과 박사졸업.

2003년~2004년 Univ. of Michigan Post Doc.
 1986년~현재 국방과학연구소(유도조종부)
 <주관심분야 : 유도탄, 비행제어, 제어알고리즘>