

SDRE 기법을 이용한 비선형 헬리콥터의 비행 경로점 유도제어

김민재[†] · 양창덕^{*} · 홍지승^{*} · 김창주^{**}

(2009년 2월 13일 접수, 2009년 8월 10일 수정, 2009년 8월 11일 심사완료)

Waypoints Guidance of the Nonlinear Helicopter using the SDRE Technique

Min-Jae Kim, Chang-Deok Yang, Ji-Seung Hong and Chang-Joo Kim

Key Words: Helicopter Flight Control(헬리콥터 비행제어), SDRE, Trajectory Generation(비행경로 생성), Waypoint Guidance(경로점 유도)

Abstract

This paper deals with the State-Dependent Riccati Equation (SDRE) Technique for the design of helicopter nonlinear waypoint guidance controller. To generate the flight guidance through multiple waypoints, we use the trigonometric spline. The controller design and its validation is based upon a level 2 simulation helicopter model and the designed SDRE controller is applied to the trajectory tracking problems. To validate the designed SDRE controller, the simulation environment of high fidelity helicopter model is developed using three independent computers. This paper focuses on the validation the present SDRE controller through the helicopter waypoint guidance simulation.

기호설명

A : State-dependent coefficient의 시스템 행렬
 B : State-dependent coefficient의 입력행렬
 J : 가격함수
 K : 제어 게인 행렬
 P : ARE의 양의한정 대칭행렬
 p, q, r : 각속도
 Q, R : 조종입력과 상태오차 가중행렬
 x : 시스템 상태변수
 x_E, y_N, h : x, y방향 위치와 고도
 u : 조종입력
 u, v, w : x, y, z방향 속도
 ϕ, θ, ψ : 롤, 피치, 요 각도
 δ : 주로터와 꼬리로터의 조종입력

MR : 주로터
 R : 강제 상태변수
 S : 비행 경로
 t : 시간
 TR : 꼬리로터
 W : 비행 경로점
 ARE : 대수 Riccati 방정식
 LQR : Linear Quadratic Regulator
 $SDRE$: State-Dependent Riccati Equation
 SDC : State-Dependent Coefficient

1. 서론

State-Dependent Riccati Equation(SDRE) 제어기법은 선형시스템에 적용 가능한 LQR 기법을 비선형시스템에서도 적용할 수 있는 수단을 제공해 준다는 점에서 매우 유용한 기법이다.^(1,2) 하지만 제어기 설계 전에 비선형 시스템을 선형시스템과 같은 구조를 갖는 State-Dependent Coefficient (SDC) 형태로 변환해야 하며, 매 시간 마다 올라

[†] 책임저자, 회원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

E-mail : boaboaboa@hanafos.com

TEL : (02)2049-6098 FAX : (02)444-6670

^{*} 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

^{**} 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

인상에서 피드백 제어를 구해야 한다는 점에서 LQR 제어기법과 차이를 보인다. 따라서 SDRE 제어기법은 제어입력을 인가하는 매시간 마다 대수 Riccati 방정식(ARE)을 풀이해야하며 이는 효율적인 수치 해법 또는 높은 컴퓨터 효율을 필요로 하기 때문에 컴퓨터의 기억용량과 연산능력 등에 대한 세심한 검토가 필요하다.⁽³⁾

SDRE 제어기의 실제적인 적용은 참고문헌 [4]에서 찾아볼 수 있다. 여기서 Langson 등은 SDRE 제어기를 3차 비선형 benchmark 문제에 적용하였다. 두 대의 75MHz Pentium PC를 이용하였고, 각 PC는 Plant dynamics와 SDRE controller로 쓰였으며 sampling rate는 100Hz 이다. 또한 참고문헌 [5]에서는 SDRE 제어기를 미사일의 비행 제어 문제에 적용한 바가 있다. 여기서는 ARE를 풀이하기 위한 두 가지 수치해법을 여러 사양의 PC Processor로 적용하여 풀이한 결과 최고 2KHz의 속도로 SDRE 제어기의 설계된 제어입력을 인가할 수 있었다. 이 두 연구에서는 비교적 간단한 모델을 이용함으로써 SDRE 제어기의 실적용 가능성을 보여준 예이다. 그러나, SDRE 제어기는 모델기준 제어기(model-based controller)로 경우에 따라서는 매우 복잡한 플란트 모델의 사용이 불가피 할 수도 있다. 헬리콥터의 경우가 이러한 예에 속한다. 이와 관련하여 참고문헌 [6]에서는 Indirect Method를 이용해 헬리콥터의 여러 모델링 수준에 따른 기동비행을 해석하여 High fidelity의 헬리콥터 모델을 사용함에 따라서 계산 시간이 급격히 증가함을 보였다.

회전익기에 대한 SDRE 제어기법의 적용은 Bogdanov 등⁽⁷⁾에 그 예를 찾을 수가 있다. 그들은 SDRE 제어기를 무인헬기의 aggressive maneuver에 적용하여 비행시험까지 수행하였다. 하지만 호버링과 저속 비행영역에 한하여 적용하였으며 비행경로는 비행속도만은 이용하여 정의하였다.

무인항공기의 임무 설계에 있어서 경로계획은 중요한 문제이다. 이는 최단시간으로 비행하는 경로이어야 하며 항공기의 운동특성을 만족시켜야한다. 이와 같은 비행경로를 계획하기 위한 많은 연구가 이루어져왔다. 특히 Beard 등⁽⁸⁾은 Voronoi 선도를 이용한 방법을 제안하였다. 이 방법은 계산량이 많지 않아 비교적 간단하게 계산이 가능하나 경로점 정보만 주어지므로 이를 비행가능한 경로로 만들어주는 후처리 과정이 필요

하다. 참고문헌 [9]에서 Bakaric 등은 항공기의 경로점 유도방법으로 line of sight 방법을 이용하였다. 그는 n번째 경로점과 n+1번째 경로점 사이를 항공기의 회전반경을 만족시키도록 방향각을 보정하여 비행가능궤적을 만들어주는 방법을 제안하였다. Nagy⁽¹⁰⁾와 Rodrigues 등⁽¹¹⁾은 경로점을 지나는 curve를 생성하기 위해 각 점을 지나는 원호를 생성한 후 삼각함수를 이용하여 이를 융합하는 방법을 제안하였다.

본 논문에서는 각 경로점을 지나는 비행경로를 생성하기 위해 참고문헌 [10]과 [11]의 방법을 이용하였다. SDRE 기법을 이용하여 비행경로를 추종하는 제어기를 설계하고 시뮬레이션을 통해 이를 검증하였다. 참고문헌 [12]의 레벨 2 시뮬레이션 헬리콥터 모델을 제어기설계와 검증에 이용하였다.

2. SDRE 제어기법

2.1 SDRE 제어기의 설계절차

SDRE 제어기는 식 (2)과 같은 State-Dependent Coefficient(SDC) 형태의 운동방정식을 갖는 시스템에 대해 식 (1)과 같은 성능함수를 최소화하는 linear regulator문제로 정의 할 수 있다.^(1,2)

$$\min J(x,u,t) = \frac{1}{2}x(t_f)^T P(t_f)x(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} x(t)^T Qx(t) + u(t)^T Ru(t) dt \quad (1)$$

$$\text{s.t. } \dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t), \quad t_0 \leq t \leq t_f \quad (2) \\ x(0) = x_0, x(t_f) = x_f$$

LQR과 동일한 절차로 Algebraic Riccati Equation(ARE) 해석으로 얻은 정상상태 게인행렬을 이용하여 피드백 제어게인 행렬을 계산함으로써 제어기가 설계된다.^(13,14)

I) 비선형 운동방정식의 SDC 분할

II) ARE의 풀이: $P(t) > 0$ 계산

$$PA(x) + A^T(x)P - PB(x)R^{-1}B^T(x)P + Q = 0 \quad (3) \\ \text{where } P(x) > 0$$

III) 제어입력 계산

$$u = -Kx(t) = -R^{-1}B^T P x(t) \quad (4)$$

일반적인 비선형 시스템을 식 (2)와 같은 SDC 형태의 운동방정식으로 유도하는 방법은 일반화

되어있지 않고 경우에 따라서는 존재하지 않는다. $f(x) \in C^1$ 인 어떠한 함수도 식 (5)와 같은 형태로 유도가 가능하나 식 (6)의 조건을 만족시키는 경우에 한하여 SDC형태가 존재한다.⁽²⁾

$$f(x) = A(x)x + \Delta f(x) \tag{5}$$

$$\lim_{x \rightarrow 0} f(x)/x \leq M < \infty \tag{6}$$

또한 SDC 형태로 유도할 수 있는 경우에도 다 변수 함수는 수많은 SDC형태의 방정식이 존재할 수 있다.⁽²⁾ 반면 가안정성이 확보되어야 제어 입력을 구할 수 있다는 점에서 행렬 A, B 를 임의로 선택할 수 없다. 특히 회전의 모델과 같이 닫힌 형태로 운동방정식을 유도하기 어려운 경우 수치해석적 방법을 사용해야하나 표준화된 기법이 없는 실정이다.

LQR기법에서는 off-line에서 1회의 ARE풀이로 제어게인을 계산할 수 있다. 따라서 LQR 기법에서는 ARE 수치해법의 효율성은 on-line제어에서도 문제가 되지 않는다. 반면 SDRE 제어기법에서는 제어게인 행렬의 update시 마다 반복적으로 ARE를 풀이해야하기 때문에 효율성을 고려하여 수치해법을 선정해야한다. 또한 회전의 항공기와 같이 본질적으로 불안정한 시스템은 Lyapunov 방정식의 수치계산을 위해 피드백 시스템 행렬 $A-BK$ 가 Hurwitz가 되도록 초기 게인행렬 K 를 선정해야 한다.

2.2 SDC 분할(Factorization) 기법

SDRE 기법은 비선형 시스템에 대해 식 (2)와 같이 선형시스템과 같은 구조를 갖는 SDC형태의 방정식을 유도해야한다. 본 논문에서는 참고문헌 [2]의 방법을 이용하여 SDC 분할을 수행하였으며 다음과 같이 요약된다.

임의의 시간에서와 평형조건에서의 비선형 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{x} = F(x, u) \tag{7}$$

$$x_0 = F(x_0, u_0) \tag{8}$$

여기서, x_0 와 u_0 는 각각 평형상태에서의 상태변수와 조종입력을 나타낸다.

아래와 같이 평형조건에서의 교란상태변수와 조종입력을 정의하고 테일러 전개를 취하면 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$x = x_0 + \tilde{x} \tag{9}$$

$$u = u_0 + \tilde{u}$$

$$\dot{x} = \dot{x}_0 + \dot{\tilde{x}} \tag{10}$$

$$= F(x_0 + \tilde{x}, u_0 + \tilde{u})$$

$$= F(x, u)$$

$$= F(x_0, u_0) + (\nabla_x F)\tilde{x} + (\nabla_u F)\tilde{u} + HOT(\tilde{x}, \tilde{u})$$

위 식 (10)을 이용하면 교란상태변수에 대한 운동방정식을 아래와 같이 유도할 수 있다.

$$\dot{\tilde{x}} = F(x, u) - F(x_0, u_0) \tag{11}$$

$$= (\nabla_x F)\tilde{x} + (\nabla_u F)\tilde{u} + HOT(\tilde{x}, \tilde{u})$$

여기서, HOT 는 \tilde{x} 와 \tilde{u} 의 고차항을 나타낸다.

따라서 식 (12)의 제어 미분 행렬은 차분법을 이용하여 근사할 수 있으며, 식 (13)의 상태 미분 행렬은 \tilde{x} 주위의 함수 값을 이용하여 최소자승법으로 근사화 할 수 있다.^(2,15)

$$B(x) = B(\tilde{x}) = \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \tilde{u}} \tag{12}$$

여기서, $\tilde{F}(x, u) = F(x, u) - F(x_0, u_0)$

$$\tilde{f}(\tilde{x}) = A(\tilde{x})\tilde{x} = \tilde{F}(x, u) - B(x)\tilde{u} \tag{13}$$

2.3 ARE 수치해법

앞 서 기술한 바와 같이 SDRE 제어기는 게인 행렬의 update시 마다 ARE를 반복적으로 계산해 주어야 하기 때문에 효율적인 수치해법이 요구된다. 본 연구에서는 Bank 등⁽¹⁶⁾이 제안한 방법을 이용하여 ARE를 풀이하였다. 이 방법은 식 (14)의 Chandrasekhar 시스템의 해를 이용하여 피드백 시스템 행렬 $A-BK$ 가 Hurwitz인 초기게인행렬을 계산하고 Newton Kleinman 해법으로 수렴성을 확보하는 방법이다.

$$\begin{bmatrix} \dot{K}(t) \\ \dot{L}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -B^T L^T(t) L(t) \\ L(\tau)[A - BK(t)] \end{bmatrix} \tag{14}$$

$$\text{with } \begin{bmatrix} K(0) = 0 \\ L(0) = C = Q^{1/2} \end{bmatrix}$$

Newton Kleinman 해법은 $A-BK_0$ 가 Hurwitz인 피드백 게인행렬 K_0 가 주어진 경우 다음과 같은 반복 계산을 이용하여 Lyapunov 방정식의 해 P_i 를 계산한다.

$$S_i = A - BK_i \tag{15}$$

$$S_i^T P_i + P_i S_i = -Q - K_i^T R K_i \tag{16}$$

$$\lim_{i \rightarrow \infty} P_i = P$$

여기서, $K_{i+1} = R^{-1}B^T P_i$

이러한 Bank의 방법은 회전익기와 같은 불안정한 시스템에 대해 Chandrasekhar 시스템의 중간해를 이용하여 Newton-Kleinman 해법이 필요로하는 초기 게인행렬을 계산하고 Newton-Kleinman 해법으로 수렴성을 보장해주는 구조를 갖는다.^(2,15)

3. SDRE 유도비행제어기 설계

3.1 회전익기 모델

본 논문에서 사용한 헬리콥터 모델은 참고문헌 [12]의 고 신뢰도 모델을 이용하였다. SDRE 제어기 설계용 모델은 식 (17)과 같이 동체관련 상태변수만을 이용하였다.

$$x_R = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x_E, y_N, h] \quad (17)$$

이는 로터 플랩 또는 유입류와 관련된 상태변수들은 계측이나 예측을 통해 피드백 제어에 반영할 수 없는 unobservable 상태변수로 취급한 것으로 헬리콥터 비행제어기 설계에 적합한 모델이다.^(2,15) 그러나 제어기의 검증용 모델은 레벨 2 로터 모델을 이용하였다. 따라서 검증용 모델의 출력으로부터 얻어진 동체관련 상태변수 x_R 과 조종입력을 이용하여 주로터 및 꼬리로터의 트림해석을 수행함으로써 로터에 의한 힘과 모멘트를 계산하였다. 이와 같이 로터 트림해를 사용함으로써 SDC 분할기법은 식 (17)의 동체 상태변수에 대해서만 적용이 가능하다.

3.2 비행경로 생성법

각 경로점을 지나는 비행경로를 생성하기 위해서 참고문헌 [10,11]의 trigonometric interpolating curve를 이용하였다. 이 방법은 각 경로점을 지나 는 원호를 생성한 후 이를 삼각함수를 이용하여 융합하는 방법으로 각 경로점 사이에서 경로를 독립적으로 생성할 수 있다.⁽¹⁷⁾

경로점 W_i , $i=1, \dots, n$ 에 대해서 W_i 와 W_{i+1} 를 연결하는 비행경로 S_i 는 서로 다른 원호 $L_i(t)$ 와 $T_i(t)$ 를 식 (18)의 관계식을 이용하여 조합하여 생성한다.

$$S_i(t) = \cos^2(\pi t/2)L_i(t) + \sin^2(\pi t/2)T_i(t) \quad (18)$$

여기서, 성분 $L_i(t)$ 은 경로점 W_i , W_{i+1} 과 W_{i-1} 을 이용하여 계산한다. 만약 세 경로점이 직선일

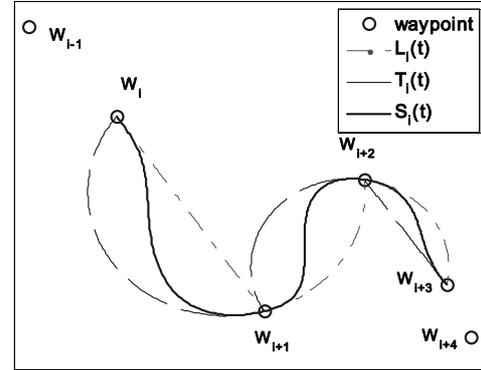


Fig. 1 Trigonometric interpolating curve

경우, $\vec{u} = W_i - W_{i-1}$ 와 $\vec{v} = W_{i+1} - W_i$ 가 $\vec{u} \times \vec{v} = 0$, W_i ($t=0$)와 W_{i+1} ($t=1$)을 연결하는 성분 $L_i(t)$ 는 식 (19)와 같이 직선으로 표현된다. 반면 세 점사이의 경로가 원호로 정의되면, $\vec{u} \times \vec{v} \neq 0$, 성분 $L_i(t)$ 는 식 (20)으로써 표현된다.

$$L_i(t) = (1-t)W_i + tW_{i+1}, \quad t \in [0,1] \quad (19)$$

$$L_i(t) = m + \frac{\sin(t\theta)}{\sin(\theta)}\vec{b} + \frac{\sin((1-t)\theta)}{\sin(\theta)}\vec{a}, \quad t \in [0,1] \quad (20)$$

여기서, m 은 경로점 W_i , W_{i+1} 과 W_{i-1} 를 지나 는 원의 중심이며, $\vec{a} = W_i - m$, $\vec{b} = W_{i+1} - m$ 으로 정의된다. 또한 θ 는 \vec{b} 와 \vec{a} 의 사잇각이다.

성분 $T_i(t)$ 는 경로점 W_i , W_{i+1} 과 W_{i+2} 를 이용하여 계산 과정은 $L_i(t)$ 와 동일하다.

이와 같이 trigonometric interpolating curve는 n 개의 경로점에 대해서 $n-1$ 개의 경로를 생성하며 Fig. 1에서와 같이 두 개의 겹쳐지는 직선 혹은 원호($L_i(t)$, $T_i(t)$)는 그들 주위의 경로점을 이용하여 계산된다. 따라서 미리 정의된 경로점 W_i ($i=1, \dots, n$)에 대해서 W_0 와 W_{n+1} 의 경로점이 추가적으로 정의되어야 하며 이는 식 (21)을 이용하였다.

$$\begin{aligned} W_0 &= 2W_1 - W_2 \\ W_{n+1} &= 2W_n - W_{n-1} \end{aligned} \quad (21)$$

본 논문에서는 3차원공간에서의 비행경로를 정의하기 위해 고도상승을 위한 bob-up기동과 전진 속도 변화를 위한 가속 및 감속 기동에 대한 기동비행속성을 추가적으로 정의하였다. bob-up기동과 가속 및 감속 기동은 식 (22)와 같이 참고문헌 [2,6]에서의 다항식 및 삼각함수를 이용한 비행경

Table 1 Control weighting matrix

weight	r_{δ_0}	$r_{\delta_{1c}}$	$r_{\delta_{1s}}$	$r_{\delta_{TR}}$
bob-up	1.0e+04	3.0e+05	5.0e+05	2.0e+04
가속 · 감속 기동	1.5e+04	1.0e+05	1.0e+04	4.0e+04
경로점 추종 기동	2.0e+04	5.3e+05	5.3e+05	5.0e+04

Table 2 State weighting matrix

weight	q_u	q_v	q_w	q_p	q_q	q_r
bob-up	100. 0	50.0	5.0	100. 0	30.0	100. 0
가속 · 감속 기동	80.0	40.0	10.0	60.0	30.0	30.0
경로점 유도 기동	30.0	10.0	30.0	80.0	120. 0	80.0
weight	q_ϕ	q_θ	q_ψ	q_{xE}	q_{yN}	q_h
bob-up	500. 0	900. 0	900. 0	50.0	50.0	50.0
가속 · 감속 기동	100. 0	100. 0	100. 0	0.0	10.0	10.0
경로점 유도 기동	500. 0	500. 0	3000. .0	0.0	0.0	100. 0

로 생성방법으로 정의하였다.

$$\Delta x(\bar{t}) = \frac{(\Delta x)_{\max}}{16.0} [8 + \cos(3\pi\bar{t}) - 9\cos(\pi\bar{t})] \quad (22)$$

여기서, $\bar{t} = \pi(t - t_{\text{entry}}) / (t_{\text{finish}} - t_{\text{entry}})$ 이며, $(\Delta x)_{\max}$ 는 기동비행중의 상태변수 최대 변위를 나타낸다. 또한 비행경로의 정의에서 정의되지 않은 축에 대한 비행경로 조건은 기동진입전의 상태를 유지하도록 정의하였다.

3.3 SDRE 유도비행 제어기 설계

SDRE 기법을 Bo-105 헬리콥터 형상에 대해서 비행경로 추종문제에 적용하였다. 앞서 언급한

Table 3 Waypoint

waypoint	x position(m)	y position(m)
1	0.0	0.0
2	300.0	50.0
3	350.0	150.0
4	250.0	230.0
5	100.0	140.0
6	-150.0	110.0
7	-50.0	0.0

비행경로를 타겟 비행경로로 정의하여 경로추종 오차가 최소화되는 제어기를 설계하였다. 최적 제어 문제의 정식화에 필요한 quadratic 가격함수는 타겟 비행경로(x_{target})에 대한 경로오차와 추가적인 조종노력을 고려하여 식 (23)과 같이 정의하였다.

$$J(\cdot) = \frac{1}{2} \Delta x_f^T P \Delta x_f \quad (23)$$

$$+ \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} (\Delta x^T Q \Delta x + \Delta u^T R \Delta u) dt$$

$$\text{여기서, } \Delta x_f = x(t_f) - x_f$$

$$\Delta x = x_R(t) - x_{\text{target}}$$

$$\Delta u = u(t) - u_{\text{trim}}$$

$$R = \text{diag}(r_{\delta_0}, r_{\delta_{1c}}, r_{\delta_{1s}}, r_{\delta_{TR}})$$

$$Q = \text{diag}(q_u, q_v, q_w, q_p, q_q, q_r, q_\phi, q_\theta, q_\psi, q_{xE}, q_{yN}, q_h)$$

x_{target} 은 비행경로로 정의된 상태 변수에 대해서는 경로식을 사용하고 여타 변수에 대해서는 트림 상태변수로 정의하였다.

SDRE 제어기 설계 시 사용한 조종입력 가중치 R 과 상태오차 가중치 Q 는 각각 Table 1과 Table 2와 같이 정의하였다.

설계한 SDRE 제어기를 헬리콥터 경로점 유도 비행에 적용하기 위해 Table 3에서와 같은 비행 경로점을 설정하였다.

본 논문에서 설정한 유도비행 경로는 다음과 같은 기동순서로 이루어진다.

- i. bob-up at 15m to hover
- ii. acceleration to 10m/s
- iii. waypoint guidance
- iv. deceleration to hover
- v. bob-down at ground

초기 좌표(0,0,0)에서 bob-up 기동으로 고도 15m 상승한 후 10m/s까지 전진속도를 증가시켜 각 경로점을 지나는 유도비행을 실행한다. 마치

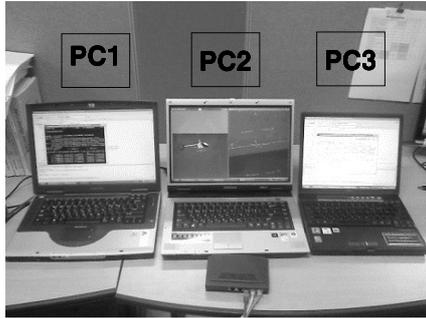


Fig. 2 simulation environment

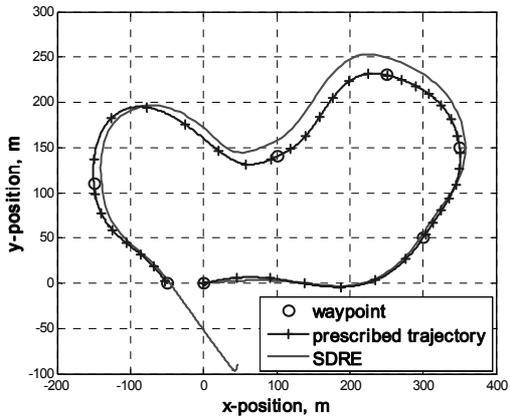


Fig. 3 Maneuver trajectory in 2-D

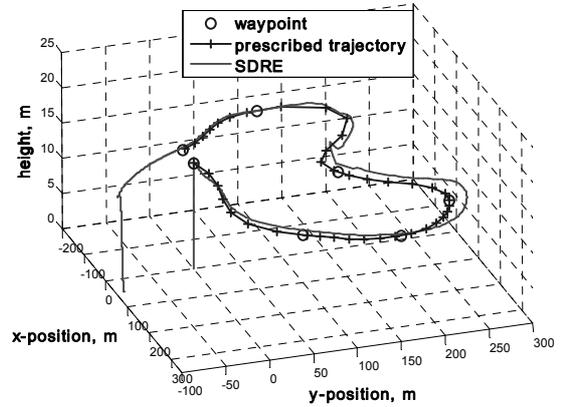


Fig. 5 Maneuver trajectory in 3-D

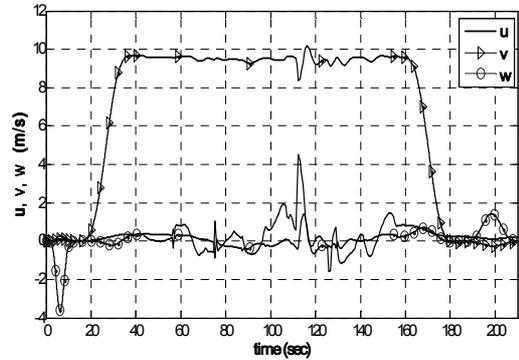


Fig. 6 Velocity components in x-, y-, z-directions

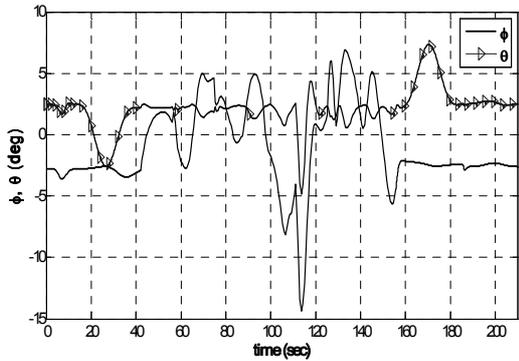


Fig. 7 Roll and pitch angle variation

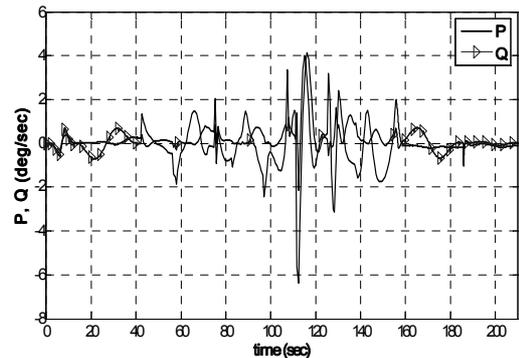


Fig. 8 Roll and pitch rate variation

막 경로점을 지나면 감속기동을 통해 호버링 상태로 진입한 후 bob-down 기동으로 지면까지 고도를 낮춘다.

유도비행 시뮬레이션을 통한 제어기의 검증과 활용방안을 모색하기 위해 Fig. 2와 같이 세대의 PC를 이용하여 시뮬레이션 환경을 개발하였다.

제어기 검증용 컴퓨터 PC2는 참고문헌 [12]의 level 2 로터 모델을 이용하여 헬리콥터 운동을 모사한다. 비행제어용 컴퓨터 PC1은 SDC 분할 ARE를 풀이하여 제어입력을 계산한 후 계산결과를 PC2의 제어기 검증용 컴퓨터로 제어입력을 인가한다. PC3는 기동비행 속성을 식별하여 PC1이 이에 따르는 제어기를 설계할 수 있도록 switching 신호를 발생한다.

앞서 설정한 비행경로를 적용하여 설계한 SDRE 유도 제어기를 시뮬레이션을 통하여 검증하였으며, 그 결과를 Fig.3에서 Fig.9에 도시하였다. Fig. 3과 Fig. 4는 Table. 3에서 정의한 경로점에 대해 생성한 비행경로와 SDRE 제어기를 이용한 해석결과를 비교한 것이다. 시뮬레이션 결과 미리 정의된 비행경로에 대해서 약간의 오차가

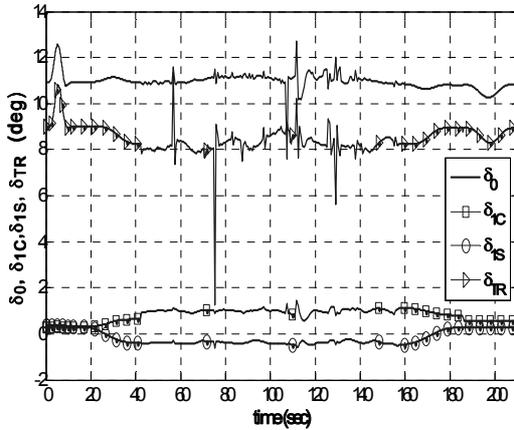


Fig. 9 Control command variation

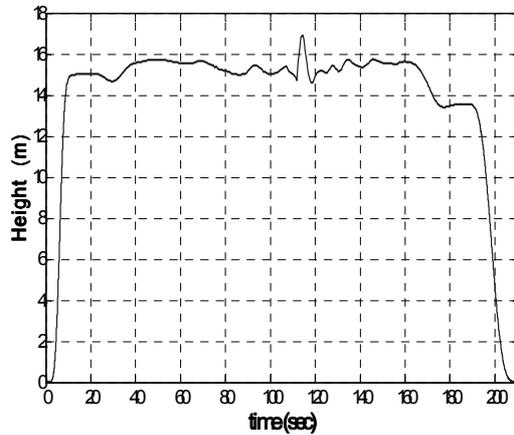


Fig. 10 Height variation

발생하나 경로를 잘 추종하고 있음을 보여준다. Fig. 4는 3차원 좌표에서의 기동비행 경로를 보여주는 것으로 첫 번째 경로점에서 bob-up기동으로 경로점 유도비행에 진입하고 마지막 경로점을 지나 호버링 상태로 감속기동을 한 후 다시 bob-down기동으로 시뮬레이션이 종료됨을 볼 수 있다.

Fig. 5에서 Fig. 8은 각각 기동비행 시간에 따른 속도, 동체 자세각, 각속도와 조종입력의 변화를 보여준다. Fig. 5는 유도비행 동안의 속도변화를 보여주는 그림으로 호버링 기동에서 가속기동을 통해 전진속도 10m/s에 진입하여 유도비행을 실행한 후 감속기동으로 호버링 상태로 진입하는 것을 볼 수 있다. Fig. 9는 기동비행 동안의 고도변화를 보여주는 그림으로 bob-up기동과 bob-down기동시의 고도변화를 확인할 수 있으며, 고도 15m상태에서 유도비행을 실행하는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 비선형 헬리콥터의 유도비행 제어기 설계에 SDRE 기법을 이용하였다. 미리 정의된 경로점에 대해서 비행경로를 생성하고 3차원기동을 위한 추가적인 비행경로를 생성하여 유도비행 경로를 생성하였다. SDRE 기법을 경로추종문제로 적용하여 제어기를 설계하였다. 고신뢰도 헬리콥터 모델이 적용된 시뮬레이션 환경을 이용하여 유도비행 시뮬레이션을 실행하였으며 그 결과 비교적 우수한 유도비행 성능을 보였다.

후 기

본 연구는 건국대학교 BK21 ST-IT 융합공학 인력양성 사업단의 지원으로 수행된 연구임. 또한 동 연구는 지식경제부 및 정보통신연구진흥원의 대학 IT연구센터 지원사업의 연구결과로 수행되었음(IITA-2008-C1090-0804-0015).

참고문헌

- (1) James R. Cloutier, 1997, "State-Dependent Riccati Equation Techniques: An Overview," Proceeding of the American Control Conference, New Mexico, pp. 932~936.
- (2) Chang-Joo Kim, Sang Kyung Sung, Chang Deok Yang, and Yung Hoon Yu, 2008, "Rotorcraft Trajectory Tracking Using the State-Dependent Riccati Equation Controller," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 51, No. 173, pp. 184~192.
- (3) Bong Jin Lee, 1972, "On the Computation of the Optimal Control of a Class of Nonlinear System," *J. of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 12, No. 4, pp. 231~235.
- (4) Langson, W. and Alleyne, A. G., 1997, "Infinite Horizon Optimal Control for a Class of Nonlinear Systems," *Proceedings of the American Control Conference*, pp. 3017~3022.
- (5) Menon, P. K., Lam, T., Crawford, L. S. and Cheng, V. H. L., 2002, "Real-Time Computational

- Method for SDRE Nonlinear Control of Missiles," Proceedings of the American Control Conference, Anchorage, pp. 232~237.
- (6) Chang-Joo Kim, Sang Kyung Sung, Soo Hyung Park, and Sung Nam Jung, 2008, "Selection of Rotorcraft Models for Application to Optimal Control Problems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 5, pp. 1386~1399.
- (7) Alexander Bogdanov, Eric Wan, Geoff Harvey, 2004, "SDRE Flight Control For X-Cell and R-Max Autonomous Helicopters," 43rd IEEE Conference on Decision and Control, December 14-17, pp. 1196~1203.
- (8) Randal W. Beard, Timothy W. McLain, Michael A. Goodrich, 2002, "Coordinated Target Assignment and Intercept for Unmanned Air Vehicles," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, Vol. 18, No. 6, pp. 911~922.
- (9) Vedran Bakaric, Zotan Vukic, Radovan Antonic, 2004, "Improved Basic Planar Algorithm of Vehicle Guidance Through Waypoints by the Line of Sight," International Symposium on Control, Communications and Signal Processing, IEEE, pp.541~544..
- (10) Nagy, M. and Vendel, T., 2000, "Generating Curves and Swept Surfaces by Blended Circles," *Computer Aided Geometric Design*, Vol. 17, pp. 197~206.
- (11) Rodrigues, R., F. Leite, and S. Rosa, 2003, "On the Generation of a Trigonometric Interpolating Curve in R^3 ," 11th International Conference on Advanced Robotics, pp.1629~1634.
- (12) Chang-Joo Kim, Chul Yong Yun, and Seok Choi, 2005, "Fully Implicit formulation and Its Solution for Rotor Dynamics by Using Differential Algebraic Equation(DAE) Solver and Partial Periodic Trimming Algorithm(PPTA)," 31st European Rotorcraft Forum, Italy.
- (13) Hyeoncheol Shim, Eun Ho Lee, and Kyo Il Lee, 1992, "Design of Hovering Flight Controller for a Model Helicopter," Proceeding of the Korean Society of Mechanical Engineers Spring Fall Conference, Vol. 1, No. 1, pp. 616~621.
- (14) Hyeoncheol Shim, Eun Ho Lee, and Kyo Il Lee, 1994, "A Study on Hovering Flight Control for a Model Helicopter," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 18, No. 6, pp. 1399~1411.
- (15) Chang Deok Yang, Min Jae Kim, Jung Hwan Lee, Ji Seung Hong and Chang-Joo Kim, 2008, "Research on the Design of Helicopter Nonlinear Optimal Controller using SDRE Technique," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 36, No. 12, pp. 1152~1162.
- (16) Banks, H. T. and Ito, K., 1985, "A Numerical Algorithm for Optimal Feedback Gains in High Dimensional LQR Problems," NASA CR178207.
- (17) Koh, K. C. and Cho, H. S., 1993, "Real - Time Control System for Mobile Robots and Path Tracking Control Algorithm," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 17, No. 6, pp. 1497~1508.