



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(3), 213-219(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.3.213

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

헬리콥터 제어 성능 개선을 위한 증분 트위스팅 보상기

서강호¹, 주종인², 김윤수³

Incremental Twisting Compensator for Performance Improvement of Helicopter Control

Gang-Ho Seo¹, Jongin Ju² and Yoonsoo Kim³

Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

ABSTRACT

In this paper, an incremental twisting compensator is proposed for improving the performance of helicopter control and tested on an in-house full-scale helicopter simulator. The proposed compensator has a merit in that an incremental control input (a second-order sliding mode control input or so-called twisting control input) is simply added to improve the performance of helicopter control, while the original flight control structure remains untouched. The proposed control technique has been shown to improve the transient and steady-state response of the in-house helicopter simulator.

초 록

본 논문은 헬리콥터 제어 성능 향상을 위한 증분 트위스팅 보상기법을 제안하고 자체 개발한 헬리콥터 시뮬레이터를 통해 그 성능을 검증한다. 본 보상기법은 헬리콥터의 기본 비행제어입력에 2차 슬라이딩 모드 보상입력(일명 트위스팅 보상입력)을 간단하게 추가하는 증분 방식으로, 기존 비행제어법칙의 구조를 그대로 유지하면서 헬리콥터 제어 성능을 향상한다는 데 장점이 있다. 제안된 보상기법은 자체 개발한 헬리콥터 시뮬레이터를 통해 기존비행제어법칙 대비 과도응답 및 정상상태 응답 특성을 개선하는 것으로 확인되었다.

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Flight Control Law(비행제어법칙), Twisting Control(트위스팅 제어), Simulator(시뮬레이터)

1. 서 론

저자는 헬리콥터 제어기법 관련 국내외 기술개발 현황에 대한 연구를 진행한 바 있다[1]. 해당 연구와 2017년 리뷰 논문[2]에 따르면, 디지털 기술개발로 인해 UH-60을 포함한 대부분의 최신 헬리콥터들에 저전력으로 복잡한 기능 지원이 가능한 Fly-By-Wire

(FBW) 기술이 적용되고 있으며, 제어기법으로는 고전적인 PID제어[3]뿐만 아니라 다양한 최신 제어기법(모델추종제어/동적역변환제어[4,5], 이득스케줄링[6], H_∞ 최적제어[7-9], 관측기 기반제어[10-12], 증분식 비선형동적역변환제어[13,14], 지능제어[15-21] 등)이 제안되고 있다.

하지만 실용적인 제어기 설계를 위해서는 그 제어

† Received : September 25, 2020 Revised : January 11, 2021 Accepted : February 3, 2021

^{1,2} Graduate Student, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : yoonsoo@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-0357-9826

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

기를 구성하는 이득값의 최적화를 위해 다수의 비행 시험을 요하는 공통의 문제가 있으며 또한 제어기법 별로 한계가 존재한다. PID제어나 이득스케줄링(Gain Scheduling)의 경우 시간에 따라 빠르게 변화하는 외란 및 공력계수들에 대한 실시간 대응이 취약하며, 모델추종제어(Model-following Control)과 동적역변환 제어(DI; Dynamic Inversion)의 경우 역변환용 모델(특히 로터모델)이 가진 불확실성에 대한 강인성 해결이 필수적이다. 대표적인 강인제어기법인 H_∞ 최적제어의 경우 최악의 상황에 대한 보수적 제어기 설계로 인해 민첩한 기동을 요구하는 헬리콥터에는 그 적용에 한계가 있으며, 칼만필터 유형을 따르는 대다수의 관측기 기반 제어기는 이상적인 잡음 모델(가우시안 모델)이 아닌 현실적인 잡음에 대한 기술적 대응이 요구된다. 최근 각광을 받고 있는 신경망 회로 기반 적응제어나 인공지능을 활용한 제어기법은 훈련되지 않은 비행영역에 대해선 그 성능과 안정성을 담보할 수 없어 실용화를 위해 더욱 많은 연구가 필요하다.

최근 헬리콥터 제어에 실제 적용되고 있는 증분식 비선형동적역변환제어(INDI; Incremental Nonlinear Dynamic Inversion)기법[13,14]은 Fig. 1과 같이 현재의 각속도 정보를 활용해 기존 선형제어입력을 일부 수정하는 형태이다. 증분식 보상기법의 장점은 이미 동작하고 있는 제어시스템을 그대로 유지한 상태에서 제어입력을 간단하게 추가하여 비행성능을 향상할 수 있다는 데 있다. 이러한 증분식 제어기법은 역변환용 모델이 갖고 있는 불확실성에 다소 취약한 DI 제어기법의 성능을 개선할 수 있는 실용적인 방법이지만, 센서 측정값 및 대상 헬리콥터의 선형모델을 구성하는 시스템행렬의 일부인 제어효율행렬(Control Effectiveness Matrix)의 정확도에 그 성능이 영향을 받는다. 따라서 본 논문에서는 헬리콥터 시스템행렬에 대한 정보 없이 각속도와 각가속도 정보의 피드백만으로 헬리콥터의 자세를 유한시간에 수렴(Finite-time Convergence)할 수 있게 하는 증분식 트위스팅 보상법(ITC; Incremental Twisting Compensation)을 제안한다. 또한, 이상적인 ITC를 적용하면서 발생하는 현실적인 문제(잡음, 채터링(Chattering)

등)를 해결하기 위해 더욱 실용적인 수정-ITC도 제안한다. 구체적인 ITC 설계 과정 및 시뮬레이터 시험 결과는 본문 2절에서 자세히 소개하였다. 3절에서는 본 연구내용의 요약, 한계 및 향후 연구방향에 대해 기술하였다.

II. 본 론

2.1 증분식 보상입력 설계

2.1.1 트위스팅 제어(TC)

트위스팅 제어는 2차 슬라이딩 모드 제어(2nd order Sliding Mode Control; 이하 SMC로 명명)의 일종으로 불확실한 모델을 유한시간에 안정화하고 외란에 강건하다는 장점이 있다. TC를 위한 일반적인 헬리콥터 운동방정식과 상태변수 정의는 [13]에 자세하게 기술되어 있고, 특히 회전운동에 관한 식은 [13]의 식 (5-3), (5-9), (5-10)을 통해 아래와 같은 형태로 주어진다.

$$\dot{J}\sigma = -\sigma \times (J\sigma) + f(t,x)\bar{u}. \quad (1)$$

여기서 J 는 관성모멘트행렬, $\sigma = [p, q, r]^T$ 는 롤, 피치 및 요 각속도 벡터(본 논문에서는 슬라이딩 벡터), x 는 σ 를 포함한 [13]에 정의된 헬리콥터 상태변수벡터, $f(t,x)\bar{u} = f(t,x)[u_{col} u^T]^T$ 은 헬리콥터(메인로터, 꼬리로터, 동체 등)에 작용하는 모든 모멘트의 합을 나타낸다. 이러한 모멘트는 콜렉티브(Collective; u_{col}), 사이클릭-세로(Cyclic-longitudinal; u_{lon}), 사이클릭-가로(Cyclic-lateral; u_{lat}) 및 페달(pedal; u_{ped}) 등 4개의 조종입력으로 제어가 가능하며 본 논문에서 주요 제어입력을 $u = [u_{lat}, u_{lon}, u_{ped}]^T$ 로 정의한다. 또한, 4개의 조종입력에 1차 시스템으로 가정된 구동기 효과(Fig. 3의 구동기 동역학(Linkage Dynamics))를 추가하면 (즉, 식 (1)의 \bar{u} 를 \bar{u}_a 라고 가정하고 $\tau\dot{\bar{u}}_a + \bar{u}_a = \bar{u}$ 을 적용; τ 는 시정수, 식 (1)을 한 번 미분하여 식 (2)와 같이 슬라이딩 변수 σ 에 대한 2차 미분방정식을 얻을 수 있다.

$$\ddot{\sigma} = h(t,x) + g(t,x)u. \quad (2)$$

여기서 $h(t,x)$ 와 $g(t,x)$ 는 불확실하지만 미분 가능한 함수로서, 알려진 상수 K_m, K_M, C 에 대해 식 (2)는 아래 식을 만족하는 것으로 가정한다($1_3 = [1, 1, 1]^T$).

$$\ddot{\sigma} \in [-C, C]1_3 + [K_m, K_M]u. \quad (3)$$

주어진 운동방정식에 대한 TC 입력은 아래 식과 같이 주어진다.

$$u(t) = -(k_1 \text{sgn}[\sigma(t)] + k_2 \text{sgn}[\dot{\sigma}(t)]). \quad (4)$$

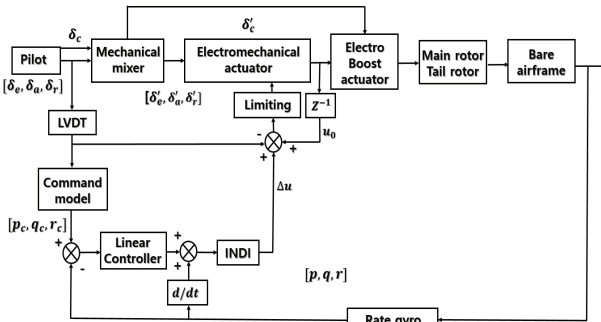
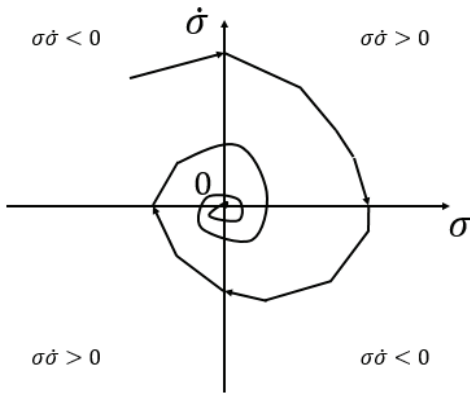


Fig. 1. INDI Control Architecture for AH-64 [14]

Fig. 2. Typical trajectory of $\sigma, \dot{\sigma}$ [22]

여기서 $k_1 > k_2$ 는 양의 실수 벡터이며 임의의 상수 α 에 대해

$$\text{sgn}[\alpha] = \begin{cases} 1, & \alpha > 0; \\ 0, & \alpha = 0; \\ -1, & \alpha < 0. \end{cases}$$

상기 TC 입력은 k_1, k_2 가 식 (5)의 조건을 만족할 때 $\sigma, \dot{\sigma}$ 을 유한한 시간에 Fig. 2와 유사한 형태를 띠며 0으로 수렴시킬 수 있다고 알려져 있다[22, Theorem 4.1].

$$\begin{aligned} K_m(k_1 + k_2) - C > K_M(k_1 - k_2) + C, \\ -K_m(k_1 - k_2) + C < 0. \end{aligned} \quad (5)$$

2.1.2 증분식 트위스팅 보상(ITC)

이미 서두에서 언급했듯이 증분식 보상기법의 장점은 이미 동작하고 있는 제어시스템을 그대로 유지한 상태에서 제어입력을 간단하게 추가하여 비행성능을 향상할 수 있다는 데 있다. Fig. 3은 UH-60 헬리콥터를 위한 기존의 제어입력(SAS(Stability Augmentation System)와 Autopilot)에 이러한 증분식 보상입력(Δu)을 추가하는 모습을 보여준다.1) Δu 는 2.1.1절의 TC 입력(식 (4))과 동일한 방식으로 식 (6)과 같이 정의하고 증분형 트위스팅 보상(ITC; Incremental Twisting Compensation)이라고 명명한다.

$$\Delta u(t) = -(k_1 \text{sgn}[\sigma(t)] + k_2 \text{sgn}[\dot{\sigma}(t)]). \quad (6)$$

따라서 식 (6)에 대응되는 $\ddot{\sigma}$ 의 범위는 식 (3)과 유사하게 아래 식 (7)과 같이 주어진다.

$$\ddot{\sigma} \in [-C, C]1_3 + [K_m, K_M]\Delta u. \quad (7)$$

다만 슬라이딩 변수($\sigma = [p, q, r]^T$)의 개수가 3개인 것에 비해 헬리콥터 시뮬레이터의 가용한 제어입력이 4개(콜렉티브(Δu_{col}), 사이클릭-세로(Δu_{lon}), 사이클

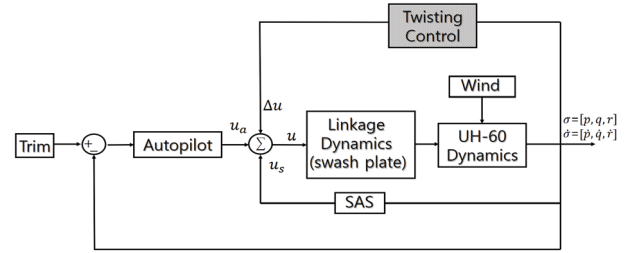


Fig. 3. Structure of Incremental Twisting Compensation System

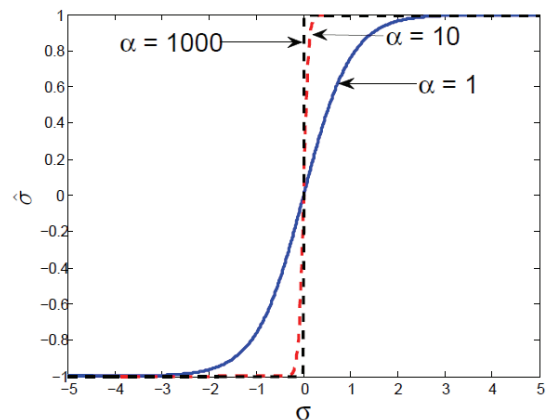
릭-가로(Δu_{lat}) 및 페달(Δu_{ped})이므로 이 중 p, q, r 각각에 직접적인 연관이 있는 3개의 보상입력을 $\Delta u = [\Delta u_{lat}, \Delta u_{lon}, \Delta u_{ped}]^T$ 라고 정의한 후 기존의 u_a 와 u_s 의 해당 요소에 증분한다. 즉 콜렉티브 입력은 증분하지 않는다.2) 식 (6)의 k_1 과 k_2 도 아래와 같이 유사하게 정의된다.

$$\begin{aligned} k_1 &= [k_1^{(lat)}, k_1^{(lon)}, k_1^{(ped)}]^T, \\ k_2 &= [k_2^{(lat)}, k_2^{(lon)}, k_2^{(ped)}]^T. \end{aligned}$$

2.1.3 수정-ITC(Modified ITC)

2.1.2절에서 제안한 ITC는 빠르게 변하는 슬라이딩 변수의 미분 값을 요구하므로 잡음에 취약하고, 또 SMC 형태의 제어가 전통적으로 가진 채터링을 동반한다. 이러한 채터링을 경감하기 위해 식 (6)의 불연속한 sgn 함수를 \tanh 함수(Fig. 4)로 대체(Smoothing)하고 Fig. 5와 같이 간단한 1차 미분방정식으로 저역 통과필터를 추가(Filtering)하였다. 저역통과필터의 시정수(τ)는 Table 1에서 보인 대상 헬리콥터의 고유진동수를 고려해 설정한다.

$$\hat{\sigma} = \tanh(\alpha\sigma) = \frac{\sinh(\alpha\sigma)}{\cosh(\alpha\sigma)} = \frac{e^{2(\alpha\sigma)} - 1}{e^{2(\alpha\sigma)} + 1}.$$

Fig. 4. Graph of $\hat{\sigma} = \tanh(\alpha\sigma)$ with various values of α

1) Figure 1에서 보인 제어시스템의 경우 INDI 블록을 본 논문에서 제안하는 ITC로 대체할 수 있다.

2) 콜렉티브 입력도 증분할 경우 [13]에서 제안하는 Control Allocation(식 (5-11), (5-12)) 기법을 사용할 수 있다.

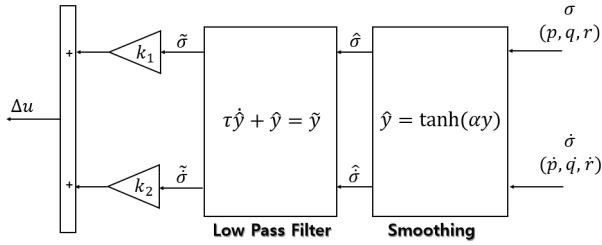


Fig. 5. Low-pass filter and smoothing

2.2 증분식 보상입력 시험

2.2.1 제어법칙 시험 플랫폼

본 절에서는 2.1절에서 제안한 ITC를 저자들의 소속기관에서 [23]의 내용에 기반해 자체 개발한 UH-60 기반 헬리콥터 시뮬레이터(GNU-HELIS; Fig. 6)에 적용해본다. GNU-HELIS의 기본제어입력(Baseline Control)은 Fig. 3과 같이 Autopilot과 SAS로부터 나오는 u_a 와 u_s 로 구성되며, 두 제어입력이 더해진 u 는 스위시판을 작동시켜 시뮬레이터를 제어하는 데 사용된다. Table 1은 UH-60 헬리콥터의 기본제원과 선형화된



Fig. 6. GNU Helicopter Simulator

Table 1. Specifications of UH-60, natural frequency and damping ratio of linearized GNU-HELIS at 100 knots

UH-60	Overall length	64.83 ft	
	Main rotor diam.	53.67 ft	
	Tilt rotor diam.	11 ft	
	Max. speed	150 knots	
	Range	320 naut. miles	
	Max. load	2640 lbs	
GNU-HELIS	Axis	ω_d (rad/s)	ζ
	Roll	0.0973	0.0515
	Pitch	0.0976	0.0719
	Yaw	0.0971	0.0737

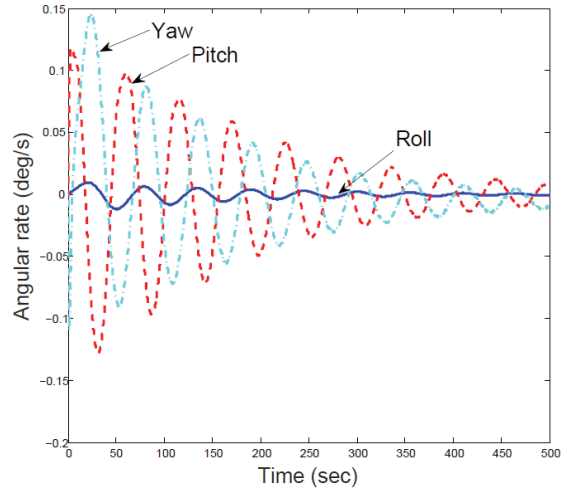


Fig. 7. Stabilization of angular rate with baseline control

GNU-HELIS(100 knots로 전진비행 중)의 롤, 피치 및 요 축 각각에 대한 고유진동수(ω_d)와 댐핑비(ζ)를 나타낸다. [23]에 따른 기본제어입력은 바람과 같은 외란에 대해 각속도를 제대로 안정화하지 못하는 것으로 나타났다. Table 1의 ω_d 과 ζ 가 매우 작은 값을 가지므로 Fig. 7에서 보듯이 콜렉티브 3% 계단 입력에 대한 안정화 시간이 500초 이상 소요된다.3) 따라서 ITC 제어입력(Fig. 3의 Δu)을 추가해 안정성을 개선해본다.

2.2.2 증분식 보상기 상수 결정

2.1.2절의 식 (6)의 k_1 과 k_2 를 결정하기 위해 일단 아래와 같이 상수들의 값을 가정하고 시뮬레이터를 동작한다.

$$k_1 = [0.01, 0.01, 0.1]^T,$$

$$k_2 = [0.001, 0.001, 0.01]^T.$$

Figures 8, 9는 콜렉티브 3% 외란에 대한 시뮬레이션 수행 후 u , Δu 와 롤 각속도를 두 번 미분한 그래프(\ddot{p})이다. Figs. 8, 9에서 보듯이 Δu 와 \ddot{p} 은 0을 기준으로 거의 대칭이고 $\Delta u \in [-0.011, 0.011]$, $\ddot{p} \in [-4.11, 4.11]$ 이다. 따라서 식 (7)의 C값을 0으로 놓고 Δu 에 일정 배수(K_m , K_M)를 곱해 \ddot{p} 의 범위를 정의할 수 있다. K_m 과 K_M 의 관계가 아래와 같다면

$$K_m = \beta K_M, \quad (0 < \beta \leq 1),$$

식 (5)로부터 아래와 같은 관계를 얻는다.

$$\beta K_M(k_1 + k_2) > K_M(k_1 - k_2)$$

$$\Rightarrow k_1 > k_2 > \left(\frac{1-\beta}{1+\beta}\right)k_1.$$

3) Figure 7은 GNU-HELIS 동작 시 발생하는 고주파 환경잡음을 필터링한 결과임.

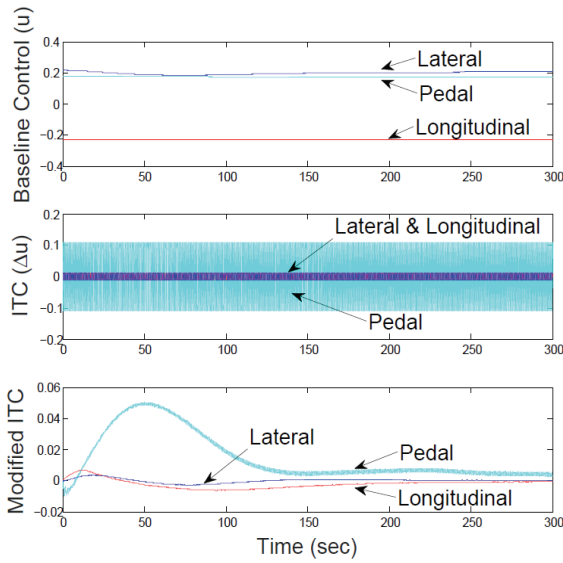


Fig. 8. Control input for 3% collective input disturbance

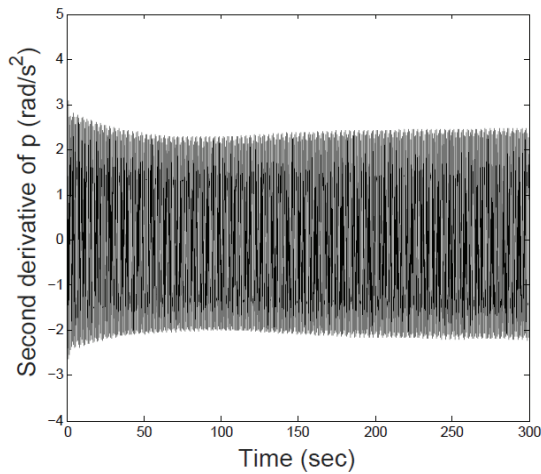


Fig. 9. Second derivative of p

β 를 1에 가까운 값(예: 9/11)으로 두면 $k_2 = k_1/10 > 0$ 조건을 얻을 수 있고, 따라서 시뮬레이션을 위해 가정한 k_1, k_2 가 식 (5)를 만족해, 2.1.1절의 TC 이론에 따라 헬리콥터 시뮬레이터가 유한한 시간 내에 트림 상태로 수렴하는 것을 기대할 수 있다.

2.2.3 증분식 보상입력 적용 결과

Figure 10은 콜렉티브 입력에 3% 계단 입력을 적용했을 때 롤, 피치, 요 각속도의 반응을 나타낸 것이다. [24]에서 언급했듯이 UH-60 헬리콥터의 특성상 콜렉티브 입력에 대해 3축 각속도가 모두 변하는 것을 알 수 있다. (다만 롤 각속도는 피치 각속도에 비해 그 값이 10배 정도 작다.) 수정-ITC를 설계함에 있어 Table 1의 GNU-HELIS 고유진동수 값을 감안해 Fig. 5의 저역통과필터의 상수값(τ)을 10, $\alpha = 1000$ 으로 설정해, 채터링이 상당히 억제된 결과를 얻으면서

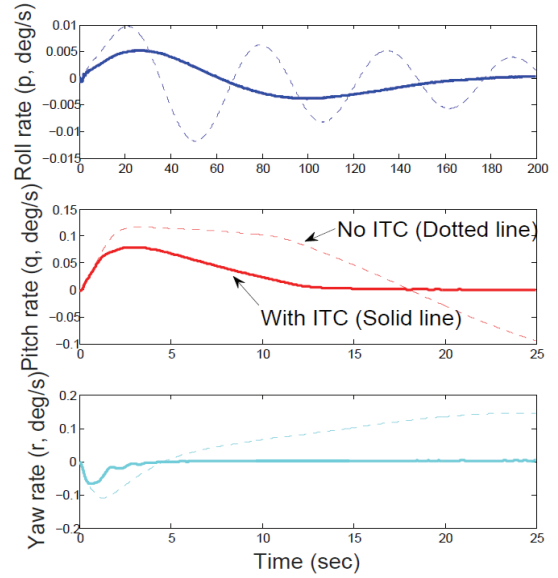


Fig. 10. Stabilization of angular rate with ITC for collective input

동시에 각속도를 신속하게 안정화(피치와 요 각속도의 경우 15초 이내)한 것을 확인할 수 있다. Fig. 8에서 보듯이 각속도 안정화를 위해 요구되는 수정-ITC 입력은 세로 및 가로축의 경우 기본제어입력(Baseline Control)의 약 1/10 수준으로 각속도 안정화에 효과적이라 할 수 있다.

Figure 11은 헬리콥터의 진행방향 속도에 인위적으로 3ft/s 세기의 더블렛(Doublet) 바람 입력(0~5초 동안 3ft/s, 5~10초 동안 -3ft/s)을 추가한 결과를 보여주고 있다. ITC가 바람의 영향에도 불구하고 3축 각속도의 과도응답특성을 향상하며 바람직한 트림(trim) 상태로 빠르게 안정화하는 것을 확인할 수 있다.

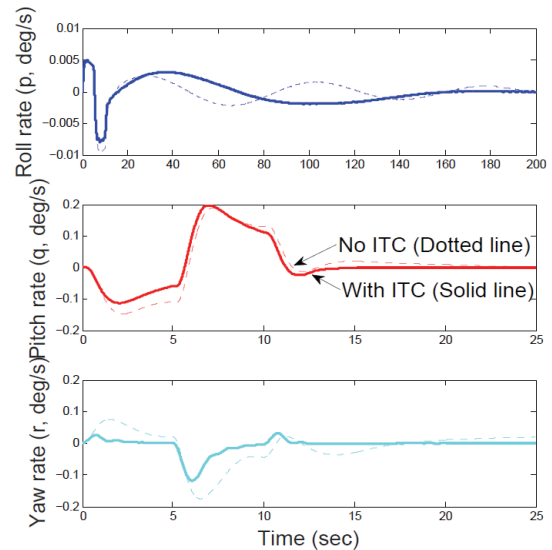


Fig. 11. Stabilization of angle rate with ITC for wind disturbance

III. 결 론

본 논문에서는 증분식 트위스팅 보상기법(ITC)을 고안하고 저자의 소속기관에서 자체 개발된 헬리콥터 시뮬레이터를 통해 그 성능을 확인하였다. 본 보상기법은 헬리콥터 시스템행렬에 대한 정보 없이 각 속도와 각가속도 정보만을 피드백하여 헬리콥터의 자세를 유한시간에 수렴할 수 있게 하며, 또한 이상적인 ITC를 적용하면서 발생하는 일부 현실적인 문제(잡음, 채터링 등)도 저역통과필터와 스무딩 기법을 사용해 해결하였다. 다만, 실제 헬리콥터의 진동 등으로 인해 보다 복잡한 형태의 잡음이 측정값에 포함된 경우 2.1.3절에서 시도한 슬라이딩 변수의 직접적인 미분 대신 [22](6.7절)에서 소개한 강인 미분법 등이 보다 적절할 수 있다. 이렇게 더욱 진보된 ITC 기법을 향후 헬리콥터처럼 수학적 모델링이 복잡한 타 시스템에도 적용해 그 성능을 확인할 예정이다.

후 기

본 연구는 2017 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2017R1A5A1015311)을 받아 수행되었습니다. 본 논문 내용 교정에 수차례 기술적 조언을 해 주신 논문 심사위원들께 깊은 감사를 드립니다.

References

- 1) Seo, G. H. and Kim, Y. S., "Development Status of Helicopter Simulator Technology," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 6, 2019, pp. 446~459.
- 2) Hu, J. S. and Gu, H. B., "Survey on Flight Control Technology for Large-Scale Helicopter," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2017, No. 1, 2017, pp. 1~14.
- 3) Christensen, K. T., Campbell, K. G., Griffith, C. D., Ivler, C. M., Tischler, M. B. and Harding, J. W., "Flight Control Development for the ARH-70 Armed Reconnaissance Helicopter Program," *Proceeding of American Helicopter Society International 63rd Annual Forum*, 2007, pp. 839~863.
- 4) Hilbert, K. B., "The Design of a Model-Following Control System for Helicopters 84-1941," *Proceeding of the 17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, Laser Conference*, Snowmass, USA, June 1984.
- 5) Tischler, M. B., Blanken, C. L., Cheung, K. K., Sweil, S. S. M., Sahasrabudhe, V. and Faynberg, A., "Modernized Control Laws for UH-60 Optimization and Flight-test Results," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, 2005, pp. 964~978.
- 6) Oosterom, M., Schram, G., Babuska, R. and Verbruggen, H. B., "Automated Procedure for Gain-Scheduled Flight Control Law Design," *Proceeding of 18th Applied aerodynamics Conference*, Denver, Colorado, USA, August 2000.
- 7) Mammari, S. and Duc, G., "Loop Shaping Design : Application to the Robust Stabilization of a Helicopter," *Control Engineering Practice*, Vol. 2, 1993, pp. 349~356.
- 8) Smerlas, A. J., Walker, D. J., Postlethwaite, I., Strange, M. E., Howitt, J. and Gubbels, A. W., "Evaluating H_∞ Controllers on the NRC Bell 205 Fly-by-wire Helicopter," *Control Engineering Practice*, Vol. 9, No. 1, 2001, pp. 1~10.
- 9) Prempain, E. and Postlethwaite, I., "Static H_∞ Loop Shaping Control of a Fly-by-wire Helicopter," *Automatica*, Vol. 41, No. 9, 2005, pp. 1517~1528.
- 10) Hendricks, E. and Holst, J., "An Extended Kalman Filter Applied to Helicopter State and Parameter Estimation," *Proceeding of 13th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Williamsburg, USA, 1986.
- 11) Hager, L. vS., Uren, K. R. and van Schoor, G., "Series-Parallel Approach to On-line Observer Based Neural Control of a Helicopter System," *IFAC Proceeding Volumes*, Vol. 47, No. 3, 2014, pp. 2545~2550.
- 12) Greiser, S., "Disturbance Observer-based Control to Suppress Air Resonance for the EC135 ACT/FHS Research Helicopter," *Proceeding of AIAA 2015-0856*, Kissimmee, USA, January 2015.
- 13) Simplicio, P. V. M., "Helicopter Nonlinear Flight Control Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion," Master Thesis, Universidade Tecnica de Lisboa, 2011.
- 14) Pavel, P. V. M., Shanthakumaran, P., Strooma, O., et al., "Development of Advanced Flight Control Laws for the AH-64 Apache Helicopter-Sketches form the Work of TU Delft-Boeing Project in SIMONA Simulator," *Proceedings of the American Helicopter Society 72th Annual Forum*, USA, 2016.
- 15) Jiang, T. Y., Prasad, J. V. R. and Calise, A. J., "Adaptive Fuzzy Logic Flight Controller for Rotorcraft," *Proceedings of the Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, San Diego, USA, 1996.
- 16) Mulgund, S. S. and Zacharias, G. L., "A

Hybrid Neural Network-Fuzzy Logic Limit Protection System for rotorcraft," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, San Diego, USA, 1996.

17) Dai, J. Y. and Tan, C., "Helicopter Flight Control and Simulation Based on Fuzzy Smooth Switching," *Journal of System Simulation*, Vol. 23, No. 6, 2011, pp. 1273~1277.

18) Dai, J., Tan, C. and Wu, G., "Fuzzy Multi-Model Switching H-infinity Control for Helicopters in a Full Envelop," *Circuits, Systems and Signal Processing*, Vol. 32, No. 5, 2013, pp. 2185~2197.

19) Kim, B. S. and Calise, A. J., "Nonlinear Flight Control Using Neural Network," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 1, 1997, pp. 26~33.

20) Leitner, J., Calise, A. and Prasad, J. V. R.,

"Analysis of Adaptive Neural Networks for Helicopter Flight Control," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 5, 1997, pp. 972~979

21) Sahani, N. A. and Horn, J. F., "Neural Network Based Algorithms for Comprehensive Collective Axis Limit Avoidance on Rotorcraft," *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, Vol. 1, No. 11, 2004, pp. 432~451.

22) Shtessel, Y., Edwards, C., Fridman, L. and Levant, A., "Sliding Mode Control and Observation," Springer, New York, 2014.

23) Howlett, J. J., UH-60 Black Hawk Engineering Simulation Program, Vol. 1, Mathematical Model, NASA CR-166309, 1981.

24) Catapang, D. R., Tischler, M. B. and Biezad, D. J., "Robust crossfeed design for hovering rotorcraft," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 4, No. 1, pp. 161~180, 1994.