

결빙 현상과 불확실성을 고려한 소형 무인항공기 제어기법 비교 연구

안효득¹ · 문정호^{2,†}¹청주대학교 대학원 기계항공시스템공학과²청주대학교 무인항공기학과

A Comparison of Control Methods for Small UAV Considering Ice Accumulation and Uncertainty

Hyodeuk An¹, Jungho Moon^{2,†}¹Cheongju University Graduate, Dept. of Mechanical and Aeronautical System Engineering²Cheongju University, Dept. of Unmanned Aircraft System Engineering

Abstract

This paper applies the icing effect and wing rock uncertainty to small unmanned aerial vehicles (UAVs), which have recently attracted attention. Attitude control simulations were performed using various control methods. First, the selected platform, the Skywalker X8 UAV with blended wing-body (BWB) configuration, was linearized for both its baseline form, and a form with applied icing effects. Subsequently, using MATLAB Simulink®, simulations were conducted for roll and pitch attitude control of the baseline configuration and the configuration with icing effects, employing disturbance observer-based PID control, model reference adaptive control, and model predictive control. Furthermore, the study introduced wing rock uncertainty simultaneously with icing effects on the configured model—a combination not previously explored in existing research—and conducted simulations. The performance of each control Method was compared and analyzed.

초 록

본 논문은 최근 각광받고 있는 소형 무인항공기에 결빙효과와 윙락 불확실성을 적용하고 여러 제어 기법을 활용하여 자세 제어 시뮬레이션 수행하였으며 그 결과를 다룬다. 먼저 선정 기체인 BWB 형태의 소형 무인 항공기인 Skywalker X8 기체의 기본 형상과 결빙효과가 적용된 형상에 대하여 선형화를 수행하였다. 이후 MATLAB Simulink®를 활용하여 외란 관측기 기반 PID 제어, 모델 참조 적응 제어, 모델 예측 제어기법을 사용하여 기본 형상과 결빙효과가 적용된 형상에 대하여 roll 및 pitch 자세 제어 시뮬레이션을 수행한다. 또한, 기존 연구에서 진행되지 않았던 윙락 불확실성을 결빙이 적용된 형상에 동시 적용하여 시뮬레이션을 수행하였으며 각 제어기법의 성능을 비교 분석하였다.

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Model Reference Adaptive Control(모델 참조 적응 제어), Model Predictive Control(모델 예측 제어), Disturbance Observer(외란 관측기), Icing(결빙), Wing Rock(윙락)

1. 서 론

군사 분야에서 소형 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle)는 러시아와 우크라이나 전쟁에서도 볼 수 있

듯이 크기가 작다는 이점을 활용하여 복잡하고 위험한 환경에서 인간을 대신하여 임무를 수행하고 있다. 주로 적 감시 및 정찰, 목표 지정, 정밀 타격 등 탑재된 소형 항전시스템을 이용하여 다양한 임무에 활용되고 있다[1]. 하지만 이러한 크기가 작은 소형 무인항공기는 적의 대 드론 시스템에 대하여는 강점이지만 동력원 크기 제한, 불안정한 조종성 등의 이유로 여전히 단거리에서만 운용되며 외란, 불확실성에 강건하지 못

Received: Sep. 10, 2023 Revised: Oct. 17, 2023 Accepted: Oct. 18, 2023

† Corresponding Author

Tel: *** - **** - **** E-mail: jhmoon@cju.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

하다는 단점을 가지고 있다. 위와 같은 소형 무인항공기의 단점을 보완하기 위해 원거리 운용이 가능하며 공격에 의한 조종면 손상, 돌풍, 눈, 비와 같은 외부 환경으로부터 발생하는 불확실성에 강건한 다양한 기법들을 적용하여 제어를 수행하는 연구들이 진행되고 있다.

우선, 날개와 동체가 합쳐진 BWB(Blended Wing Body) 형태의 항공기가 개발 및 연구되고 있다. BWB 형태의 항공기는 전통적인 항공기에 비해 양항비가 약 20~33% 정도 높아 원거리 운용에 적합하다. 또한, 수용 능력 및 연료 효율 측면에서 효과적인 것으로 알려져 있으며 동체와 날개가 합쳐진 형태는 공기저항을 최소화하면서도 내구성과 안정성이 높다는 장점이 있다[2].

Gryte 등은 BWB 형태의 소형 무인항공기인 Skywalker X8의 풍동시험을 수행하였다[3]. Winter 등은 Gryte 등이 연구한 기체 표면에 icing 효과를 모사하고 3D CFD-ALE 사용하여 시뮬레이션을 수행하여 iced 형상의 공력 미계수들을 획득하였으며, 참고한 공력계수는 Table 1과 같다[4].

Kleiven 등은 위 공력 Data를 기반으로 clean 형상과 iced 형상에 각각 roll 및 pitch 자세 명령을 독립적으로 인가하여 추종 성능을 비교하는 연구를 진행하였다. 최적 제어를 기반으로 하는 강건 제어, Gain-Scheduled 비행 제어를 수행하고 그 결과를 비교하였으며, 두 제어기 모두 자세 추종이 가능함을 보였다[5].

Hognadottir 등은 Winter 등의 연구에서 얻은 icing 조건에서의 안정성 미계수를 바탕으로 icing이 종축 조종 미계수에 미치는 영향을 CFD 해석을 통해 분석하였다. 비대칭 icing 조건에서 각각 roll 및 pitch 자세 명령을 독립적으로 인가하였고, 명령에 따른 PID 제어기와 모델 참조 적응 제어(Model Reference Adaptive Control)기의 추종 성능을 비교하였다[6].

Lavretsky 등은 항공기에 작용하는 다양한 외란 및 불확실성의 구조를 알고 있다고 가정하고 강건 제어 및 모델 참조 적응 제어기법을 적용하였다[7].

본 연구에서는 기존 연구에서 수행되었던 BWB 형태의 소형 무인항공기에 결빙 현상뿐만 아니라 윙락 불확실성이 동시에 인가되었을 때 외란 관측기

(Disturbance Observer) 기반 PID 제어, 모델 참조 적응 제어(Model Reference Adaptive Control, MRAC), 모델 예측 제어(Model Predictive Control, MPC) 각 기법 제어 성능 및 특징을 비교 분석한다.

Table 1 Aerodynamic coefficient

Type	Derivative
longitudinal	$C_{D_0}, C_{D_\alpha}, C_{L_0}, C_{L_\alpha}, C_{L_q}, C_{m_\alpha}, C_{m_q}, C_{D_\delta}, C_{L_\delta}, C_{m_\delta}$
Lateral	$C_{Y_\beta}, C_{Y_p}, C_{l_\beta}, C_{l_p}, C_{l_r}, C_{n_\beta}, C_{n_p}, C_{n_r}, C_{Y_\delta}, C_{l_\delta}, C_{n_\delta}$

2. 배경 이론

2.1 BWB 소형 무인항공기 공력모델

본 논문에서 선정한 BWB 형태의 Skywalker X8 기체의 형상은 Figure 1과 같으며, 공기역학적 모델은 공력 미계수의 준선형 근사로 식 (1), (2)와 같다.



Fig. 2 Skywalker X8 Configuration

$$\begin{bmatrix} F_{drag} \\ F_{side} \\ F_{lift} \end{bmatrix} = \bar{q}S \begin{bmatrix} C_D(\alpha) + C_{D_\alpha}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{D_\alpha} \delta_c \\ C_S(\beta) + C_{S_\beta}(\beta) \frac{b}{2V_a} p + C_{S_\beta}(\beta) \frac{b}{2V_a} r + C_{S_\alpha} \delta_a + C_{S_r} \delta_r \\ C_L(\alpha) + C_{L_\alpha}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{L_\alpha} \delta_c \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \bar{q}S \begin{bmatrix} b(C_l(\beta) + C_{l_\beta}(\beta) \frac{b}{2V_a} p + C_{l_\beta}(\beta) \frac{b}{2V_a} r + C_{l_\alpha} \delta_a + C_{l_r} \delta_r) \\ c(C_m(\alpha) + C_{m_\alpha}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{m_\alpha} \delta_c) \\ b(C_n(\beta) + C_{n_\beta}(\beta) \frac{b}{2V_a} p + C_{n_\beta}(\beta) \frac{b}{2V_a} r + C_{n_\alpha} \delta_a + C_{n_r} \delta_r) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$\bar{q} = \frac{\rho v^2}{2}$ 는 동압을 의미하며, S는 날개 면적, b는 날개 스패 길이, c는 mean chord이다.

2.2 결빙 및 윙락

항공기 결빙은 비행 중에 공기 중에 있는 물이나 눈이 항공기의 표면에 얼어붙는 것을 의미하며, 이는 항공기의 안정성과 성능에 영향을 미치는 심각한 문제로

이어질 수 있다. 본 논문에서는 기존 연구에서 진행되었던 Skywalker X8 기체 형상과 기존 형상에 icing을 모사한 형상에 따른 공력 미계수의 차이를 통해 두 형상을 비교 분석하였으며, 두 형상의 단면은 Figure 2와 같다[4]. Icing이 공력 특성에 미치는 영향들을 분석한 결과 종축 미계수 일부 값들은 작은 차이를 보였고, 횡축 미계수는 대부분의 값들에서 확연한 차이가 있음을 확인하였다.

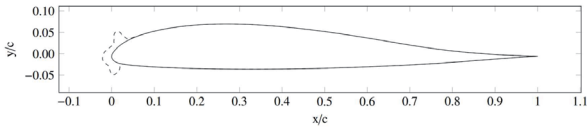


Fig. 2 Skywalker X8 cross section of the wing for the iced and clean configuration

윙락은 항공기의 종방향 기체축을 중심으로 진동하는 현상이다. 특히, 고 받음각 영역에서 발생하며 기동시 성능을 저하하고, wing drop, spin과 같은 더욱 위험한 상황으로 이어질 수 있어 비행 안전에도 특히 문제가 된다. 대부분의 윙락 현상은 전익기 형태인 BWB, Delta Wing 항공기 및 F/A-18E, F-35, T-7A 등 최신 전투기에서 식별된다. 또한, 대부분 항공기 개발단계 중 비행시험 단계에서 발생하여 형상 수정으로 이를 해결하기에는 개발 비용 및 일정 증가로 쉽지 않다[8]. 본 연구에서는 불규칙적인 롤 운동 윙락 불확실성을 모사하여 제어 결과를 비교하고자 한다. 윙락 외란은 식 (3)과 같으며, W_i^* 는 알고 있지 않은 이상적인 가중치이며 식 (4)와 같이 설정하였다[9].

$$U_{nd} = W_0^* + W_1^* \phi + W_2^* p + W_3^* |\phi| \phi + W_4^* |p| p + W_5^* \phi^3 \quad (3)$$

$$W_i^* = [1 \ 0.2314 \ 0.6918 \ 0.6245 \ 0.1 \ 0.214] \quad (4)$$

2.3 운동방정식 선형화

일반적으로 선형 시스템은 식 (5)와 같은 형태의 상태방정식(State Equation)으로 표현할 수 있으며, 출력방정식(Output Equation)은 식 (6)과 같이 표현된다.

$$\dot{X} = Ax + Bu \quad (5)$$

$$Y = Cx + Du \quad (6)$$

가. 종운동 상태방정식

종운동 방정식을 표현하기 위해 상태변수 벡터 X를 식 (7)과 같이 도입하며, 제어 입력으로 elevator를 사용하므로 제어 입력 벡터는 식 (8)과 같다.

$$X = [u \ w \ q \ \theta]^T \quad (7)$$

$$u = \delta_e \quad (8)$$

Skywalker X8의 clean 및 iced 형상 및 물리적 특성, 공력 미계수를 반영한 종운동 상태방정식의 시스템 및 제어 입력 행렬 형태는 각각 식 (9) 및 (10)과 같다.

$$A_{Clean} = \begin{bmatrix} -0.070 & -9.175 & 0 & -9.81 \\ -0.008 & -9.460 & 1 & 0 \\ -0.018 & -227.762 & -4.873 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B_{Clean} = \begin{bmatrix} -2.498 \\ -0.645 \\ -71.204 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$A_{Iced} = \begin{bmatrix} -0.186 & -23.698 & 0 & -9.81 \\ -0.008 & -7.661 & 1 & 0 \\ -0.018 & -91.197 & -9.354 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B_{Iced} = \begin{bmatrix} -4.647 \\ -0.471 \\ -42.892 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

나. 횡운동 상태방정식

횡운동 방정식을 표현하기 위해 상태변수 벡터 X는 식 (11)과 같으며, 제어 입력으로 aileron을 사용하므로 제어 입력 벡터는 식 (12)와 같다.

$$X = [\beta \ p \ r \ \phi]^T \quad (11)$$

$$u = \delta_a \quad (12)$$

Skywalker X8의 clean 및 iced 형상 및 물리적 특성, 공력 미계수를 반영한 횡운동 상태방정식의 시스템 및 제어 입력 행렬 형태는 각각 식 (13) 및 (14)와 같다.

$$A_{Clean} = \begin{bmatrix} 0.627 & -0.027 & -1 & 0.577 \\ -84.055 & -21.023 & 1.679 & 0 \\ 20.701 & 1.162 & -0.947 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_{Clean} = \begin{bmatrix} 0 \\ 99.867 \\ -2.363 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$A_{Iced} = \begin{bmatrix} -0.534 & -0.019 & -1 & 0.577 \\ -71.654 & -20.921 & 6.802 & 0 \\ 24.255 & 0.732 & -2.109 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_{Iced} = \begin{bmatrix} 0 \\ 72.903 \\ -4.395 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

3. 제어기 설계

3.1 외란관측기 기반 PID 제어

외란 관측기(Disturbance Observer) 기반 제어기법은 외란 또는 시스템의 불확실성을 직접적으로 추정하고 추정된 외란을 앞먹임 제어를 통해 보상한다. 외란 관측기 기반 제어기법의 장점은 기존 설계된 제어기와 통합이 용이하며, 기존의 강인 제어와 다르게 최악의 경우를 고려하지 않기 때문에 성능저하가 거의 발생하지 않다는 장점이 있다[10].

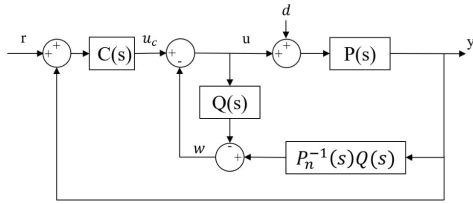


Fig. 3 Block diagram of the DO scheme

외란 관측기는 통상 $P_n(s)$ 와 Q 필터라 불리는 저역 통과 필터 $Q(s)$ 로 구성되며, 실제 시스템의 출력 y 는 식(15)와 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} y &= P(s)u(s) + d(s) \\ &= P(s)u(s) + P_n(s) \left\{ \left(\frac{P(s)}{P_n(s)} - 1 \right) u(s) + \frac{P(s)}{P_n(s)} d(s) \right\} \quad (15) \\ &= P_n(s)u(s) + d_t(s) \end{aligned}$$

여기서, $d_t(s)$ 는 불확실성 또는 외란이며, 외란 관측기는 이것을 추정하는 역할을 한다. 외란 관측기의 출력은 식(16)과 같이 계산될 수 있다.

$$\begin{aligned} w(s) &= -Q(s)u(s) + \frac{Q(s)}{P_n(s)}y(s) \\ &= Q(s) \left[-u(s) + \frac{P(s)}{P_n(s)} \{ U(s) + d(s) \} \right] \quad (16) \\ &= Q(s)d_t(s) \end{aligned}$$

$d_t(s)$ 는 주로 저주파 성분을 가지며, 동시에 저역 통과 필터인 Q 필터 $Q(s)$ 의 대역폭이 충분히 크게 설계되었다면, 주파수 영역에서 근사식은 식(17)과 같으며, 외란 관측기의 출력을 되먹임할 때의 근사식은 식(18)과 같다.

$$w(j\omega) \approx Q(j\omega)d_t(j\omega) \quad (17)$$

$$\begin{aligned} y(j\omega) &= P_n(j\omega)u_c(j\omega) - w(j\omega) + d_t(j\omega) \quad (18) \\ &\approx P_n(j\omega)u_c(j\omega) \end{aligned}$$

따라서, 외란 관측기를 통해 불확실성 또는 외란이 근사적으로 보상되고, 플랜트의 출력이 수학적 모델의 출력과 거의 유사함을 알 수 있다. roll 자세 및 pitch 자세 제어 PID 계인은 Table 2와 같이 설정하였으며, SIMULINK®에서 제공하는 PID 계인 튜닝 기능을 활용하여 획득하였다.

Table 2 PID Control Gain

Gain	Value, roll	Value, pitch
K_p	1.014	-0.565
K_i	0.825	-0.503
K_d	0.079	-0.082

3.2 모델 참조 적응 제어

모델 참조 적응 제어는 적응 제어기법 중 하나로 제어 대상의 동적 특성이 시간에 따라 변하는 경우에도 이에 적응하여 안정적인 제어를 유지할 수 있도록 해주는 기법이다. 이 기법은 기준 모델과 시스템의 응답 차이를 감지하고 모델 파라미터를 조정하여 제어를 수행하며, 이를 통해 제어 대상의 변화에 대응할 수 있다. 먼저 아래의 비선형 시스템 식 (19)에 대해 고려한다[7].

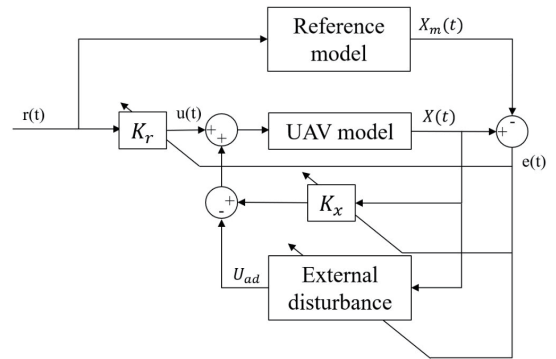


Fig. 4 Block diagram of the MRAC scheme

$$\dot{x} = Ax + BA(u + f(x)) \quad (19)$$

여기서, $x \in R^m$ 은 상태변수이며, $u \in R^m$ 는 제어 입력

력 변수, $A \in R^{m \times m}$ 는 알 수 없는 시스템 행렬, $B \in R^m$ 는 알고 있는 입력 시스템 행렬, $A \in R^{m \times m}$ 는 알 수 없는 시스템 행렬이다.

$$f(x) = \theta^T \Phi(x) \quad (20)$$

식 (20)에서, $\theta \in R^{N \times m}$ 는 모르고 있는 상수이며, $\Phi(x) \in R^N$ 은 알고 있는 회귀 벡터이다. 모델 참조 적응 제어기의 제어 목적은 시스템이 $r(t)$ 를 따르는 아래의 참조 모델을 추종하게 하는 것이 목적이다.

$$\dot{x}_{ref} = A_{ref} x_{ref} + B_{ref} r(t) \quad (21)$$

$$u = \hat{k}_x^T x + \hat{k}_r^T r - \hat{\theta}^T \Phi(x) \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{K}}_x &= -\Gamma_x x e^T P B \\ \dot{\hat{K}}_r &= -\Gamma_r r e^T P B \\ \dot{\hat{\theta}} &= \Gamma_\theta \Phi(x) e^T P B \end{aligned} \quad (23)$$

여기서 P는 참조 모델 상태행렬을 기반으로 한 아래의 Lyapunov 함수에 대한 솔루션이며, B는 공칭 플랜트 모델의 제어 유효 행렬이다.

$$P A_{ref} + A_{ref}^T P = -Q \quad (24)$$

MRAC 제어 목표는 현재 상태와 참조 모델의 오차를 0으로 만드는 것이므로 식(19)에서 제어 입력 벡터 u는 식 (25)와 같다. 여기서 u_{ad} 는 제어기가 추정한 외란이다. 참조 모델 상태방정식의 시스템 및 제어 입력 행렬은 식 (26)과 같이 2차 시스템으로 설정하였다. MRAC 블록 설정에 필요한 게인, learning rate, tracking error weight는 반복 수행을 통해 Table 3과 같이 설정하였다.

$$u = k_x^T x + k_r^T r - u_{ad} \quad (25)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -4 & -2 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 4 \end{bmatrix} \quad (26)$$

Table 3 MRAC Parameter

Parameter	Value, roll	Value, pitch
K_x	[-4 -2]	[-4 -2]
K_r	4	4
Γ_w	100	100
Q	1	1

3.3 모델 예측 제어

모델 예측 제어기법은 이동구간 제어기법(Receding Horizon Control, RHC)으로도 알려져 있으며, 시스템의 모델을 이용해 일정한 구간의 미래 출력치를 예측하고 이를 최적화하여 얻어진 제어 입력을 구하는 과정을 반복하여 출력값을 기준 모델에 추종시키는 제어 기법이다[11]. Figure 5는 모델 예측 제어의 기본 개념을 보여준다. k-1일 때의 상태변수를 통해 k부터 일정 step까지의 제어 명령을 미리 계획해놓고 제어 명령을 출력한 후에 현재 k step의 상태변수를 feedback 받는다. 이때 제어 명령의 출력과 그에 따른 응답을 비교 및 평가하고 이에 따라 비용 함수(cost function)를 업데이트하여 다시 k+1부터 일정 step까지의 제어 입력을 계산하는 방식이다. 즉, 계획 및 평가를 매 step 반복하면서 주어진 constraint를 통해 최적화된 제어 입력을 생성하는 방식이다. 항공기의 선형 운동방정식은 식 (27)과 같으며 이산 선형 시스템 형태로 변환하면 식 (28)과 같다.

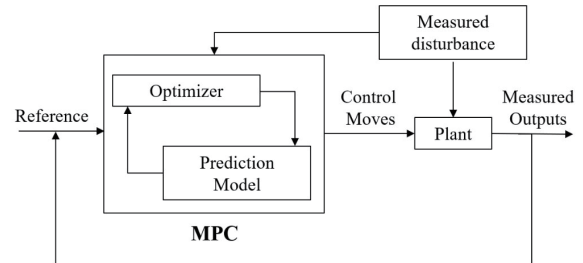


Fig. 5 Block diagram of the MPC scheme

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (27)$$

$$x_{k+j+1|k} = Ax_{k+j|k} + Bu_{k+j|k} \quad (28)$$

여기서 k는 현재 시간이며, j는 현재 시간에서부터의 거리를 의미한다. 모델 예측 제어는 주어진 시간에 시

시스템 상태 $x(k)$ 로부터 예측구간 $[k, k+N]$ 내에서 최적 제어 입력 $u(k+j|k)$ 를 구하고 이 중 첫 번째 제어 입력을 적용하는 과정을 매시간 반복하는 기법이다. 예측구간 내에서의 최적 제어 입력은 식 (29)와 같은 구속조건이 있는 2차 프로그램을 풀어서 구할 수 있다 [11].

$$\min \sum_{l=0}^{N-1} \|x_{k+j|k} - x_{k+j|k}^r\|_Q^2 + \|u_{k+j|k}\|_R^2 + \|x_{k+N|k} - x_{k+N|k}^r\|_{Q_f}^2 \quad (29)$$

여기서, $u_{\min} \leq u_{k+j|k} \leq u_{\max}$, $x_{\min} \leq x_{k+j|k} \leq x_{\max}$, $j = 0, 1, \dots, N$ 이며 Q는 상태변수, R은 제어 입력에 대한 가중행렬이다. SIMULINK®에서 제공하는 MPC 블록 설정에 필요한 parameter는 Table 4와 같이 설정하였다.

Table 4 MPC Parameter

Parameter	Value, roll	Value, pitch
Prediction horizon	10	10
Control horizon	3	3
OV	200	2000

4. 시뮬레이션

4.1 시뮬레이션 조건

모든 시뮬레이션은 Reference command는 초기 0도에서 시작하여 -30도에서 +30도까지 40초간 square wave 형태로 인가하였으며, UAV model에는 각각 clean 및 iced 형상의 시스템 행렬 및 제어 입력 행렬을 파라미터로 지정하였다. 본 논문에서는 rising time과 steady state error를 기준으로 Trade-off를 통해 각 제어기의 제어이득을 설정하였다.

4.2 시뮬레이션 결과

Figure 6은 Skywalker X8 기체 clean 형상에 대한 PID & MRAC & MPC 제어기법의 roll 자세 추종 결과를 보여준다. MPC 제어기법이 가장 빠른 속도로 자세 각을 정확하게 추종하며, PID 제어와 MRAC을 비교하였을 때는 MRAC의 경우가 오버슈트 더 크게 발생하며 추종 속도가 더 느린 것을 확인할 수 있었다.

Figure 7은 Skywalker X8 기체가 clean 상태로 비행 중 급격히 icing이 적용되었을 때 PID & MRAC &

MPC 제어기법의 roll 자세 추종 결과를 보여준다. 각 제어기의 응답 특성 변화에 대해 알아보기 위해 초기에는 clean 형상으로 비행하지만 20초 시점에 iced 형상으로 전환되게 설정하여 시뮬레이션을 진행하였다. 일반적으로 icing의 경우는 시간에 따라 선형적으로 증가하지만, 보수적으로 시뮬레이션을 진행하기 위해 순간적으로 인가하였다. 시뮬레이션 결과 iced 형상으로 전환된 후에는 PID 제어의 경우 약 2도 정도의 더 큰 오버슈트가 발생하였지만 자세 수렴 속도는 유사하였다. MRAC 기법의 경우는 iced 형상으로 전환된 직후 약 0.2초 간 delay가 발생하였지만, 이때 변화를 인지하고 원래의 추종 성능 및 속도로 전환되었다. 이를 통해 MRAC 제어기를 사용하는 경우 자세 추종 성능을 실시간으로 icing을 인지할 수 있는 것을 확인하였다. MPC 기법의 경우 iced 형상으로 전환된 직후에도 추종 성능 및 속도를 유지하였지만, 시간에 지남에 추종 성능이 떨어지는 것을 확인하였다. Icing이 인가된 이후 추종 성능이 저하된 원인은 설계된 MPC 제어기의 경우 일정한 플랜트 모델을 사용하기 때문이며, 비행 중에 발생한 불확실성에 대해 보상하고 이를 최적화되기 위해서는 Adaptive MPC 제어기를 사용함으로써 해결이 가능할 것으로 보인다.

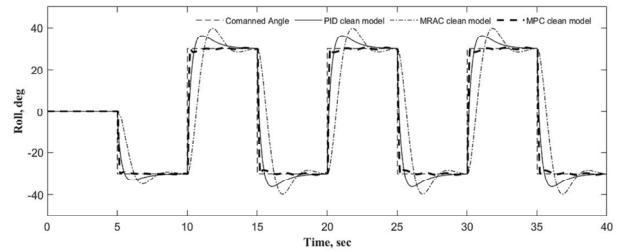


Fig. 6 PID & MRAC & MPC simulation - clean model (Roll)

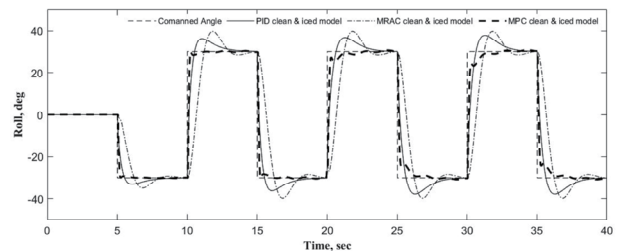


Fig. 7 PID & MRAC & MPC simulation - clean / iced model (Roll)

Figure 8는 Skywalker X8 기체 clean 형상에 윙락 불확실성을 추가로 인가하였을 때 PID DO & MRAC & MPC 제어기법의 roll 자세 추종 결과를 보여준다. 기존 PID 제어기에 외란 관측기를 추가 설계하고 관측된 외란 만큼 보상이 가능하게 설계하였다. 시뮬레이션 결과 PID 제어기의 경우 MRAC과 MPC 제어기법에 비해 큰 오버슈트를 보였지만, 외란을 추정하고 보상하여 가장 빠르게 자세를 추종함을 볼 수 있었다. MRAC 제어기법의 경우 외란이 인가되었음에도 clean 및 iced 형상의 추종 성능과 가장 유사하였다. 이는 MRAC 내의 추정기를 통해 시스템의 불확실성을 잘 추정하고 추가 명령 인가를 통해 플랜트가 참조 모델을 추종할 수 있게 한 것이다. MPC 제어기의 경우 윙락 외란이 인가되지 않은 앞의 결과 대비 자세 추종 성능이 떨어진 것을 확인하였다. 약 3초 후에 자세를 추종시켰으며, PID DO와 MRAC 제어기법보다 안정적으로 자세를 추종시켰다.

Figure 9는 Skywalker X8 clean 모델에 대한 PID & MRAC & MPC 제어기법의 pitch 자세 추종 결과를 보여준다. MPC 제어기법이 가장 빠른 속도로 자세 각을 정확하게 추종하며, PID 제어와 MRAC을 비교하였을 때는 MRAC의 경우가 오버슈트가 더 크게 발생하며 추종 속도가 느린 것을 확인할 수 있었다.

Figure 10은 Skywalker X8 기체가 clean 상태로 비행 중 급격히 icing이 적용되었을 때 PID & MRAC & MPC 제어기법의 pitch 자세 추종 결과를 보여준다. 각 제어기의 응답 특성 변화에 대해 알아보기 위해 roll 자세 제어와 동일하게 초기에는 clean 형상으로 비행하고 20초 시점에는 icing이 적용되게 설정하여 시뮬레이션을 진행하였다. 시뮬레이션 결과 iced 형상으로 전환되기 전까지는 앞선 시뮬레이션 결과와 동일하였으며, iced 형상으로 전환된 직후에는 PID 제어의 경우 약 2도 정도의 더 큰 오버슈트 및 추종 속도가 느려짐을 보였지만 점차 clean 형상과 유사한 추종 성능을 보였다. MRAC 기법의 경우는 iced 형상으로 전환된 직후 약 0.3초 간 delay가 발생하였으며, icing이 인가된 직후 오버슈트는 10도 이상 커진 것으로 확인하였다. MPC 제어는 iced 형상으로 전환된 직후 시간이 지남에 따라 추종 속도는 떨어진 것을 확인하였지만, 가장 명령을 잘 추종하였다. 설계된 MPC 제어기

의 경우 icing 효과가 인가된 직후 성능이 급격히 떨어지는 것과 약간의 오버슈트를 제외하고는 PID 및 MRAC 대비 준수한 추종 성능을 보였다. 이는 MPC 제어기 경우 동일한 플랜트 모델을 사용하기 때문이며, 비행 중에 발생한 불확실성에 대해 보상하고 이를 최적화되기 위해서는 Adaptive MPC 제어기를 적용함으로써 해결이 가능할 것으로 보인다.

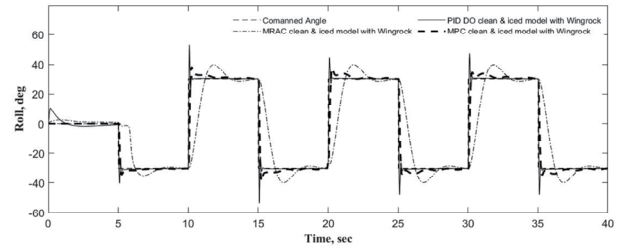


Fig. 8 PID DO & MRAC & MPC simulation - clean / iced model, wing rock disturbance (Roll)

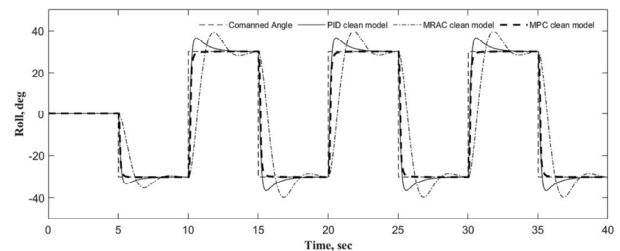


Fig. 9 PID & MRAC & MPC simulation - clean model (Pitch)

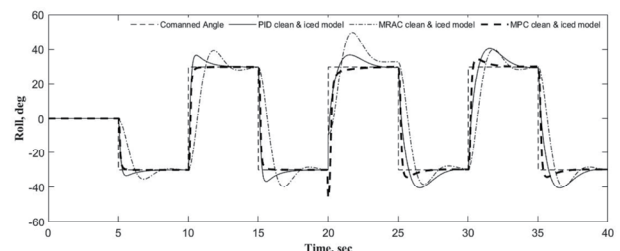


Fig. 10 PID & MRAC & MPC simulation - clean / iced model (Pitch)

5. 결 론

결빙 현상만을 불확실성으로 인가한 roll 및 pitch

자세 제어 시뮬레이션 결과 PID, MRAC, MPC 모두 icing 효과를 순간적으로 인가 시 추종 성능은 떨어졌지만 일반적인 범위 내의 자세 제어는 가능함을 확인하였다. 안정성 및 수렴 속도 측면을 종합적으로 고려하였을 때 MPC 제어기법이 가장 우수한 제어 성능을 보였다.

결빙 현상과 외란 불확실성이 동시에 인가된 roll 자세 제어 시뮬레이션에서는 일반적인 PID 제어기는 발산하는 결과를 얻었으며, 외란 관측기 기반 PID 제어의 경우는 초기 오버슈트는 크지만 가장 빠르게 자세를 추종하는 것을 확인하였다. MRAC을 적용한 시뮬레이션은 추종 성능은 가장 떨어졌지만, 외란을 가장 정확하게 추정하여 외란이 없는 제어 결과와 거의 동일한 자세 제어 결과를 보였다. MPC의 경우 icing이 인가되는 시점에서 성능이 경미하게 떨어졌지만, 안정성 및 수렴 속도 측면을 종합적으로 고려하였을 때 가장 우수한 제어 성능을 보였다.

이러한 결과는 실제 운용 중 발생할 수 있는 환경 및 불확실성에 강건한 소형 무인항공기 개발단계에서 제어기 선정 시 도움이 될 것으로 기대된다. 향후 연구 방향으로는 외란 관측기 기반 PID 제어, 모델 참조 적응 제어, 모델 예측 제어기법 등을 적용한 비선형 시뮬레이션 해석과 외란 외란의 가중치를 변경해 가며 예측이 불가능한 시뮬레이션을 진행한다던지 더욱 완성도가 높은 연구가 진행될 것으로 생각된다.

References

[1] Y. K. Kim, "Mission Equipment Domestic Technology Status and Development Direction for Military Micro-Unmanned Aerial Vehicles," *Defense & Technology*, vol. 515, pp. 96-105, January 2022.

[2] J. H. Lee, "Development Trend of Blended Wing Body Aircraft," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 11, pp.45-56, July 2013

[3] K. Gryte, R. Hann, M. Alam, J. Roháč, T. A. Johansen and T. I. Fossen, "Aerodynamic modeling of the Skywalker X8 Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle," *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 826-835,

June 2018

- [4] A. Winter, K. Gryte, R. Hann, T. A. Johansen, A. Wenz, "Stability of a Flying Wing UAV in icing Conditions," *8th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences(EUCASS)*, June 2019.
- [5] R. Kleiven, K. Gryte and T. A. Johansen, "Robust and Gain-Scheduled Flight Control of Fixed-Wing UAVs in Wind and Icing Conditions," *IEEE Aerospace Conference (AERO)*, pp. 1-12, March 2022
- [6] S. Hognadottir, K. Gryte, R. Hann and T. A. Johansen, "Inner-Loop Control of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles in icing Conditions," *AIAA SCITECH 2023 Forum*, January 2023
- [7] E. Lavresky, A. Wise, "Robust and Adaptive Control With Aerospace Applications", Springer, Berlin, pp.211, 2013
- [8] H. S. Chung, H. K. Cho, S. W. Baek, "Study on Wing Rock Phenomenon of a Fighter Aircraft using CFD-Based Free-To-Roll Simulation," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp.676-677, November 2018
- [9] Mathworks
URL : <https://kr.mathworks.com/help/slcontrol/ug/model-reference-adaptive-control-of-aircraft-under-going-wing-rock.html>
- [10] S. J. Oh, D. J. Lee, "Disturbance Observer based PID Controller for robustness enhancement of UAVs under the presence of wind disturbance," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, v.26 no.2, pp.61-67, June 2018
- [11] H. D. Oh, B. M. Min, T. H. Kim, M. J. Tahk, J. H. Lee, E. T. Kim, "Reconfiguration Control Using LMI-based Constrained MPC," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 38 , pp.35-41, April 2010