



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(2), 114-121(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.2.114

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

## 무인 무미익 항공기의 무게중심 변화를 고려한 L1 적응제어 비행제어 법칙 설계 및 성능 검증

고동현<sup>1</sup>, 강지수<sup>2</sup>, 최기영<sup>3</sup>

### Design and Performance Verification of L1 Adaptive Flight Control Law Considering the Change of Center of Gravity for Unmanned Tailless Aircraft

Dong-hyeon Ko<sup>1</sup>, Ji-soo Kang<sup>2</sup> and Keeyoung Choi<sup>3</sup>

Department of Aerospace Engineering, Inha University

#### ABSTRACT

Tailless aircraft have advantages of low visibility compared to conventional aircraft, but drawback of poor stability as well which makes designing controller difficult. The controller design is more difficult, especially when the center of gravity moves due to store release or fuel consumption during flight. In this paper, an L1 adaptive controller is proposed as a way to overcome these problems. The reliability and performance of the controllers were verified by non-linear simulations. RPV Flying Quality Design criteria were used for design criteria. Using the simulation, it is shown that the adaptive controller maintains stability of the unmanned aircraft for sudden large change in the inertial properties. It is also shown that the calculation burden can be reduced when it is used with the gain scheduling method.

#### 초 록

무미익 항공기는 꼬리 날개가 없기 때문에 일반적인 형태의 항공기에 비해 피탐성 낮으나 안정성이 좋지 않아 제어기를 설계하는 것이 쉽지 않다. 특히 비행 중에 임무장비 투하나 연료 소모 등에 의해 무게중심의 위치가 변화하는 것을 고려한다면 제어기 설계는 더욱 더 어렵게 된다. 본 논문에서는 이러한 문제점을 극복하기 위한 방법으로 L1 적응제어 방식을 제안하며 비선형 시뮬레이션을 통하여 제어기의 안정성과 성능을 검증하였다. 설계지표 선정을 위해 RPV Flying Quality Design criteria의 내용을 참고하였다. 시뮬레이션을 이용하여 급격한 관성량의 변화에 대해 설계된 적응제어기가 무미익 항공기 안정성을 유지하는 것을 보이고, 이득 스케줄링 기법과 함께 사용 시 계산량이 줄어들 수 있음을 확인하였다.

**Key Words** : Tailless Aircraft(무미익 항공기), Center of Gravity(무게 중심), Adaptive control(적응제어), UAV Performance Analysis Indicators(무인 항공기 성능 지표)

† Received : October 10, 2018    Revised : December 24, 2018    Accepted : January 19, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Professor

<sup>3</sup> Corresponding author, E-mail : kchoi@inha.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

현대 사회는 목적과 용도에 따라 다양한 종류의 무인기가 개발되고 있다. 지난 십수년간 미국에서는 무미익 형상을 특징으로 갖는 X-series에 대한 실험적 연구를 진행하고 있으며[1] 프랑스, 스페인, 이탈리아 등의 국가가 협업하여 만든 Neuron[2], 영국의 Taranis[3] 중국의 Lijian[4]과 러시아의 Skat[5] 등 각국이 경쟁적으로 무미익 형상에 대한 연구 개발을 진행하고 있다. 이처럼 무미익 형상에 대한 연구가 부각되는 이유는 무미익 형상의 항공기가 기존의 형상에 비해 높은 양항비, 낮은 레이더 단면적에 의한 저피탐성 등 높은 전술적 가치를 가지고 있기 때문이다. 그러나 무미익 형상의 항공기는 이러한 장점에 반해 제어가 어려운 것으로 알려져 있는데 이는 꼬리 날개가 없기 때문에 역요 현상 회복, 실속 회복성 불리 등의 안정성이 부족할 뿐만 아니라 엘리베이터와 러더의 부재로 인한 조종력 역시 부족하기 때문이다[6]. 이러한 문제를 해결하기 위하여 미국에서 개발한 X-Series 중에서 X-36은 진보된 플라이 바이 와이어와 비행조종시스템을 통해 스플릿 에일러론과 플레퍼론, all-moving canard fore-plane과 같은 조종면의 변화를 이용하였으며[7], 추력 벡터제어 및 적응 신경망을 활용한 제어기법을 도입하였다. 그리고 X-45에서는 wing tip 또는 spoiler-slot-deflector과 integrated/adaptive flight control[8] 기술을 적용하여 고 받음각에서 더 효과적인 횡방향 안정성을 확보할 수 있도록 하였으며 L1 적응제어를 통해 무인 항공기의 불확실성에 강건한 제어를 설계한 것을 확인할 수 있다[8]. L1 적응제어 방식은 X-45 항공기의 개발에 사용되었을 뿐만 아니라 국내 연구[9] 및 해외 연구[10] 사례 등을 통해 그 성능이 검증된 제어 방식이다.

본 논문에서는 L1 적응제어 기법을 이용하여 비행 중 항공기의 무게 중심의 변화에 대해 강건한 제어 성능을 갖는 제어를 설계하였으며 비선형 시뮬레이션을 통해 성능 검증을 수행하였다. 유인 항공기의 경우 MIL-STD-1797A를 기반으로 한 비행성과 조종성 등 항공기의 성능을 객관적으로 평가할 지표가 있는 반면 무인 항공기는 이러한 성능지표가 존재하지 않는다. 따라서 본 논문에서는 미공군에서 발표한 RPV(Remote Pilot Vehicle) Flying Quality Design criteria[11]를 참조하여 무인 항공기의 제어 요구 성능을 제안함과 동시에 이를 만족하도록 제어를 구성하는 것을 목표로 연구를 진행하였다.

2장 본론은 시뮬레이션 구조에 대한 설명을 한 후 L1 적응제어를 포함한 제어기에 대한 내용을 정리하고 RPV 문서를 기반으로 무인 항공기가 유지해야할 제어 성능에 대한 내용을 제안한다. 그 후 검증시나리오를 설명 후 시뮬레이션 결과에 대한 분석을 통

해 제어기 성능에 대한 검증을 완료하는 것으로 구성 하였다.

## II. 본 론

### 2.1 항공기 비선형 모델 및 제어기 구조

#### 2.1.1 비선형 모델

MATLAB/Simulink를 기반으로 하여 항공기의 비선형 모델을 구성하였으며 그 내용은 다음과 같다. 항공기의 현재 상태를 입력으로 받아 공기 밀도를 계산하는 대기모델과 공기밀도와 현재 항공기 상태를 입력으로 받아 공력에 의한 힘과 모멘트를 계산하는 공력모델 항공기의 추력을 계산하는 추력모델 그리고 중력상수를 계산하는 중력모델로 구성되어 있으며 각각의 모델에서 계산된 힘과 모멘트를 결합하여 항공기의 상태를 업데이트하는 오일러 각 기반 6자유도 방정식으로 구성되어 있다[13]. 6자유도 운동 방정식의 계산은 수식 (1)~(6)을 통해 이루어진다. Table 1은 수식에 사용된 문자를 설명한 표이다. 본 시뮬레이션 모델에서는 gust와 같은 외란에 의한 효과는 고려하지 않았으며 Fig. 1은 비선형 모델의 흐름도를 간략하게 나타낸 그림이다.

$$\bar{F}_b = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m(\dot{\bar{V}}_b + \bar{\omega} \times \bar{V}_b) \quad (1)$$

$$A_b = \frac{1}{m}(\bar{F}_b - \bar{\omega} \times \bar{V}_b) \quad (2)$$

$$A_b = \frac{1}{m}\bar{F}_b \quad (3)$$

$$\bar{V}_b = \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix}, \bar{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

Table 1. Symbol Description

Variable	Description
$F$	Force
$m$	Aircraft mass
$V$	Aircraft velocity
$w$	Aircraft angular rate
$A$	Aircraft acceleration
$M$	Moment
$I$	Moment of inertia
subscript $b$	Aircraft body axis
subscript $x, y, z$	body axis component

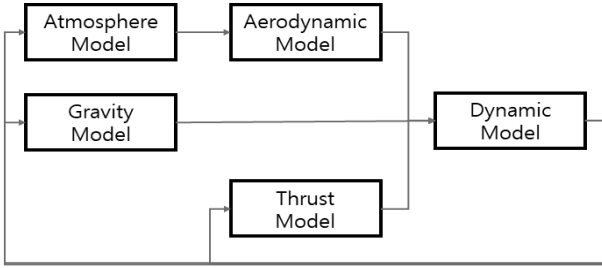


Fig. 1. Flow Chart of Nonlinear Model

동체 고정 좌표계의 회전 운동은 아래와 같이 표현된다.

$$\overline{M}_B = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \dot{\bar{\omega}} + \bar{\omega} \times (\bar{\omega}) \quad (5)$$

동체 고정 좌표계에서의 각속도 벡터  $[pqr]^T$ 와 오일러 각 변화율  $[\dot{\phi} \dot{\theta} \dot{\psi}]^T$  을 관계식은 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \tan\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (6)$$

그리고 시뮬레이션에 활용된 대기 모델과 중력 모델은 Simulink의 기본 모델을 활용하였으며 공력 모델은 항공기의 속도와 받음각 옆미끄럼각을 입력으로 받는 3차 테이블 형태로 구성하였다. 마지막으로 추력모델 역시 테이블 형태로 구성하여 조종사의 레버위치에 따라 발생하는 추력이 결정되도록 구성되어 있다.

### 2.1.2 제어기 구조

안정적인 제어를 위해 사용된 제어 구조는 다음과 같다. 항공기의 불확실성에 강건한 적응제어 알고리즘을 추가한 안정성 증대 루프(SAS)와 사용자가 원하는 제어 성능(예 : Overshoot 20% 이내, settling time 5초 이내 등)을 만족하는 제어를 위한 PID제어 방식의 조종성 증대 루프(CAS)로 구성되어 있다.

## 2.2 적응제어

### 2.2.1 L1 적응제어

L1 적응제어는 'Naira Hovakimya과 Chengyu Cao'에 의해 제안된 적응제어 이론으로 기존의 적응제어 방식에 저역통과 필터를 추가하여 큰 적응 이득을 사용하더라도 고주파의 제어 입력이 생성되지 않도록 구성한 방식이다[12]. 일반적으로 큰 제어 이득을 사용할 경우 높은 강건성을 확보할 수 있지만 안정성 여유가 줄어들며 진동이 심해지는 현상을 볼 수 있는데 L1 적응제어 방식에서는 저역 통과 필터를 통해 고주파의 제어 입력이 생성되지 않기 때문에 강건성과 제어성능을 동시에 만족할 수 있다[14]. L1

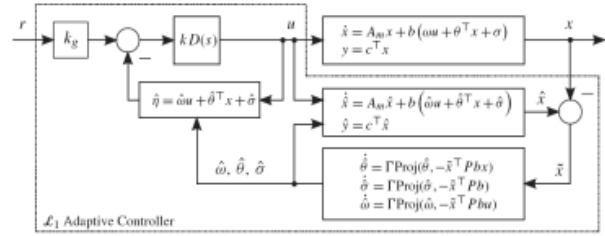


Fig. 2. L1 Adaptive control Loop [6]

적응제어기 기법은 States Predictor, Adaptive Law, 그리고 Control Law 총 세부분으로 구성이 되어 있으며, Fig. 2는 L1 적응제어의 구조를 나타낸 그림이다.

### 2.2.2 State Predictor

State Predictor는 적응제어를 통해 추종할 항공기의 기준 모델을 생성하는 부분이다. 본 논문에서는 사용한 기준 모델은 무미익 형상의 항공기의 세로방향 선형 모델에 LQR제어를 통해 안정성이 증가된 모델을 사용하였다. 세로방향 선형 모델의 상태와 입력 정보는 Table 2에 나와 있다. LQR 제어 이득 값은 MATLAB의 내장함수 기능을 통해 구하였다. 제어이득을 계산할 때 사용한 가중행렬 Q와 R값은 아래와 같이 선정하였는데 기준 모델에서는 항공기 속도는 자동으로 제어가 가능하다고 가정하였기 때문에 자세의 안정성만을 고려하였다.

$$Q = \text{diag}([0 \ 0 \ 1 \ 1]) \quad (7)$$

$$R = 0.1$$

LQR 제어 방식을 통해 얻은 세로방향 기준모델은 다음과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.0043 & 0.0675 & -32.9658 & -31.5736 \\ -0.0686 & -0.7194 & 638.1964 & -6.2413 \\ 5.5371e-4 & -0.0043 & -1.7170 & -1.0302 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$B = [0.1644, -1.36, -0.306, 0]^T$$

$$C = \text{diag}([1, 1, 1, 1])$$

Table 2. Longitudinal model information

Symbol	Description	Unit	Input/State
$u$	Forward velocity	m/s	State
$w$	Vertical velocity	m/s	State
$q$	Pitch angular rate	deg/s	State
$\theta$	Euler pitch	deg	State
$\delta_e$	Elevator	deg	Input

### 2.2.3 Adaptive Law

Adaptive Law의 역할은 projection 기법[15]을 적용하여 현재 항공기의 출력과 앞 절에서 설명한 State Predictor의 모델의 출력과 상태 비교를 통해  $\hat{\theta}, \hat{\omega}, \hat{\sigma}$ 의 값을 유추하는 과정이며 이에 사용되는 수식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\theta}}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}(t), -\tilde{x}^T(t)Pbx(t)), & \hat{\theta}(0) &= \hat{\theta}_0, \\ \dot{\hat{\sigma}}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{x}^T(t)Pb), & \hat{\sigma}(0) &= \hat{\sigma}_0, \\ \dot{\hat{\omega}}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\omega}(t), -\tilde{x}^T(t)Pbu(t)), & \hat{\omega}(0) &= \hat{\omega}_0 \end{aligned} \quad (9)$$

$\hat{\theta}, \hat{\omega}, \hat{\sigma}$ 는 순서대로 항공기 상태의 불확실성, 항공기 입력의 불확실성, 모델 자체의 불확실성을 의미한다 [14]. 그리고 앞선 수식에 나와 있는  $\Gamma$ 는 Adaptive gain이며  $\tilde{x}$ 는 항공기의 현재 상태와 State Predictor의 차이를 의미한다. 불확실성  $\hat{\theta}, \hat{\omega}, \hat{\sigma}$ 는 초기에는 예측치를 통해 임의로 선정을 하고 선형모델을 통해 제어 성능을 검증하는 절차 단계에서 불확실성의 경향성을 보고 최종값을 선정하였다[16].

### 2.2.4 Control Law

Control Law는 Adaptive Law에서 생성된 불확실성과 현재 항공기의 상태의 비교를 통해 모델 입력을 생성하는 역할을 한다. 아래 수식은 Control Law의 기본 구조를 나타낸 수식이다.

$$\hat{\eta} = \hat{w}(t)u(t) + \hat{\theta}^T(t)x(t) + \hat{\sigma}(t) \quad (10)$$

Control Law에는 L1 적응제어의 특징이라고 할 수 있는 저역 통과 필터가 포함되어 있다. 저역 통과 필터의 차단 주파수는 기준모델의 L1-norm의 크기와 불확실성을 고려하여 선정해야 한다. 아래 Fig. 3은 기준모델을 L1-norm 해석한 그래프이다. Fig. 3에서 나타내는 실선은  $1/\theta_{\max}$ 로 L1 적응제어에 사용하는

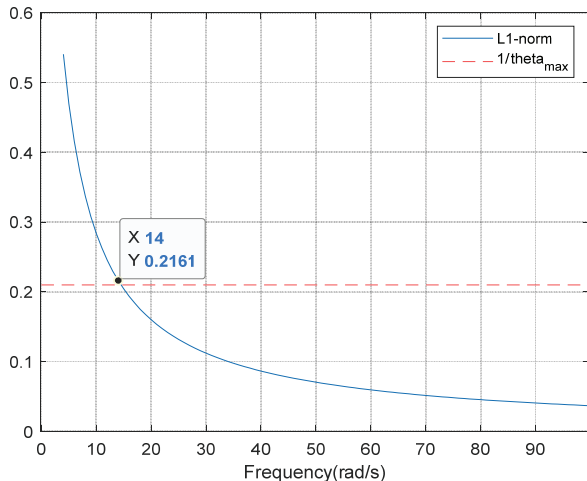


Fig. 3. L1 norm Analysis

저역 통과필터의 주파수를 결정하는 요소이다. 저역 통과필터의 차단 주파수는  $1/\theta_{\max}$ 보다 작아지는 주파수 영역인  $14\text{rad/s}$ 이며 이는 2.2.2절에서 설명한 기준모델의 고유진동수인  $2.16\text{rad/s}$ 보다 크기 때문에 적절한 값으로 판단된다[16].

### 2.2.5 적응제어 알고리즘 검증

L1 적응 제어를 비선형 모델에 적용하기 전에 무미익 항공기의 선형모델을 이용하여 제어 성능에 대한 연구를 진행하였다. Fig. 4는 알고리즘 검증을 위한 구성도이며 State Predictor는 LQR제어를 통해 안정성이 확보된 Reference Model이 있으며 AC는 무미익 형상 항공기의 선형 모델을 의미한다.

Figures 5, 6은 시뮬레이션을 검증하는데 사용된 불확실성 그래프이다. 앞선 가정에서 속도는 제어가 잘 된다고 하였기 때문에 자세와 각속도에 대한 불확실성만 고려하였다.

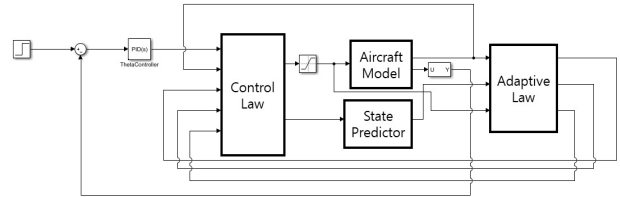


Fig. 4. Linear Model for L1 Validation

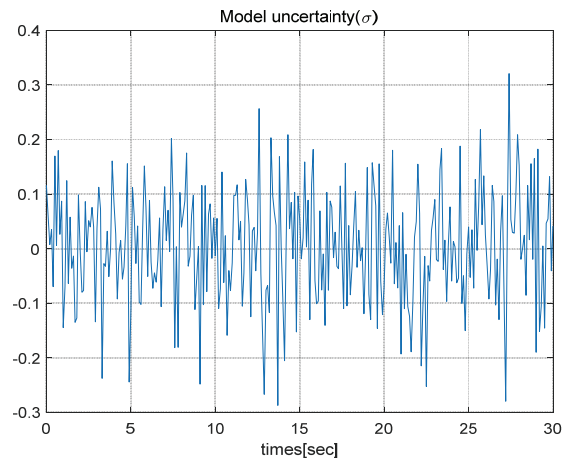


Fig. 5. Model Input Uncertainty( $\hat{\sigma}$ )

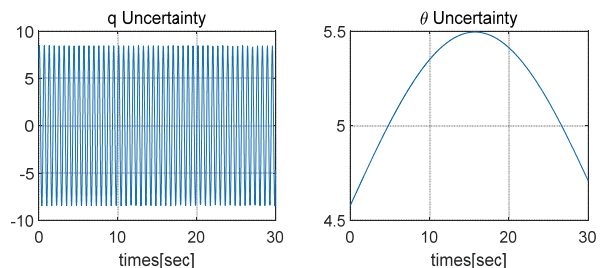


Fig. 6. Model States Uncertainty( $\hat{\theta}$ )

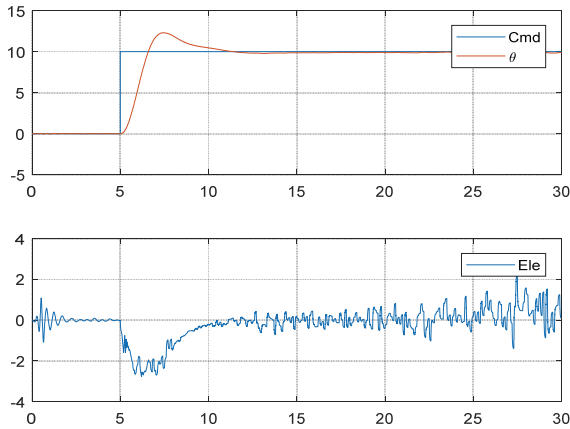


Fig. 7.  $\theta$  and Elevator

적응제어에 사용되는 reference model은 SAS Loop에 대한 알고리즘만 적용이 되어 있으며 자세제어를 위한 PID제어기를 포함한 적응제어의 성능은 Fig. 7과 같다.

Figure 7의 첫 번째 그래프는 사용자의 입력에 대해 항공기 모델이 얼마나 잘 추종하는지를 나타내며, 두 번째 그래프는 이 때 항공기의 조종면 입력을 나타낸다. 이를 통해 Figs. 5, 6 수준의 외란에 대해 강건한 L1 적응제어기가 설계되었음을 확인할 수 있었다.

### 2.3 RPV FLYING QUALITIES DESIGN CRITERIA

RPV 문서는 미국 공군의 무인기 비행성 정의 문서인 AFFDL-TR-76-125[11]을 참고하였다. 해당 문서에서는 무인 비행체의 비행성 수준에 따라 분류하였으며 자동 비행의 분류 및 각 분류에 따른 성능 지표를 제안한 내용을 포함하고 있다.

본 논문에서는 항공기의 전 영역을 다루는 것이 아닌 순항상태에서 성능을 평가하기 때문에 많은 요구 항목들 중에 자세 유지 요구도, 과도응답 요구도에 대한 내용을 제어 검증 항목으로 선정함과 동시에 무인기의 성능 지표로 제안한다. Table 3은 AFFDL-TR-76-125에 명시되어 있는 자세 유지 요구도와 과도 응답 요구도를 나타낸 표이다.

비선형 시뮬레이션을 통하여 위의 표의 성능을 만족하는 제어 이득 값을 선정하였으며 Fig. 8은 외란

Table 3. RPV Performance indicator [11]

Category	Roll	Pitch
Attitude maintense	$\pm 1.0$ deg	$\pm 0.5$ deg
Transient response	Overshoot not exceeding 20%	Overshoot not exceeding 20%
Velocity change	•	Maintain within 5% of the current speed

Table 4. Performance analysis

Category	Maximum change	Performance
Attitude maintense	0.031deg	6%
Transient response	0.49deg	35%
Velocity change	2m/s	20%

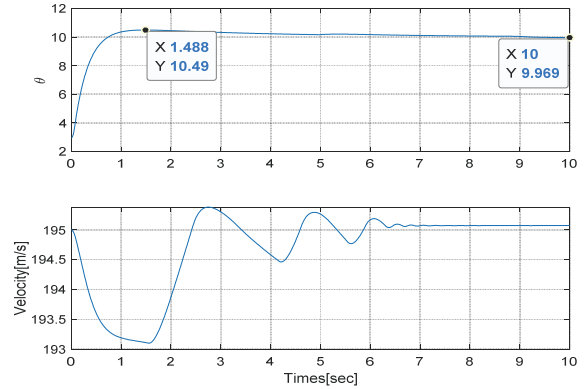


Fig. 8. Designed RPV control Performance

이 없는 상태에서 제어 성능을 확인한 그래프이다. Table 4에서 제어성능은 최대변화량을 허용오차로 나눈 후 백분율로 변화한 값으로 이 값이 100%를 넘을 때 허용오차를 벗어난 것으로 판단할 수 있다.

### 2.4 알고리즘 검증 비선형 시뮬레이션

#### 2.4.1 시나리오 선정

본 논문에서는 L1 적응제어기의 성능을 검증을 위한 시나리오로서 항공기의 무게중심 변화를 선정하였다. 무게중심의 변화를 검증 시나리오의 주제로 선정하는 이유는 임무장비의 활용(예 : 폭탄 투하)이나 연료소모 등 실제 항공기를 운영하는데 다양한 요인에 의해 무게중심의 변화가 일어날 수 있기 때문이며 기존 연구를 통해 항공기의 무게중심은 세로방향의 안정성에 많은 영향을 미치는 것으로 잘 알려져 있기 때문이다[17]. 이에 따라 시나리오 검증을 위한 핵심 요소로 무게중심이 변화로 선정하였다.

#### 2.4.2 시뮬레이션 초기 값

시뮬레이션을 위한 항공기의 초기 상태는 고도 9144m 속도 195.072m/s일 때 트림 조건으로 선정하였으며 그 내용은 Table 5와 같다.

Table 5. Initial Condition of simulation

Trim Variable	Trim Value	Unit
[U V W]	[195.072 0 0]	m/s
[p q r]	[0 0 0]	deg/s
$[\phi \theta \psi]$	[0 2.9614 0]	deg
Altitude	9144	m

2.4.3 성능 검증을 위한 시뮬레이션 결과 및 해석

적응제어를 포함한 제어기의 성능을 검증하기 위한 사용한 시뮬레이션 시나리오는 총 3가지이다. 첫 번째 시나리오는 트림 상태의 항공기에  $\theta=13^\circ$ (trim 기준 +10도) 상승하는 명령을 통해 항공기의 자세가 변화하는 것을 확인하고 약 20초가 되는 시점(정상상태 도달)에 임의의 효과에 의해 항공기의 무게 중심이 약 73cm(전체 길이의 약 10%) 뒤로 이동한 상태를 유지하는 것으로 가정하였다. 이 때 SAS Loop에 적응제어가 적용되어 있지 않은 방식(NonAdaptive)과 적응제어가 적용되어 있는 방식(Adaptive)의 시뮬레이션 결과를 비교하였다. Figs. 11, 12는 시뮬레이션 결과 그래프이다.

외란에 대한 L1 적응제어의 성능을 분석하기 위해 Figs. 9, 10에서 시뮬레이션이 시작한 후 20초부터 항공기의 상태를 확인해보면 적응제어를 적용하지 않은 항공기는 발산하기 시작하여 약 23초가 되는 시점에 제어가 불가능 한 상태가 되는 것을 확인할

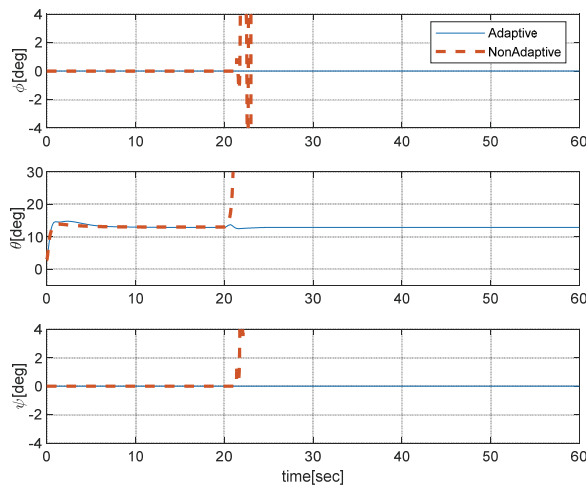


Fig. 9. Case 1 : Aircraft Attitude

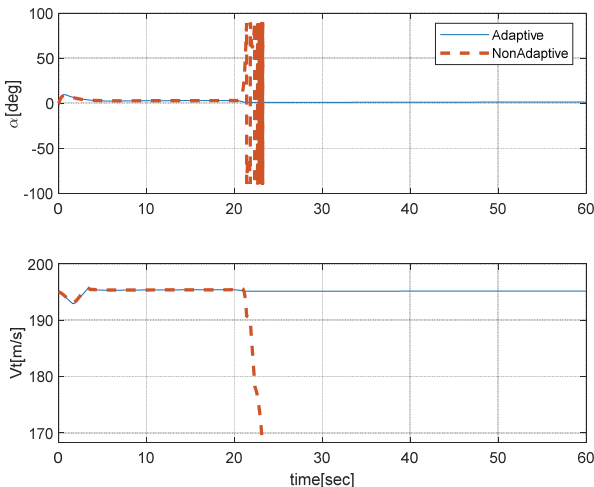


Fig. 10. Case 1 :  $\alpha$  velocity

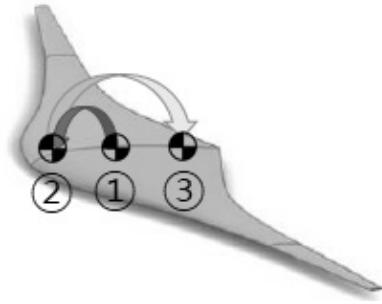


Fig. 11. Scenario Figure

수 있다. 반면 L1 적응제어를 적용한 항공기의 시뮬레이션 결과는 무게중심이 변한 20초에 항공기의 자세가 한번 흔들리는 현상이 있으나 2~3초 이내에 자세가 수렴하여 안정적으로 비행하는 것을 확인할 수 있다.

다음 검증 시나리오는 트림 상태의 항공기에  $\theta = 13^\circ$  (trim 기준 +10도) 상승하는 명령을 가한 후 정상상태가 된 35초 시점에 임의의 효과에 의해 무게 중심이 73cm 뒤로 이동하였다가 5초가 지난 후에 초기 위치 기준으로 73cm 앞으로 이동한 후 5초가 다시 지난 후에 다시 원래 상태로 돌아오는 시나리오이다. Fig. 11은 이해를 돕기 위해 시나리오를 간략하게 나타낸 그림이다.

L1 적응제어가 없는 상태에서 외란(무게중심의 이동)이 발생할 경우 항공기가 발산하는 것을 이전 시나리오에서 확인하였기 때문에 이번 검증시나리오에서는 따로 테스트 하지 않았으며 시뮬레이션 결과는 다음과 같다. Figs. 12, 13에서 가로방향 실선은 무게 중심이 변하기 시작한 시점을 나타낸다.

이번 시나리오 역시 무게중심이 변화하는 시점인 35초 시점(가로실선)부터 항공기의 피치 축(0.4deg)과 속도(1m/s) 항공기의 받음각(3deg)이 각각 변화가 있지만 변화량이 작으며 약 10초가 지난 후 원래 값으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

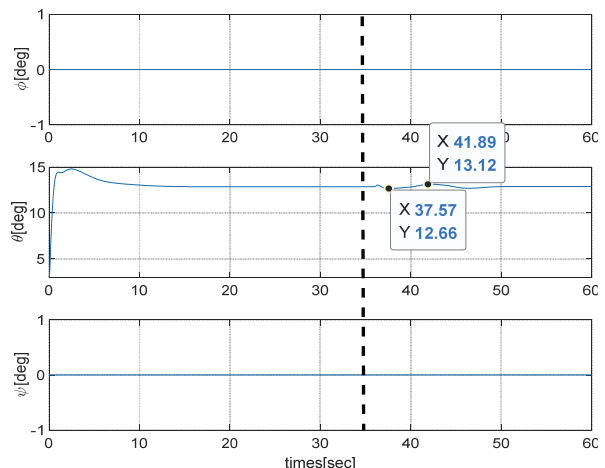


Fig. 12. Case 2 : Aircraft Attitude

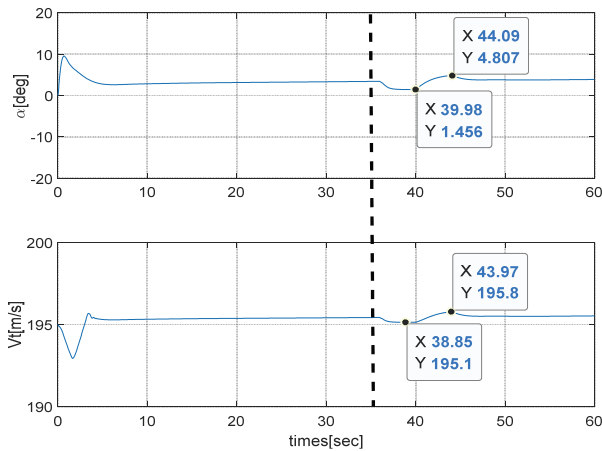


Fig. 13. Case 2 :  $\alpha$  velocity

마지막 검증 시나리오는 이득 스케줄링 기법과 적응제어 기법의 성능을 비교와 두 가지 제어기의 복합운용의 성능을 평가하였다. 시뮬레이션 시나리오는 앞선 시나리오와 동일하지만 무게중심이 변화되는 시간이 각각 15초에 무게중심이 앞으로 이동하고 17초가 되면 다시 뒤로 이동하고 다시 19초가 되면 원래 위치로 돌아오는 시나리오이다. 이번 시나리오에서는 이득 스케줄링 기법의 강건성을 높이기 위해 무게중심이 이동한 3 포인트 별로 선형모델을 구한 후 각 포인트 별 제어기를 설계 하였으며 이득의 선형보간법을 통해 연속성을 부여하였다. 시뮬레이션은 총 3번 수행하였으며 첫 번째 시뮬레이션에서는 이득 스케줄링 기법만을 사용하고 두 번째 시뮬레이션에서는 적응제어만을 사용하였으며 마지막 시나리오에서는 일반적인 구간에서는 이득 스케줄링 기법을 사용하고 무게 중심이 변화하는 시점에서만 적응제어를 사용하였다. Fig. 14의 범례에서 Adaptive는 적응제어만 사용한 시뮬레이션 결과, Schedule은 이득 스케줄링을 사용한 결과 마지막으로 Switch는 상황

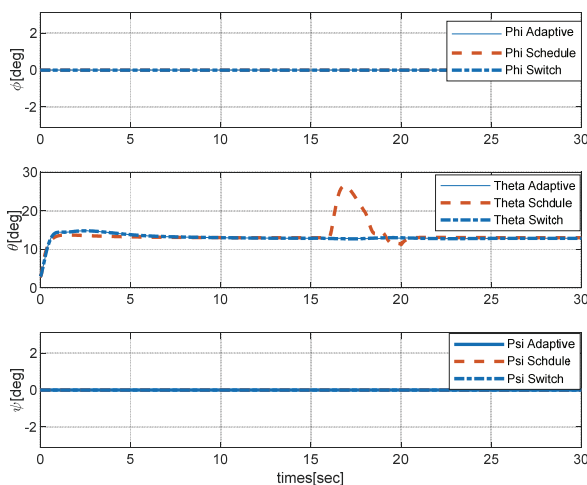


Fig. 14. Test Case 3 : Attitude Result

에 따라 제어기를 변화시킨 결과이다.

시뮬레이션 결과를 확인해 보면 적응제어만을 사용했을 때의 시뮬레이션 결과가 다른 두 가지 시뮬레이션 결과에 비해 가장 안정적인 것을 확인 할 수 있다. 그러나 적응제어만 사용한 경우의 단점은 연산시간에 있다. 위의 시나리오를 시뮬레이션 하는데 적응제어를 전 영역에서 사용할 경우 약 280초의 시간이 필요하다. 반면 천이과정에서만 적응제어를 사용한 경우 약 17초가 소모 되었다. 향후 실시간 운용성을 고려한다면 적응제어 방식과 이득 스케줄링 방식을 혼합 운용하는 것이 시간적인 측면에서 효과적임을 알 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 무미익 항공기의 무게 중심의 변화에 따른 안정적인 제어를 위한 연구를 진행하였다. 항공기의 안정적인 제어를 위해 L1 적응제어를 사용하였으며 적응제어의 성능검증은 비선형 시뮬레이션을 통해 진행하였다. 그리고 미공군의 RPV문서 분석을 통해 무인 항공기에게 요구되는 제어 성능을 제안하였으며 본 논문에서는 제안하는 성능을 만족하도록 항공기의 제어기를 설계하였다.

제어기의 성능검증을 위해 무게중심이 변화하는 검증 시나리오를 선정하였다. L1 적응제어기의 경우 천이과정에서는 LQR제어만 사용한 방식에 비해 제어 성능이 부족한 것을 확인하였으나 항공기의 무게 중심의 변화와 같은 불확실성을 고려한 경우, 발산하는 LQR제어 방식과 달리 안정적으로 제어가 가능한 것을 확인할 수 있었다. 그리고 이득 스케줄링 기법과 적응제어기의 제어 성능 비교를 하였으며 단순하게 성능비교에 그친 것이 아니라 적응제어만을 사용하는 것은 시간적인 측면에서 비효율적이기 때문에 효과적인 제어를 위해 이득 스케줄링 기법과 적응제어 기법을 동시에 사용하는 방식을 제안하였다. 본 연구를 통해 설계된 제어기를 이용하여 임무장비 투하, 화석연료를 사용 등으로 무게중심이 변화하는 무미익 항공기를 안정적으로 운영할 수 있을 것으로 기대된다.

현재 L1 적응제어에서는 Control Allocation이 적용되어 있지 않는데 향후 Control Allocation을 포함한 다양한 제어 이론을 적용하여 무미익 항공기가 무인 전투기의 성능 요구도를 만족할 수 있도록 연구를 진행할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 국방 특화연구실의 일환으로 수행하였음(No. UD180019JD, 지능 기반 무인기 제어).

## Reference

- 1) Ha, C. K., and Yoon, S. J., "The latest trend in development technology of Tailless Uninhabited Aerial Vehicle," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, September 2001, Vol. 7, No. 5, pp. 19~27.
- 2) <https://www.defensenews.com/home/2016/07/08/neuron-combat-drone-completes-first-sea-trials>
- 3) [https://en.wikipedia.org/wiki/BAE\\_Systems\\_Taranis](https://en.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems_Taranis)
- 4) <https://www.popsci.com/china-sharp-sword-lijian-stealth-drone>
- 5) [https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan\\_Skat](https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan_Skat)
- 6) Yoon, S. H, Lee, H. T., and Shim, H. C., "Improving the Stability and Maneuverability of Small Tailless BWB Unmanned Aircraft," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2011, pp. 732~737.
- 7) Wise, K. A., Brinker, J. S., Calise, A. J., Enns, D. F., Elgersma, M. R., and Voulgaris, P., "Direct adaptive reconfigurable flight control for a tailless advanced fighter aircraft," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 9, No. 14, 1999, pp. 999~1012.
- 8) Patel, V. V., Cao, C., Hovakimyan, N., Wise, K. A., and Lavretsky, E., " $\mathcal{L}1$  adaptive controller for tailless unstable aircraft in the presence of unknown actuator failures," *International Journal of Control*, Vol. 82, No. 4, 2009, pp. 705~720.
- 9) Chung, J. W., Jun, Y. D., You, D. I., and Shim, H. C., "A Flight Control System Design For Stealth Unmanned Combat Aerial Vehicle," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2014, pp. 605~608.
- 10) Cao, C., et al., "Stabilization of cascaded systems via L1 adaptive controller with application to a UAV path following problem and flight test results," *American Control Conference*, July 2007, pp. 1787~1792.
- 11) AFFDL-TR-76-125, "RPV FLYING QUALITIES DESIGN CRITERIA," 1976.
- 12) Cao, C., and Hovakimyan, N., "Design and analysis of a novel  $\mathcal{L}1$  adaptive controller, part i: control signal and asymptotic stability," *American Control Conference*, July 2006, pp. 3397~3402.
- 13) Stevens, B. L., and Lewis, F. L., *Aircraft Control and Simulation*, 2nd Edition, John Wiley & Sons, 2003.
- 14) Hovakimyan, N., and Cao, C., *L1 Adaptive control theory: Guaranteed robustness with fast adaptation* SIAM, 2010.
- 15) Larchev, G. V., Stefan, C. F., and Kaneshige, J. T., "Projection Operator: A Step Toward Certification of Adaptive Controllers," *AIAA Infotech@ Aerospace*, April 2010, pp. 3366.
- 16) Cho, S. O., "A Study on UAV system equipped with robotic arms for operation," Ph. D. Dissertation, 2013 In-ha University.
- 17) Kim, C. S., "A Study on Aircraft Sensitivity Analysis for CG Variation of Longitudinal Axis," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 34, No. 6, 2006, pp. 83~91.