

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(9), 711-723(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.9.711

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

## Backstepping 기법을 이용한 유기적 비행 어레이의 제어시스템 설계

오복영\*, 정준호\*\*, 김승균\*\*, 석진영\*\*\*

Design of Control System for Organic Flight Array  
based on Back-stepping Controller

Bokyoung Oh\*, Junho Jeong\*\*, Seungkeun Kim\*\* and Jinyoung Suk\*\*\*

Agency for Defense Development\*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University\*\* ,\*\*\*

## ABSTRACT

This paper proposes a flight control system for an organic flight array(OFA) which has a new configuration to consist of multi modularized ducted-fan unmanned aerial vehicles (UAVs). The OFA is able to apply to various missions such as indoor reconnaissance, communication relay, and radar jamming by using capability of hover flight. The OFA has a distinguished advantage due to reconfigurable structure to assemble or separate with respect to its missions or operational conditions. A dynamic modelling of the OFA is derived based on equations of motion of the single ducted-fan modules. In order to apply nonlinear control method, an affine system of attitude dynamics is derived. Moreover, the control system is composed of a back-stepping controller for attitude control and a PID controller for position control. Then the performance of the proposed controller is verified via a numerical simulation under wind disturbance.

## 초 록

본 연구에서는 재형상 특성을 지닌 유기적 비행 어레이의 비행 제어 시스템 설계에 대한 내용을 제안하였다. 단일 덕티드팬의 결합과 분리를 기반으로 구성되는 유기적 비행 어레이는 주어진 임무나 주변 상황에 대해 유기적으로 어레이 형상을 변화시킬 수 있는 장점을 가진다. 이와 더불어 덕티드팬 비행체 기반이기 때문에 호버링이 가능하여 실내 정찰, 통신 중계, 레이더 재밍과 같은 미션에 유용하게 사용 된다. 비행 어레이의 동역학 모델링은 단일 덕티드팬 비행체의 동역학 모델을 기반으로 구성되며, 비선형 제어기법을 적용하기 위해 어파인 형태의 동역학 식에 대한 유도를 수행한다. 비행체 자세 제어를 위해 Backstepping 제어기법을 적용하였으며 PID 제어기법을 통해 위치 제어 루프를 구현한다. 또한 수치 시뮬레이션을 통해 제안 된 제어기가 주어진 상황에서 충분한 성능을 보이는지를 검증하였다.

**Key Words** : Organic Flight Array(OFA, 유기적 비행 어레이), Ducted-fan(덕티드팬), Vertical Take-off and Landing(VTOL, 수직이착륙), Backstepping(백스테핑), PID controller(PID 제어기), Cascade Structure(계층적 구조)

† Received : August 23, 2016      Revised : August 22, 2017      Accepted : August 27, 2017

\*\*\* Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

## I. 서론

무인항공기가 국내외 다양한 활용분야에서 적극적으로 사용된 근 수년간 다양한 형상과 크기, 비행방식 등을 가진 무인비행체들은 끊임없이 개발되어 왔으며 특히 회전익 소형 무인항공기에 대한 관심이 매우 크게 증가하였다. 회전익 소형 무인비행체로 대표적인 쿼드로터나 덕티드팬은 수직 이착륙과 호버링이 가능하여 별도의 활주로가 필요하지 않아 임무수행에 용이하여 군사적, 사회적 목적으로 많이 활용되어 왔으며 현재에도 활발하게 운용되고 있다. 또한 영상촬영이나 취미용으로 쿼드로터가 많이 대중화됨에 따라 비행체에 대한 연구뿐만 아니라 운용적인 측면에 대한 연구가 함께 활발하게 진행되었다. 이는 회전익 비행체에 대한 수요가 증가함에 따라 대량생산이 가능해져 생산비용이 감소하고 비행체에 내장되는 저가의 센서 만으로도 충분한 비행 성능을 발현 하며 이를 운용하기 위한 지상국이 소형화 및 저렴해지고 있는 방향으로 성장한 것이 이를 반증한다[1-3]. 이와 같이 다양한 장점과 성장가능성에 따라 회전익 소형 무인비행체는 이미 군사적으로 시가전 상황에서 소규모 전투부대의 정보 감시 및 정찰 임무를 위해 실전 운용되고 있으며 더 나아가 통신 중계를 위한 통신노드나 다수의 비행체를 이용한 광역정찰 그리고 레이더 제밍 역할 등의 임무를 수행 할 수 있을 것으로 판단되고 있다. 또한 앞서 언급한 바와 같이 민간분야에서는 이미 항공 촬영이나 택배 용도로 활용되고 있으며 각종 지자체에서도 시민 안전, 편의를 위해 회전익 무인 비행체를 적극 활용하고 있는 추세이다[4-5]. 이와 같은 다양한 활용분야에 실제 이를 적용하기 위해 멀티로터와 동축 반전형 비행체와 같은 회전익 플랫폼에 대한 연구가 동역학 모델링 측면부터 제어시스템까지 폭넓게 수행되고 있다[6-9]. 또한, 기존의 로터만으로 구성된 회전익 플랫폼에 추가로 덕트를 장착하여 기존보다 추력이 증가된, 사용 에너지 대비 효율이 우수한 비행체를 개발하기 위한 연구도 수행되었다[10]. 하지만 이와 같은 플랫폼은 비교적 돌풍이나 강한 바람이 지속적으로 부는 환경에서는 운용이 제약적이고 임무 탑재체를 적재할 수 있는 능력에 제한이 있는 단점이 존재한다. 이 때문에 최근에는 외란상황에 보다 강건한 제어기법을 적용시켜 비행체의 불안정성을 극복하거나 기존의 플랫폼을 직접 활용하여 단점을 극복하는 연구가 추가적으로 진행되고 있다[11, 12]. 하지만 기존의 비행체만을 이용하여 위와

같은 단점을 극복하는데 있어서는 별도의 상황에 대한 대처능력이 부족하기 때문에 이를 극복하기 위한 연구가 필요하다. 이에 스위스 취리히 연방공과대학에서는 여러 대의 모듈화 된 수직이착륙 비행체를 지상에서 주행시켜 일정 형상으로 결합시킨 후 비행하는 분산형 비행 어레이 연구를 수행하였다. 비행은 2대 이상의 복수 개체가 결합하여 단일 개체가 발생시키는 반 토크 모멘트를 상쇄시켜야 가능한 특징을 가지고 있다[13]. 또한 말레이시아 국제이슬람대학에서도 삼각형 모양의 단일 비행체를 서로 결합시켜 비행하는 연구를 진행하였으며 물리적으로 측정되는 데이터를 기반으로 제어 이득을 실시간으로 변경해 가며 비행 하는 연구를 진행하였다[14].

본 연구에서는 덕티드팬 형상의 비행체를 이용하여 결합, 분리, 협업의 임무모드를 가지는 유기적 비행 어레이에 대한 개념을 제시한다. 이는 단일 개체로 운용 할 수 있을 뿐만 아니라 상호간의 결합 및 분리를 통해 새로운 형태의 비행 어레이 구성이 가능한 특징을 가진다. 이와 같은 유기적 비행 어레이를 결합과 분리가 자유로운 상황에서 운용시키기 위해선 임의의 형상에 대한 자세 혹은 위치 제어가 수반되어야 한다. 이를 위한 모델링을 수행하며 단일 덕티드팬 형태의 비행체에 대한 모델링을 우선적으로 진행 한 후 이를 다수 덕티드팬에 대한 모델링 과정으로 확장시켜 결합 되는 모듈 수에 따라 수학적 모델이 변화하는 유기적 비행 어레이에 대한 수학적 모델을 정의 한다. 또한 이를 바탕으로 Backstepping 제어기를 적용하기 위하여 동역학 모델을 어파인 형태로 유도하였으며 동역학 방정식과 운동 역학 사이의 계층적 구조를 활용하여 제어기를 설계하였다. 이를 통해 수치 시뮬레이션을 수행하여 임의의 결합 형상에 대해 Backstepping 자세 제어가 충분한 성능을 나타내는지와 PID 제어기 기반의 외부 루프를 추가적으로 적용하여 위치 제어까지 정상적으로 수행되는지를 검증하였다.

## II. 유기적 비행 어레이

유기적 비행 어레이는 단일 덕티드팬 형상의 비행체가 1대 이상 결합하여 운용되거나 여러대의 비행체가 동일한 목적으로 임무를 수행 할 수 있는 무인 비행체로 정의 할 수 있다. 일반적으로 수직 이착륙이 가능하고 고정익에 비해 방향 전환이 용이한 덕티드팬 비행체는 결합과 분리를 위한 메커니즘을 적용하기 위해 외부 구조체로 덕트를 활용할 수 있다. 또한 호버링이 가능한



Fig. 1. Operation concepts of the OFA[15]

특징에 의해 주어진 상황이나 목적에 따라 다양한 임무수행이 가능하다. Fig. 1은 유기적 비행 어레이의 운용개념을 도시하고 있으며 결합 개체의 수와 형상에 따라 결합, 분리, 협업의 3가지 임무모드로 나누어 수행 할 수 있다. 결합으로 정의되는 임무모드는 단일 개체로는 비행 불가능한 유상하중이 주어질 때나 고장 개체 및 저 전력 모드의 개체 등이 존재하여 회수가 필요한 특별한 상황 등에서 활용 될 수 있다. 분리 임무모드의 경우에는 좁은 협로를 통과하는 상황이나 실내 정찰에서 음영지역을 갖지 않고 정찰하려 할 때 사용 될 수 있다. 마지막으로 협업의 경우 결합과 분리의 운용모드가 교차되어 사용 되거나 결합, 분리의 임무모드 구분 없이 운용해야 할 때 적용될 수 있다. 대표적으로 시가지 지역에서 건물에 가려 가시선이 확보되지 않는 경우 일정 지역마다 단일 개체 또는 복수 개체를 두어 통신 중계 역할을 하는데 사용 할 수 있으며 해상환경에서 운용 시 외란 상태나 임무거리를 고려하여 개체 간에 지속적으로 결합과 분리를 수행하여 임무 공백 없이 정찰 및 감시 역할을 수행하기 위해 사용한다. 이처럼 유기적 비행 어레이는 개체의 결합과 분리를 통해 무인 비행체가 수행 할 수 있는 대다수의 임무에 적용 될 수 있으며 임의의 결합 형상이나 구성하고 있는 덕티드팬의 모듈 수를 고려하여 비행체의 안정성을 확보할 수 있는 제어시스템이 필요하다.

### III. 시스템 모델링

본 연구에서 정의하는 유기적 비행 어레이는 다수의 단일 덕티드팬 비행체로 구성되며 기본 형상은 Fig. 2와 같다. 단일 덕티드팬 비행체는 탑재체가 실리는 상단부와 추력을 발생시키는 로터부 그리고 로터 회전에 의해 발생하는 반 토크를 상

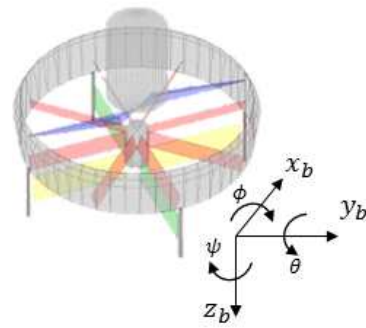


Fig. 2. The coordinate of the vehicle

쇄시켜주는 스테이터와 추력 방향을 조절하여 비행체를 제어하는 조종면으로 구성 되어 있으며 최종적으로 이를 둘러싸고 있는 덕트가 있다. 조종면은 단일 기체 기준으로 2개의 조종면이 한 쌍으로 이루어져 있으며 각 조종면의 명칭과 효과는 Table 1과 같이 정의 된다[16]. 단일 덕티드팬의 형상과 같이 비행체는 X, Y축에 대해 각각 대칭인 원형 형상을 가지며 비행체에 의해 생성되는 힘과 모멘트를 이용하여 6자유도 운동방정식을 아래 식 (1)과 같이 정의 할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= vr - wq + (F_x)/m & (1) \\
 \dot{v} &= wp - ur + (F_y)/m \\
 \dot{w} &= uq - vp + (F_z)/m \\
 \dot{p} &= \{qr(J_{yy} - J_{zz}) + M_x\}/J_{xx} \\
 \dot{q} &= \{pr(J_{zz} - J_{xx}) + M_y\}/J_{yy} \\
 \dot{r} &= \{pq(J_{xx} - J_{yy}) + M_z\}/J_{zz}
 \end{aligned}$$

위 식 (1)은 단일 덕티드팬 비행체의 운동방정식으로 정의되지만 결합 형상의 운동방정식에도 적용된다. 이는 결합 모드에서 유기적 비행 어레이를 구성하고 있는 각각의 모듈이 생성하는 힘과 모멘트를 어레이의 기체 중심 좌표계를 기준으로 통합하여 정의 할 수 있다. 또한 결합 형상 및 개수에 따라 변화하는 관성모멘트를 고려하여 6자유도 운동방정식에 적용하였다.

Table 1. Control surface sign conventions

Definition	Sense	Flaps	Effect
	$+\delta_{ail}$	①, ③	$+M_x$
	$+\delta_{ele}$	②, ④	$+M_y$
	$+\delta_{rud}$	① ~ ④	$+M_z$

결과적으로 유기적 비행 어레이를 구성하고 있을 때 식 (1)의 힘과 모멘트 성분은 아래 식 (2)와 같이 고려 될 수 있다.

$$\begin{aligned} F_x &= \sum_{i=1}^N F_{x_i} \\ F_y &= \sum_{i=1}^N F_{y_i} \\ F_z &= \sum_{i=1}^N F_{z_i} \\ M_x &= \sum_{i=1}^N (M_{x_i} - l_{z_i} F_{y_i} + l_{y_i} F_{z_i}) \\ M_y &= \sum_{i=1}^N (M_{y_i} - l_{x_i} F_{z_i} + l_{z_i} F_{x_i}) \\ M_z &= \sum_{i=1}^N (M_{z_i} - l_{y_i} F_{x_i} + l_{x_i} F_{y_i}) \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)에서 모멘트는 어레이 형상에 따라 새롭게 정의되는 무게중심과 각 모듈의 무게중심 사이의 거리를 기준으로 계산 되는데 위 식에서는 각 축 별로 구분하여  $l_{x_i}, l_{y_i}, l_{z_i}$ 로 정의 하였으며  $i$ 는 어레이를 구성하고 있는 모듈의 번호로 정의하였다. 또한 본 연구에서는 각 모듈이 동일 평면상에서 결합 된다는 가정 하에  $l_{z_i} = 0$ 으로 정의 하였으며 각각의 모듈이 생성하는 힘과 모멘트는 덕티드팬 비행체의 파트들에 의한 것으로 식 (3)과 같이 정의 하였다.

$$F_{total} = F_{fuse} + F_{rotor} + F_{duct} + F_{flap} + F_{grav} \quad (3)$$

$$M_{total} = M_{fuse} + M_{rotor} + M_{duct} + M_{flap} + M_{gyro}$$

위 식에서 힘 성분의 경우 동체에 의해 발생하는 항력이 고려될 수 있고 로터는 기체 중심 좌표계 기준 Z축 방향으로 생성되는 힘을 모델링 과정에서 적용 시킬 수 있다. 또한 익형으로 제작되는 덕트의 경우 동체 효과와 유사하게 항력을 발생시켜 이를 고려 할 수 있지만 덕트 내부에서 로터에 의해 고려되는 유도속도로 양력 성분까지 생성하기 때문에 두 가지 성분을 통합적으로 고려 할 수 있다. 또한 조종면과 중력에 의한 힘도 각 축으로 구분하여 고려하였다. 모멘트 성분의 경우 덕티드팬을 구성하고 있는 각각의 파트에 따라 구분하여 모멘트암을 정의한 후 앞에서 정의했던 힘 성분에 의해 추가적으로 생성되는 모멘트를 계산하여 적용하였으며 자이로스코픽 효과에 의한 모멘트를 추가하여 유기적 비행 어레이의 각 성분들이 생성하는 힘과 모멘트를 정의 하였다[9].

## IV. Backstepping 제어기 설계

본 논문에서는 임의 형상으로 결합된 유기적 비행 어레이의 자세를 제어하기 위하여 계층적 구조 기반의 Backstepping 제어기를 제안하였다. Backstepping 제어기는 다양한 외란상황이 존재하는 상황 혹은 모델에 불확실성이 존재 할 때와 같은 경우에 충분한 강건성을 가지는 특징이 있으며 본 연구에서도 덕티드팬 간 결합에 관한 모델 불확실성이나 모델 자체에 대한 불확실성이 존재하기 때문에 계층적 구조를 활용하는 Backstepping 제어기를 설계하였으며 위치 제어를 위해 PID 제어기를 Fig. 3과 같이 구성하였다. Fig. 3에서와 같이 PID 제어기는 사용자의 위치 입력에 대한 속도명령과 이를 추종하기 위한 롤(Roll)각, 피치(Pitch)각 그리고 RPM 명령을 생성한다. 이 과정에서 요(Yaw)각 명령은 외부 루프와 관계없이 별도로 사용자가 입력 하는 구조이며 Z축 위치 명령에 대한 속도 명령은 외부 루프에서 RPM 명령을 생성하여 내부 루프를 거치지 않고 유기적 비행 어레이 모델에 직접 적용 된다.

일반적으로 롤, 피치, 요각으로 구성되는 오일러각( $\phi, \theta, \psi$ )의 경우 각속도( $p, q, r$ )를 나타내는 변수보다는 느린 응답을 보이는데 이와 같은 개념의 시간 척도(Time-Scale)를 분리하는 방법을 비선형 동역학으로 표현되는 항공기의 제어시스템에 적용할 수 있다[17]. 이와 같은 특징은 유기적 비행 어레이에도 활용 가능하며 자세 제어 시스템을 설계하는 경우에 빠른 반응을 나타내는 동역학 식의 변수를 느린 동역학 방정식의 제어 입력으로 고려 할 수 있게 된다. 이와 같은 구조를 계층적 구조(Cascade Structure)라고 부른다. 단계적으로 보자면 외부 루프에서 인가되는 속도 명령에 의해 만들어지는 오일러 각 기준 명령( $\phi_r, \theta_r, \psi_r$ )은 계층적 구조에서 느린 응답을 보여주는 동역학 식으로 고려되며 이는 상대적으로 빠른 응답을 보여주는 각속도 기준 명령( $p_r, q_r, r_r$ )을 생성한다. 이 과정에서 계층적 구조

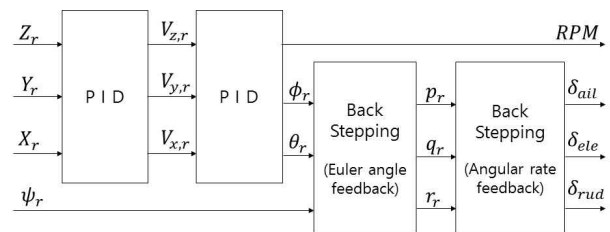


Fig. 3. Controller structure

의 오일러각과 각속도에 대한 피드백은 입력되는 명령 값과 각 상태 변수간의 오차를 0으로 수렴 시키는 방향으로 수행되며 모든 과정을 거쳐 최종적으로 조종면 제어 입력( $\delta_{ail}, \delta_{ele}, \delta_{rud}$ )을 생성하게 된다. 만일 본 연구에서 고려하는 계층적 구조를 이용하는 Backstepping 제어가 아닌 일반적인 제어를 적용하여 설계 할 경우 빠른 동역학의 과도응답이 시스템 전체에 고려되지 않거나 느린 동역학의 오일러각 반응이 상대적으로 높은 이득을 가지는 루프인 빠른 동역학의 각속도 응답을 추종하지 못해 시스템에 불안정성을 가져올 수 있는 단점이 존재한다. 하지만 이와 같은 계층적 구조에 Backstepping 제어를 적용 하였을 때에는 이를 극복할 수 있어 본 연구에서는 자세 제어를 설계하는 과정에서 Backstepping 제어기법을 적용하였다. 또한 Backstepping 제어기를 적용하는 과정에서 비선형성을 가지는 성분을 소거시키기 위한 궤환선형화(Feedback Linearization) 과정을 위해 6자유도 운동방정식을 어파인 형태의 식으로 유도하였다. 결과적으로 유기적 비행 어레이에 Backstepping 제어기법을 적용하기 위한 계층적 구조는 오일러각을 피드백하는 운동역학 식과 앞서 정의한 각속도를 피드백하는 6자유도 운동 방정식의 각속도 성분으로 식 (4, 5)와 같이 정의 할 수 있다 [18].

$$\dot{\underline{x}}_1 = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1(\underline{x}_1)u_1 \quad (4)$$

$$\dot{\underline{x}}_2 = \mathbf{f}_2(\underline{x}_1, \underline{x}_2) + \mathbf{g}_2(\underline{x}_2)u_2$$

$$\mathbf{f}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{g}_1 = \begin{bmatrix} 1 \sin\phi \tan\theta \cos\phi \tan\theta \\ 0 \cos\phi - \sin\phi \\ 0 \sin\phi \sec\theta \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{f}_2 = \begin{bmatrix} \{qr(J_{yy} - J_{zz}) + L_a\}/J_{xx} \\ \{pr(J_{zz} - J_{xx}) + M_a\}/J_{yy} \\ \{pq(J_{xx} - J_{yy}) + N_a\}/J_{zz} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}_2 = \begin{bmatrix} G(4,1) & G(4,2) & 0 & 0 & \dots \\ G(5,1) & 0 & G(5,3) & 0 & \dots \\ G(6,1) & G(6,2,) & G(6,3) & G(6,4) & \dots \end{bmatrix}$$

여기서  $\dot{\underline{x}}_1$ 은 느린 동역학 방정식의 상태 변수인 롤, 피치, 요각이며 각각의 모듈이 결합하여 구성된 비행 어레이의 오일러각을 의미한다. 또한  $u_1$ 은 계층적 구조로 인해  $\dot{\underline{x}}_2$ 의 기준명령인 변수  $[p_r, q_r, r_r]^T$ 로 정의되며 이 또한 비행 어레이 전체의 각속도를 의미한다. 두 번째 어파인 형태의

동역학 방정식을 거쳐 출력되는 제어입력  $u_2$ 는 유기적 비행 어레이 조종면의 변위각  $[\delta_{ail}, \delta_{ele}, \delta_{rud}]^T$ 를 의미한다. 행렬  $\mathbf{g}_2$ 의 각 성분들은 조종면의 변위각 입력과 곱해져 유기적 비행 어레이의 각속도 변화량을 생성하는 조종행렬을 의미하며 어레이를 구성하는 형상 및 비행체 수에 따라 가변적인 동역학 식으로 정의된다. 행렬  $\mathbf{g}_2$ 를 구성하는 각각의 성분들은 다음 식 (6)과 같이 정의 할 수 있다.

$$G(4,4(i-1)+1) = l_{y_i} c_{thr}/J_{xx} \quad (6)$$

$$G(4,4(i-1)+2) = \text{sgn}(v_{ind} - w)q_a C_{L,a} S_a l_a / J_{xx}$$

$$G(5,4(i-1)+1) = -l_{x_i} c_{thr}/J_{yy}$$

$$G(5,4(i-1)+3) = \text{sgn}(v_{ind} - w)q_e C_{L,e} S_e l_e / J_{yy}$$

$$G(6,4(i-1)+1) = c_{tor}/J_{zz}$$

$$G(6,4(i-1)+2) = -l_{z_i} \text{sgn}(v_{ind} - w)q_a C_{L,a} S_a / J_{zz}$$

$$G(6,4(i-1)+3) = -l_{y_i} \text{sgn}(v_{ind} - w)q_e C_{L,e} S_e / J_{zz}$$

$$G(6,4(i-1)+4) = \text{sgn}(v_{ind} - w)q_r C_{L,r} S_r l_r / J_{zz}$$

위 성분들은 어레이를 구성하고 있는 각 모듈의 조종면과 유기적 비행 어레이의 전체 무게 중심 간 거리를 고려하여 적용되며 모듈의 유도속도와 기체 중심 좌표계 기준 속도인  $w$ 의 차이에 의해 부호가 정해진다. 위 식에서  $i$ 는 어레이를 구성하고 있는 단일 비행체의 번호이며  $c_{thr}$ 은 추력 계수를 의미하고  $q, C_L, S, l$ 은 각각의 조종면에 유도되는 동압과 익형의 양력계수, 면적, 모멘트 암을 의미한다. 또한 조종행렬  $\mathbf{g}_2$ 의 크기는 어레이를 구성하고 있는 모듈 수에 따라 행렬크기가 달라지며 결합되어 있는 모듈의 수가  $N$ 이라 하였을 때  $\mathbf{g}_2 \in R^{3 \times 4N}$ 으로 정의 할 수 있다.

Backstepping 제어를 설계하기에 앞서 원하는 기준명령에 따른 상태 값을 추종하기 위해 식 (4)를 이용하여 기준 입력과 상태변수 사이의 오차 변수를 정의 할 수 있다. 또한 이 과정에서 식 (4)의  $u_1$ 은 계층적 구조에 의해서 Backstepping 제어입력인  $u$ 에 종속되는  $x_2$ 를 의미하게되며 이를 고려하였을 때 아래 식 (7)과 같이 정의 할 수 있다.

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_1^d = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 x_2 - \dot{x}_1^d \quad (7)$$

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_2^d = \mathbf{f}_2 + \mathbf{g}_2 u - \dot{x}_2^d$$

위 식 (7)의 동역학 식에 대한 안정성을 판별하고 이에 대한 제어입력을 생성하기 위해 리아푸노프 함수를 정의 할 수 있다. 이를 위해 식 (7)의 첫 번째 동역학 식에 대해 정의한 리아푸노프 함수와 그 미분 방정식은 다음 식 (8, 9)와 같다.

$$V(z_1) = \frac{1}{2} z_1^T z_1 \quad (8)$$

$$\dot{V}(z_1) = z_1^T \dot{z}_1 = z_1^T (f_1 + g_1 x_2 - \dot{x}_1^d) \quad (9)$$

여기서, 리아푸노프 안정성 이론에 의해 정의한 첫 번째 리아푸노프 함수의 미분 값이  $\dot{V}(z_1) \leq 0$ 을 만족 할 때 오일러 각에 관한 오차 방정식은 안정성이 보장되므로 식 (4)의 첫 번째 동역학 식에 관한 제어입력  $u_1$ 을 다음 식 (10)과 같이 정의 할 수 있다.

$$u_1 = x_2^d = g_1^{-1}(-f_1 + \dot{x}_1^d - K_1 z_1) \quad (10)$$

위 식 (10)을 이용하여  $x_2^d$ 를 각속도에 관한 동역학 식의  $x_2$ 가 추종해야 할 값이라고 할 때 앞에서 정의한 식 (9)를 이용하면 리아푸노프 함수의 미분값은  $\dot{V}(z_1) = -z_1^T K_1 z_1 \leq 0$ 를 만족하게 된다. 이에 따라 설계한 제어 입력  $u_1$ 은 시스템을 안정하게 만드는 제어입력임을 증명 할 수 있다. 여기서  $K_1$ 은 양의 한정 행렬로 정의된다. 또한 이 과정에서 비선형 특징을 가지는  $f_1, g_1$ 을 궤환 선형화 과정으로써 각각 소거시켜주었다. 본 제어기는 계층적 구조를 활용하기 때문에 각속도에 관한 동역학 방정식에 대해 안정성을 추가적으로 검증해야 하며 이를 위한 두 번째 리아푸노프 함수와 그 미분값은 식(11, 12)와 같이 정의 된다.

$$V_a = V + \frac{1}{2} z_2^T z_2 = \frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} z_2^T z_2 \quad (11)$$

$$\dot{V}_a = z_1^T (f_1 + g_1 x_2^d - \dot{x}_1^d) + z_2^T (f_2 + g_2 u - \dot{x}_2^d) \quad (12)$$

식 (7)의 두번째 동역학 식에 대한 리아푸노프 함수를 정의하는 과정에서는 이미 안정성을 증명한 첫 번째 리아푸노프 함수를 활용하며 이와 같은 설계 기법을 Backstepping 제어기법이라 할 수 있다. 식 (11)과 같이 정의한 리아푸노프 함수를 이전 과정과 동일하게 미분 값을 항상 0보다 작거나 같게 만들 수 있으며 이를 위해 제어 입력  $u$ 를 다음 식(13)과 같이 정의 할 수 있다.

$$u = g_2^{-1}(-f_2 + \dot{x}_2^d - g_1^T z_2 - K_2 z_2) \quad (13)$$

여기서 위와 같이 설계한 제어 입력을 동일한 방법으로 식 (11)에 대입하면 첫 번째 리아푸노프 함수를 포함하여 정의한 새로운 리아푸노프 함수인 식 (12) 또한  $\dot{V}_a(z_1, z_2) = -z_1^T K_1 z_1 - z_2^T K_2 z_2 \leq 0$ 를

만족하므로 결과적으로 각속도에 관해 정의한 식 (4)의 두 번째 동역학 식에 대한 안정성을 증명 할 수 있다. 여기서  $K_2$ 도  $K_1$ 과 동일하게 양의 한정 행렬로 정의 할 수 있으며 반복을 통해 값을 설정하였다. 결과적으로 식 (4)에서와 같이 계층적 구조를 구성하고 있는 두 개의 동역학 방정식을 이용하여 리아푸노프 함수 기반의 시스템을 안정하게 만드는 제어 입력을 설계 할 수 있으며 설계한 제어 입력은 자세 제어를 위한 내부 루프에 적용되어 유기적 비행 어레이의 자세 제어 시스템으로 사용 될 수 있게 된다.

## V. 수치 시뮬레이션

본 논문에서는 Fig. 4, Fig. 5와 같이 4대의 단일 덕티드팬으로 구성된 유기적 비행 어레이를 시뮬레이션 모델로 정의하였으며 각 모델에서 정의 된 좌표계의 중심점은 X, Y축에 대해 대칭 형상을 갖는 단일 모듈들의 중심점 좌표를 이용하여 정의하였다. 시뮬레이션은 자세 제어를 위한 내부 루프로 앞서 설계한 Backstepping 제어를 적용하였다. 본 시뮬레이션 모델의 조종면 배열은 모두 같은 방향으로 되어있으며 모듈 결합장치에 의한 상호 구속력은 시뮬레이션 과정에

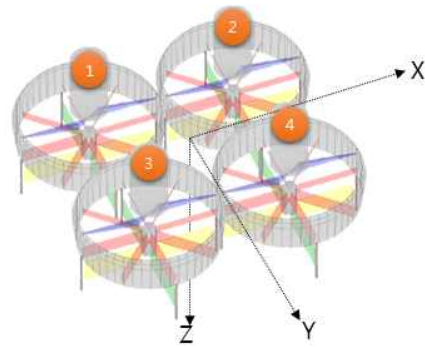


Fig. 4. OFA simulation model-1

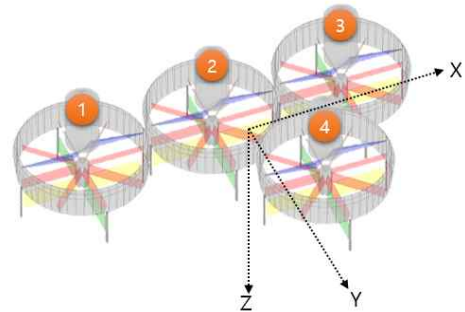


Fig. 5. OFA simulation model-2

서 고려하지 않았다. 자세 제어기의 성능은 모델에 임의의 오일러각 스텝 명령을 주어 이에 대한 추종 성능을 확인하여 검증하였으며 이 과정에서 일정 크기의 외란을 인가하여 충분히 강건한 성능을 발현하는지를 확인하였다. 또한 Backstepping 제어기를 자세 제어 용도의 내부 루프로, 그리고 일반적인 PID 제어기를 위치 제어 용도의 외부 루프로 가지는 제어시스템을 유기적 비행 어레이에 적용하여 경로점 비행 시뮬레이션까지 수행하였다.

### 5.1 시뮬레이션(Model-1)

#### 5.1.1 자세제어 시뮬레이션

계층적 구조를 활용하여 설계한 Backstepping 자세제어기의 성능은 Fig. 3의 제어기 구조에 대한 그림에서 볼 수 있듯이 오일러각 명령에 대한 추종성과 잇따라 생성되는 각속도 명령에 따른 추종 결과를 통해 검증 할 수 있다. 본 시뮬레이션에서는 설계한 Backstepping 제어기가 일정 외란 환경에서도 충분히 강건한 성능을 나타내는지 확인하기 위해 Fig. 6과 같은 Dryden 난기류를 시뮬레이션 환경에 적용하여 진행하였다. 모델 1은 일반적으로 쿼드로터와 유사한 형상으로 모듈이 결합되어 있다. 이는 X, Y축에 대해 대칭 형상을 가지고 있기 때문에 모델 2에 비해 비교적 안정적인 반응을 나타낼 것임을 예측 할 수 있다. 결과적으로 시뮬레이션을 수행했을 때 오일러각의 경우 Fig. 7과 같이 초기 2초에 롤 5도, 피치각 5도, 요각 -3도를 입력하여 모든 오일러각이 약 1초 내에 명령 값에 정상적으로 추종하였으며 약 8초에 반대 부호의 명령 값을 인가하였을 때에도 정상 추종하는 것을 확인 할 수 있었다. 오일러각 명령에 의해 생성되는 각속도 명

령 값 및 그에 대한 반응은 Fig. 8에서도 확인할 수 있으며 이는 앞에서 언급한 바와 같이 Two-time scale 구조에 의해 오일러 각에 비해

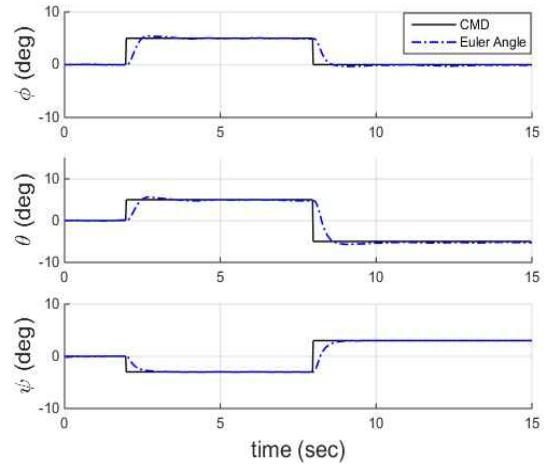


Fig. 7. Time histories of the Euler angles

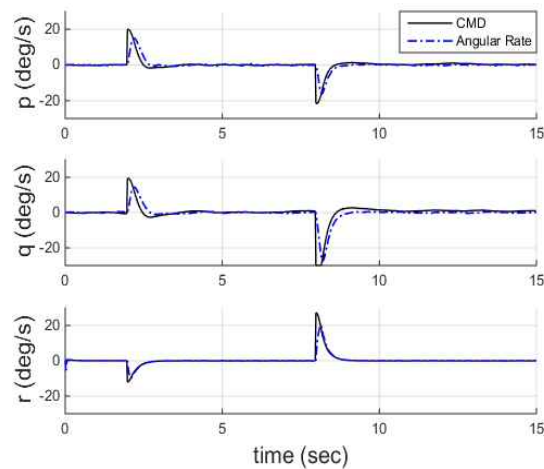


Fig. 8. Time histories of the angular rates

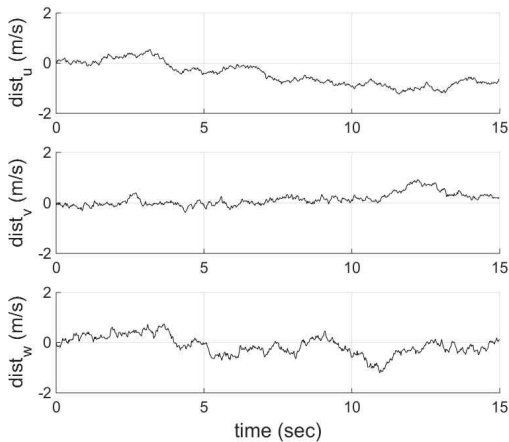


Fig. 6. Disturbance model

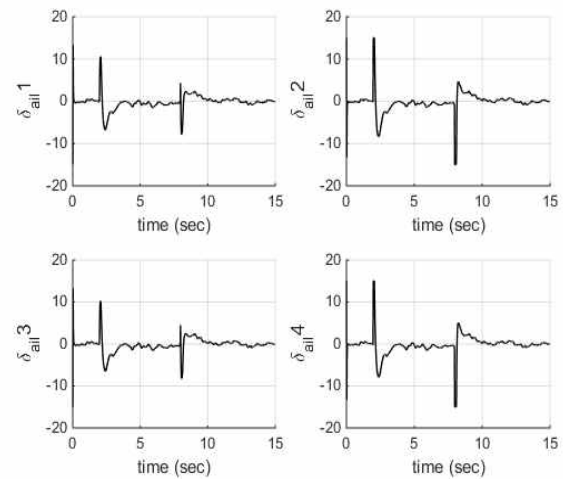


Fig. 9. Time histories of the aileron deflection

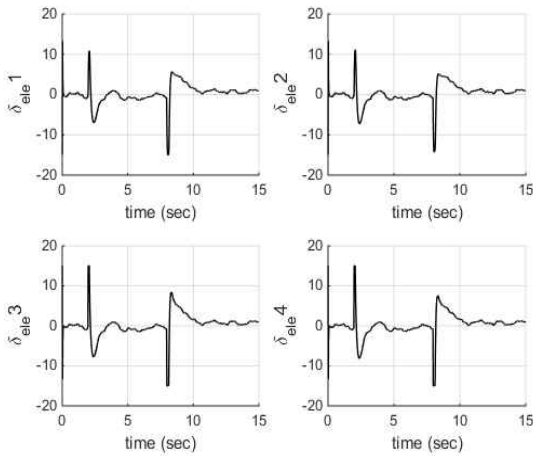


Fig. 10. Time histories of the elevator deflection

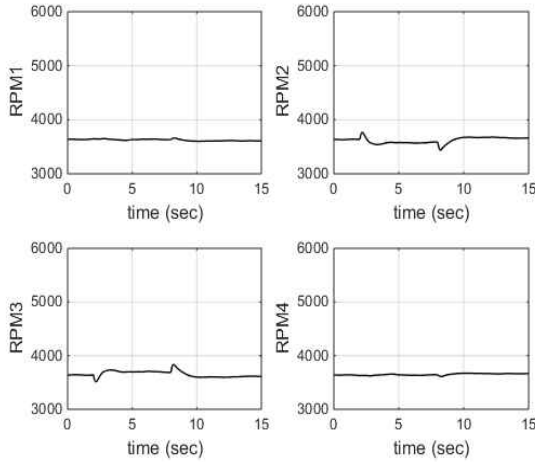


Fig. 11. Time histories of the RPM

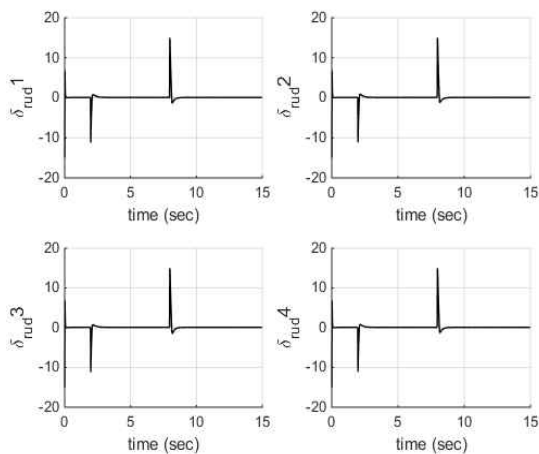


Fig. 12. Time histories of the rudder deflection

빠른 반응을 나타냈다. Backstepping 기반으로 설계한 자세 제어기를 통해 생성되는 조종입력은 Fig. 9, Fig. 10, Fig. 11과 같이 나타났으며 난기류의 영향으로 비행 어레이의 자세 제어를 위해 지속적으로 조종면의 각도가 변화하는 것을 볼 수 있다. 또한 시뮬레이션 과정에서 RPM 입력은 Fig. 12와 같은 반응을 나타냈으며 자세유지를 위해 서로 대칭인 모듈이 반대방향의 RPM 크기 변화를 보여주는 것을 확인 할 수 있었다.

5.1.2 위치제어 시뮬레이션

위치 제어 시뮬레이션은 자세 제어를 위한 내부 루프로 Backstepping 제어기를 적용하고 위치 제어를 위한 외부 루프로 PID 제어기를 적용하였다. 경로점 명령은 초기위치 (0, 0, 0)에서 10초 단위로 1지점 (5, 0, 1.25), 2지점 (5, 5, 2.5), 3지점 (0, 5, 3.75) 그리고 최종 지점 (0, 0, 5)의 명령을 인가하였다. 각 경로점에서의 명령은 스텝 명령으로 인가하였으나 급격한 변화에 따른 불안정한 반응을 줄이기 위해 2차 명령 필터를 식 (14)와 같이 적용해 시뮬레이션을 진행하였다[16].

$$\frac{w_n^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \tag{14}$$

위 식에서  $w_n = 2$ ,  $\zeta = 1$ 로 필터 파라미터를 설정하였다. 쿼드콥터 형태의 모델 1에 대한 경로점 제어 시뮬레이션 결과는 Fig. 13과 같이 앞서 정의했던 각 경로점을 정상적으로 추종하는 것을 확인 할 수 있었다. 또한 이 때의 오일러 각 반응은 Fig. 14와 같이 나타났으며 X축 이동을 위해 피치

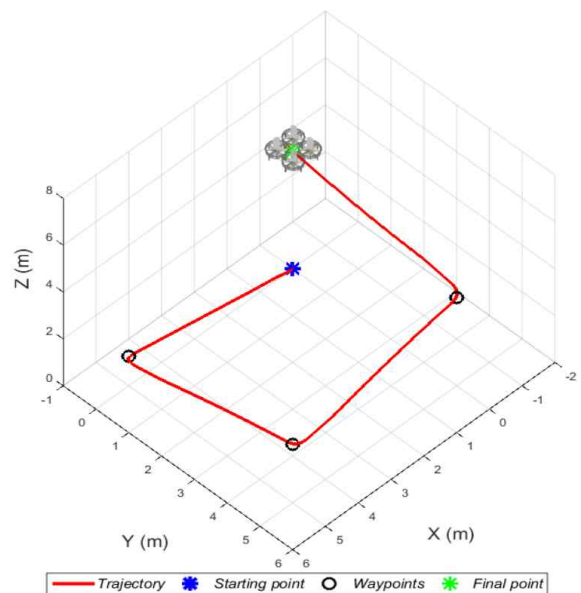


Fig. 13. 3D graph of position control



각이 변화 할 때 엘리베이터 조종면이 구동되고 Z축 이동을 위해 RPM도 함께 상승하므로 요각

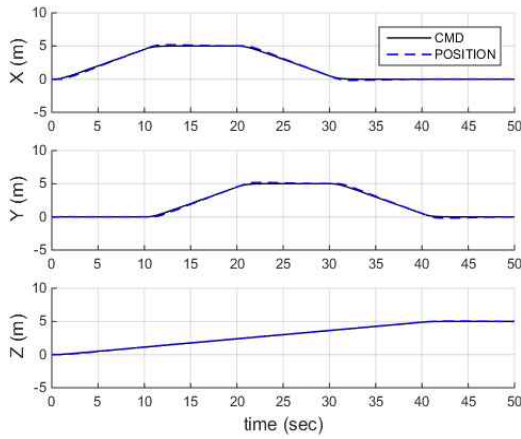


Fig. 14. Time histories of positions

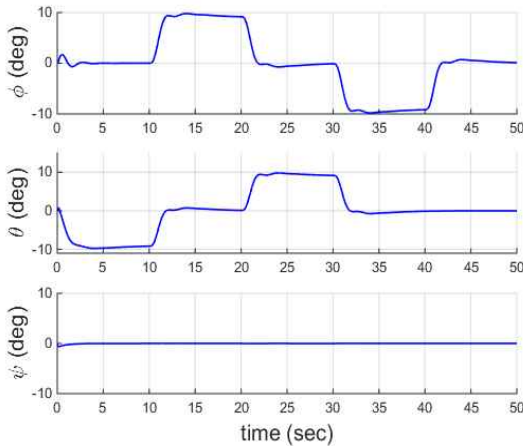


Fig. 15. Time histories of Euler angles at waypoint navigation mode

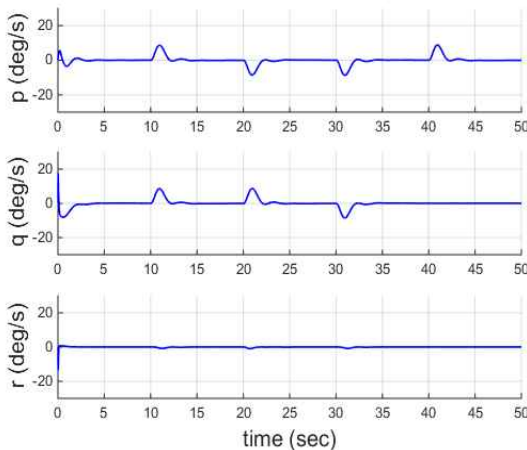


Fig. 16. Time histories of angular rates at waypoint navigation mode

방향으로 일정량의 모멘트가 발생되어 커플링 효과에 의해 롤과 요 축에 일정 크기의 오실레이션이 잠시 동안 발생하는 것을 확인 할 수 있었다. Fig. 16은 경로점 위치 제어 시뮬레이션에서 오일러 각 명령을 만드는 빠른 동역학의 각속도 반응을 나타내며 Fig. 15의 결과와 비교하여 타당한 각속도 명령이 외부루프를 통해 생성된 것을 확인 할 수 있다.

## 5.2 시뮬레이션(Model-2)

### 5.2.1 자세제어 시뮬레이션

모델 2의 시뮬레이션은 무게 중심을 기준으로 비대칭 결합되어 있는 Fig. 5와 같은 형상을 가지며 이를 통해 비대칭 추력의 특성에 의한 반응이 나타날 수 있음을 예측 할 수 있다. 시뮬레이션은 이전과 동일하게 Backstepping 기반의 자세제어기를 적용하였으며 제어기 구조 및 제어 이득을 변경하지 않고 수행하였다. 결과적으로 Fig. 17과 같이 이전 시뮬레이션에 비해 불안정한 형상을 가져 추종 속도는 다소 느렸지만 각각의 오일러 명령을 약 1초 내에 정상 추종하는 것을 확인 할 수 있었다. 다만 본 시뮬레이션에서 사용한 모델은 무게중심 기준 비대칭 추력과 조종력을 가져 롤 방향과 피치 방향에 대하여 동시에 명령 값이 인가 될 때 상호간에 영향을 주어 오실레이션이 발생하는 특성, 그리고 롤 축으로 좀더 과한 반응이 생성되는 특성이 나타났다. 이때 생성되는 각속도 명령 및 그에 따른 반응은 Fig. 18과 같이 나타났고 비행 어레이의 조종입력은 Fig. 19, Fig. 20, Fig. 21과 같이 나타났으며 외란으로 작용하는 난기류의 영향으로 유기적 비행 어레이 조종면의 변위가 지속적으로 변화하는 것을 볼 수 있었다. 게다가 이전 형상보다 불안

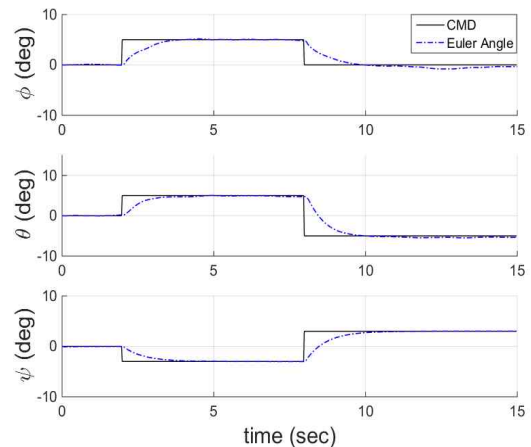


Fig. 17. Time histories of the Euler angles

정한 특성으로 인해 비교적 큰 값으로의 조종면 구동 횟수가 많았고 더 큰 범위까지 조종면 구동 각을 가지고 작동하는 특징을 확인 할 수 있었다.

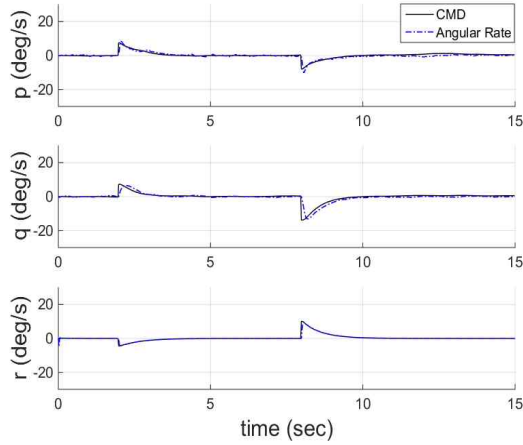


Fig. 18. Time histories of the angular rates

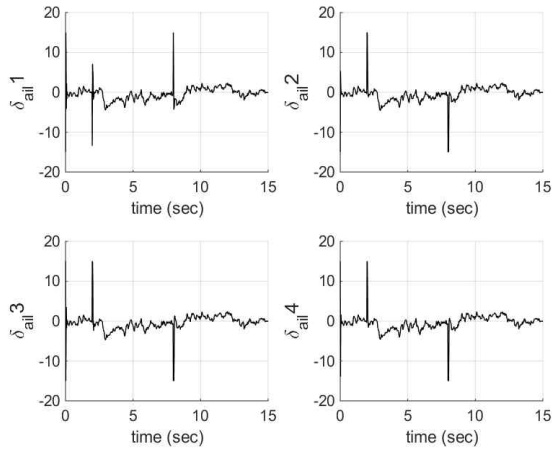


Fig. 19. Time histories of the aileron deflection

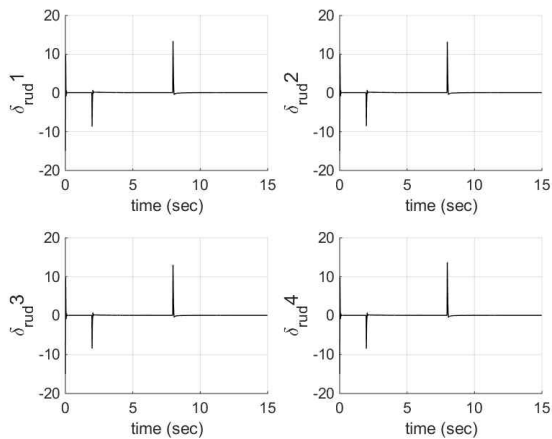


Fig. 20. Time histories of the rudder deflection

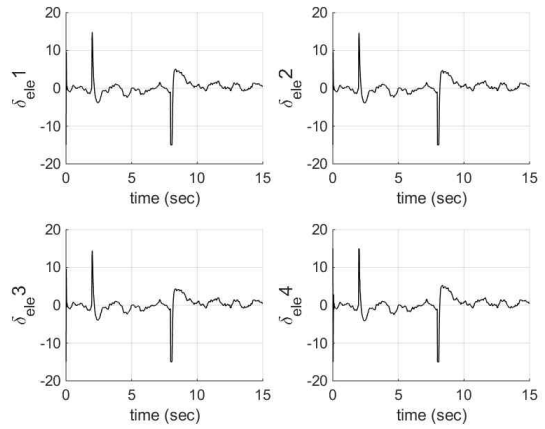


Fig. 21. Time histories of the elevator deflection

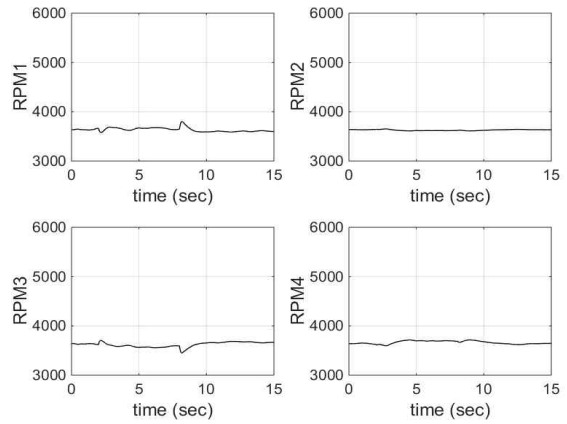


Fig. 22. Time histories of the RPM

시뮬레이션 과정에서의 RPM 입력은 Fig. 22와 같이 나타났으며 이전 결과에서는 마주보고 있는 단일 모듈들의 RPM이 정 반대로 구동하였지만 모델 2는 무게중심에 가까운 2번 모듈을 제외한 1, 3, 4번 모듈의 RPM이 상대적으로 많이 변화하는 것을 확인 할 수 있었다.

### 5.2.2 위치제어 시뮬레이션

두 번째 모델의 위치제어 시뮬레이션 역시 자세 제어를 위한 내부 루프로 Backstepping 제어기를 적용하고 위치제어를 위한 외부 루프로 PID 제어기를 적용하였다. 또한 Backstepping 제어기의 제어 이득과 PID 제어기의 이득은 이전 시뮬레이션과 동일하게 설정하였으며 Fig. 23과 같이 경로점 명령을 동일하게 주어 경로점 제어 시뮬레이션을 수행하였다. 두 번째 모델에 대한 위치 시뮬레이션은 이전과 동일한 제어 이득을 사용하였는데 최적화된 제어 이득은 아니었지만 첫 번째 모델에 대한 위치 시뮬레이션과 매우 유

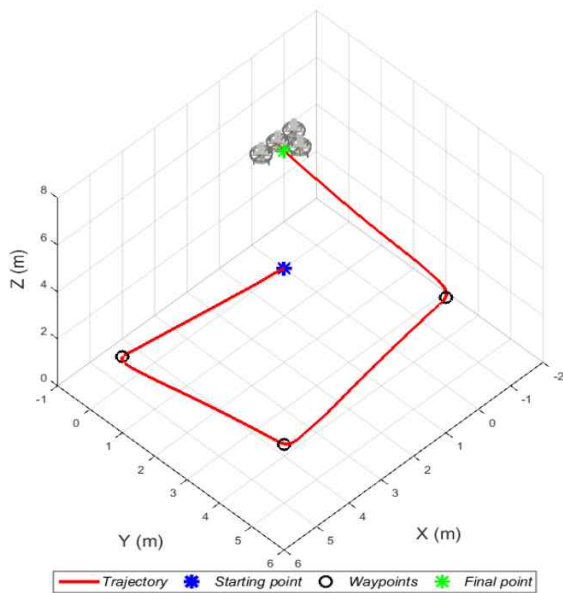


Fig. 23. 3D graph of position control

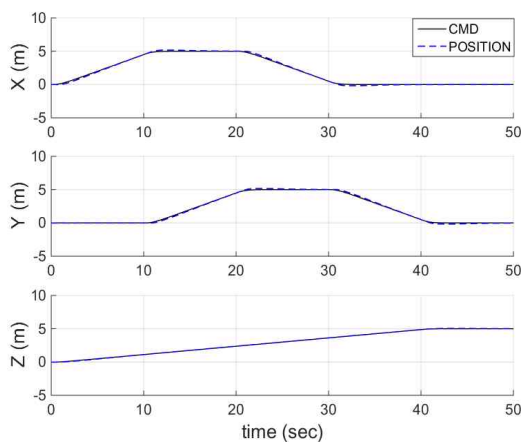


Fig. 24. Time histories of positions

사한 결과를 나타냈다. 하지만 새로운 명령이 인가되는 각 경로점에서의 도달 시점에 Fig. 24와 같이 작은 값의 오버슈트 발생 하였는데, 이는 앞서 언급한 바와 같이 느린 동역학의 오일러각 제어 루프가 각속도에 비해 지연되며 추종하는 이유와 제어 이득을 공유하며 최적화된 값으로 제어가 수행되지 않았기 때문에 발생한 것으로 추정 할 수 있었다. 또한 오일러 각 반응은 Fig. 25와 같이 나타났으며 고도축인 Z축 이동을 위한 RPM 제어와 X축을 따라서 이동하기 위한 피치각 제어가 동시에 일어나기 때문에 롤과 요 축에도 일정 크기의 오실레이션이 나타나는 것을 확인 할 수 있었다. Fig. 26은 각속도 반응을 나타내며 앞서 수행한 자세 제어 시물레이션과 동일한 특성을 확인 할 수 있었다.

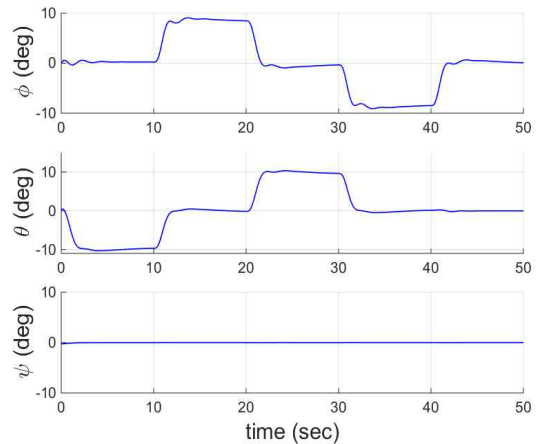


Fig. 25. Time histories of Euler angles at waypoint navigation mode

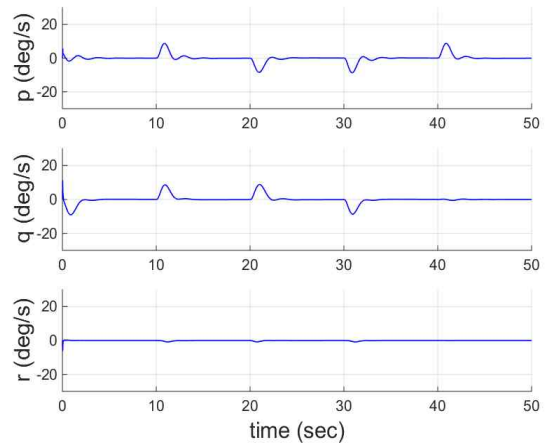


Fig. 26. Time histories of angular rates at waypoint navigation mode

## VI. 결 론

본 연구에서는 단일 덕티드팬으로 구성된 유기적 비행 어레이에 대한 개념을 제시하고 단일 덕티드팬의 동역학 모델 식을 이용하여 유기적 비행 어레이에 대한 동역학 모델 식을 도출하였다. 이 과정에서는 유기적 비행 어레이의 비행체를 구성하고 있는 동체, 덕트, 로터, 조종면, 자이로스코프 모멘트에 의한 힘과 모멘트 성분을 고려하여 진행하였다. 이후 정의된 유기적 비행 어레이 동역학 모델을 어파인 형태로 유도하여 Backstepping 제어기를 이용한 자세 제어기를 설계하고 적용하였다. 제어기 설계 과정에서는 계층적 구조를 활용하였으며 Backstepping 제어기법을 적용하여 기존의 계층적 구조를 활용한 제어기 설계의 단점을 극복하였다. 결과적으로 임

의 오일러각을 추종하는 자세 제어기를 설계하고 이를 어파인 형태의 동역학 식에 적용하여 2가지 유기적 비행 어레이 결합 모델에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 Dryden 난기류 모델을 적용한 외란 상황의 자세제어 시뮬레이션과 외부 루프에 PID 제어기를 추가적으로 적용한 위치 제어 시뮬레이션으로 나누어 진행하였다. 자세 제어 시뮬레이션의 경우 2가지 모델 모두 사용자가 정의한 오일러각 명령 값에 정상적으로 수렴하는 것을 확인하였다. 쿼드콥터 형태의 결합 형상을 가진 안정한 유기적 비행 어레이 시스템에 대한 성능을 검증 한 후 비대칭 형상을 가진 유기적 비행 어레이 시스템에 대한 제어 성능을 확인하였으며 두 번째 시뮬레이션에서는 무게중심 기준 비대칭의 형상 특성에 따라 별도의 자세 제어 응답 특성이 발생하는 것을 추가적으로 확인하였다. 또한, 본 논문에서는 수시로 결합, 분리를 수행하는 유기적 비행 어레이의 운용 개념을 고려해 동일 제어 이득을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였지만 형상에 따라 제어 이득을 별도로 튜닝 할 수 있다면 제어 성능을 충분히 향상시킬 수 있을 것으로 예측되었다. 본 연구팀의 유기적 비행 어레이에 관한 연구는 본 논문에서 수행한 두 가지의 시뮬레이션 모델 형상 이외에도 가질 수 있는 다양한 형상에 대한 시뮬레이션 모델을 구성해 제어 강건성을 확인하는 연구를 지속적으로 수행하고 있으며 향후에는 실제 제작된 덕티드팬 비행체를 통해 자세 제어 및 경로점 제어 시뮬레이션 결과의 타당성을 추가적으로 검증 할 예정이다[19].

## 후 기

본 연구는 충남대학교 학술연구비와 국방과학연구소의 지원(계약번호 : UD140062)을 받아 수행된 연구입니다.

## References

- 1) Lin, Y., Hyppä, J., and Jaakkola, A., "Mini-UAV-borne LIDAR for fine-scale mapping," *IEEE Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 8, No. 3, May. 2011, pp.426-430.
- 2) Huh, S., Cho, S., and Shim, D. H., "3-D Indoor Navigation and Autonomous Flight of a Micro Aerial Vehicle using a Low-cost LiDAR," *Journal of Korea Robotics Society*, Vol. 9, No. 3, 2014, pp.154-159.(in Korean)
- 3) Chang, J., Choi, H., Lee, S., Park, M., and Lee, C., "Development of GCS for small UAV with Automatic Takeoff and Landing Mode," *Proceedings of 2011 KSAS Fall conference*, 2011, pp.1637-1641.(in Korean)
- 4) <http://www.yamahaprecisionagriculture.com>
- 5) <http://www.amazon.com/b?node=8037720011>
- 6) Bouabdallah, S., Murrieri, p., and Siegwart, R., "Towards Autonomous Indoor Micro VTOL," *Autonomous Robots*, Vol. 18, No. 2, 2005, pp.171-183.
- 7) Jung, Y., and Shim, H., "Trajectory Tracking Methodology Design using  $L_1$  adaptive control for Multirotor UAVs," *Proceedings of 2013 KSAS Fall conference*, 2013, pp.451-456.(in Korean)
- 8) Mukherjee, P., and Waslander, S. L., "Modeling and Multivariable Control Techniques for Small Coaxial Helicopters," *Proceeding of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2011.
- 9) Johnson, Eric N., and Turbe, Michael A., "Modeling, control, and flight testing of a small-ducted fan aircraft," *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 29, No. 4, 2006, pp. 769-779.
- 10) Ryu, M., Cho, L., and Cho, J., "Experimental Study on the Aerodynamic Characteristics of the Ducted fan for the Propulsion of a Small UAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 5, 2012, pp. 413-422.(in Korean)
- 11) Pflimlin, J. M., Soueres, P., and Hamel, T., "Position Control of a Ducted Fan VTOL UAV in Crosswind," *International Journal of Control*, Vol. 80, No. 5, 2007, pp. 666-683.
- 12) Marconi, L., and Naldi, R., "Control of aerial Robots," *IEEE Control Systems*, Vol. 32, No. 4, 2012, pp.43-65.
- 13) Oung, R., and D'Andrea, R., "The Distributed Flight Array," *Mechatronics*, Vol. 21, No. 6, 2011, pp.908-917.
- 14) Abedin, J., and Akmeliawati, R., "Distributed Flight Array of Autonomous Flying Vehicles," *Proceedings of International Conference on Intelligent Unmanned Systems*, Vol. 11, 2015.
- 15) Jeong, J., Oh, B., Kim, S., Suk, J., and

Hong, J., "Dynamic Modeling and Controller Design for Organic Flight Array," Proceedings of 2015 KSAS Spring conference, 2015, pp.700-703.(in Korean)

16) Jeong, J., Kim, S., and Suk, J., "Control System Design for a Ducted-Fan Unmanned Aerial Vehicle Using Linear Quadratic Tracker," *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015.

17) Shtessel, Y., Buffington, J., and Banda, S., "Multiple Timescale Flight Control using

Reconfigurable Sliding Modes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 6, 1999, pp. 873-883.

18) Kim, S., Tsourdos, A., and White, B. A., "Nonlinear Flight Control Systems," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, 2010.

19) Oh, B., "Design of Control System for Organic Flight Array based on Neural Network Controller," Master's Thesis, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea, 2014.