



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

새로운 비퍼지화 기법의 퍼지논리제어기 설계를 통한 쿼드콥터 제어

전자공학과 제어계측공학전공

유 현 호

지도교수 최 병 재

2016년 6월

대구대학교 대학원

새로운 비퍼지화 기법의 퍼지논리제어기 설계를 통한 쿼드콥터 제어

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함.

전자공학과 제어계측공학전공

유 현 호

지도교수 최 병 재

유현호의 공학석사 학위논문을 인준함.

2016년 6월

심사위원장 류 석 환 (인)

심 사 위 원 도 용 태 (인)

심 사 위 원 최 병 재 (인)

대구대학교 대학원

목 차

I. 서 론	1
II. 퀴드콥터 개요	2
1. 퀴드콥터의 모델링	4
2. 퀴드콥터의 제어기	9
III. 퀴드콥터를 위한 퍼지논리제어기 설계	12
1. 2-입력 퍼지논리제어기 설계	12
2. 단순구조 퍼지논리제어기 설계	17
3. 새로운 비퍼지화 기법의 제안	22
1) 기존의 비퍼지화 기법	22
2) 새로운 비퍼지화 기법	24
3) 벡터 합을 이용한 퀴드콥터 퍼지논리제어기 멤버십함수 설계	27
IV. 시뮬레이션 예제	29
1. 시뮬레이션 준비	29
2. Centroid에 의한 2-입력 FLC와 단순구조 FLC	31
3. 벡터 합에 의한 2-입력 FLC와 단순구조 FLC	33
4. 서로 다른 비퍼지화 기법에 의한 2-입력 FLC	35
5. 서로 다른 비퍼지화 기법에 의한 단순구조 FLC	37
6. 비퍼지화기의 수행 시간 비교	39
V. 결론 및 향후 연구 방향	40
참고문헌	41
Abstract	42

표 목차

표 1. 위치제어를 위한 Position FLC의 의미 및 설계사양	13
표 2. 호버링제어를 위한 Hovering FLC의 의미 및 설계사양	13
표 3. Position FLC를 위한 제어 규칙표	16
표 4. Hovering FLC를 위한 제어 규칙표	16
표 5. 단순구조 퍼지논리제어기의 멤버십 함수의 설계사양	19
표 6. 단순구조 퍼지논리제어기의 Position FLC를 위한 제어 규칙표	20
표 7. 단순구조 퍼지논리제어기의 Hovering FLC를 위한 제어 규칙표	20
표 8. 비퍼지화 방법의 기호 설명 표	22
표 9. [Position FLC] 일반적인 방법과 벡터 합 방법의 출력 멤버십 설계사양 비교	27
표 10. [Hovering FLC] 일반적인 방법과 벡터 합 방법의 출력 멤버십 설계사양 비교	27
표 11. 컴퓨터 제원	29
표 12. 쿼드콥터 시스템 적용 기호 설명 표	29
표 13. 비퍼지화기의 수행시간 비교 결과	39

그림 목차

그림 1. 쿼드콥터의 모형	2
그림 2. 쿼드콥터 시스템의 블록다이어그램	2
그림 3. 쿼드콥터의 관성좌표계와 기체좌표계의 관계도	4
그림 4. 2-입력 퍼지논리제어기의 전형적인 구조	12
그림 5. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지 멤버십 함수(edist)	14
그림 6. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지 멤버십 함수(dedist)	14
그림 7. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 출력 퍼지 멤버십 함수(cp_du)	14
그림 8. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지멤버십 함수(eeta)	15
그림 9. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지멤버십 함수(deeta)	15
그림 10. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 출력 퍼지멤버십 함수(ch_eu)	15
그림 11. Position FLC 제어 규칙표의 스쿼대칭 형태	17
그림 12. Hovering FLC 제어 규칙표의 스쿼대칭 형태	17
그림 13. 2-입력 퍼지논리제어기 제어규칙표의 e, de 좌표평면 변환	18
그림 14. 단순구조 퍼지논리제어기를 위한 퍼지멤버십 함수(ed)	20
그림 15. 단순구조 퍼지논리제어기를 위한 퍼지멤버십 함수(ee)	20
그림 16. 단순구조 퍼지논리제어기의 전형적인 구조	21
그림 17. 벡터 합 비퍼지화 방법의 기본 형태	24
그림 18. 벡터 합 비퍼지화 방법의 멤버십함수를 포함한 형태	24
그림 19. 벡터 합 비퍼지화 방법의 멤버십함수 입력 형태	25
그림 20. 벡터 합 비퍼지화 방법의 멤버십함수 출력 형태	26
그림 21. 벡터 합 Position FLC의 출력 멤버십함수(vp_du)	28
그림 22. 벡터 합 Hovering FLC의 출력 멤버십함수(vp_eu)	28
그림 23. 위치제어에 의한 기체이동 경로	30
그림 24. 자세제어에 의한 기체회전	30
그림 25. [FLC 비교(CoG)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교	31
그림 26. [FLC 비교(CoG)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(y) 비교	31
그림 27. [FLC 비교(CoG)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교	31
그림 28. [FLC 비교(CoG)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ϕ) 비교	32
그림 29. [FLC 비교(CoG)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교	32
그림 30. [FLC 비교(CoG)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교	32

그림 31. [FLC 비교(벡터 합)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교	33
그림 32. [FLC 비교(벡터 합)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(y) 비교	33
그림 33. [FLC 비교(벡터 합)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교	33
그림 34. [FLC 비교(벡터 합)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ϕ) 비교	34
그림 35. [FLC 비교(벡터 합)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교	34
그림 36. [FLC 비교(벡터 합)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교	34
그림 37. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교	35
그림 38. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과 (y) 비교	35
그림 39. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과 (z) 비교	35
그림 40. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과 (ϕ) 비교	36
그림 41. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교	36
그림 42. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교	36
그림 43. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교	37
그림 44. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교	37
그림 45. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교	37
그림 46. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ϕ) 비교	38
그림 47. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교	38
그림 48. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교	38

새로운 비퍼지화 기법의 퍼지논리제어기 설계를 통한 쿼드콥터 제어

(요약)

본 논문은 대표적 비선형 시스템인 쿼드콥터 시스템을 제어 대상으로 새로운 방법의 벡터 합 비퍼지화 방법을 적용한 퍼지논리제어기를 제안한다.

먼저 일반적인 퍼지논리제어기 설계 방식인 2-입력 퍼지논리제어기와 이를 기반으로 하나의 입력변수만을 가지는 단순구조 퍼지논리제어기를 설계한다. 2-입력 퍼지논리제어기와 단순구조 퍼지논리제어기에 각각 일반적으로 사용되는 Centroid 비퍼지화 방법과 새로이 제안한 벡터 합 비퍼지화 방법을 적용한다. 2-입력 퍼지논리제어기와 단순구조 퍼지논리제어기의 성능비교를 통한 단순구조 퍼지논리제어기의 유용성을 확인하고, 각 퍼지논리제어기에 적용된 Centroid 비퍼지화 방법과 벡터 합 비퍼지화 방법의 성능비교를 통한 벡터 합 비퍼지화 방법의 유용성을 확인한다.

새로이 설계 및 적용된 퍼지논리제어기의 유용성은 쿼드콥터 시스템에 적용하여 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

I. 서론

1965년 자데 교수에 의해 소개된 퍼지 이론은 맘다니 교수가 제어 분야에 적용하면서 퍼지 논리 제어는 퍼지 이론의 가장 활발한 연구 및 응용분야가 되었다. 퍼지논리 제어기는 다른 제어기에 비교하여 비선형시스템에 강한 특성을 보인다[1]. 그러나 일반적으로 사용되는 PID제어 등의 제어기에 비해 계산량 및 설계의 복잡성 등의 이유로 널리 사용되고 있지 않다[2]. 활발히 연구가 진행되고 있는 쿼드콥터 시스템을 대상으로 기존 퍼지논리제어기에 대해 계산량 축소 및 직관적인 설계 방법을 적용한 퍼지논리제어기를 제안한다. 쿼드콥터 시스템은 4개의 로터를 가진 멀티콥터의 비행체로 수직 이착륙, 조작의 간편성, 비행의 안정성 등에 의한 장점을 가진 대표적인 비선형 시스템이다[3],[4]. 먼저 일반적인 퍼지논리제어기 설계 방식인 2-입력 퍼지논리제어기와 이를 기반으로 하나의 입력변수만을 가지는 단순구조 퍼지논리제어기를 설계한다[5],[6]. 추론방법은 min-max 연산 추론 법을 사용하였으며 원활한 비교를 위해 각 멤버십함수는 동일한 비율의 이등변삼각형의 형태로 5개의 멤버십 함수를 가지도록 설계하였다. 또한 Centroid 방법과 본 논문에서 제안하는 새로운 벡터 합 비퍼지화 방법을 적용한 비퍼지화기를 2-입력 퍼지논리제어기와 단순구조 형태의 퍼지논리제어기에 적용하여 일반적으로 사용되는 무게중심법과 성능을 비교한다.

앞선 내용에 따른 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 쿼드콥터의 소개와 동역학 모델링에 대한 해석 및 제어기에 대해 기술하며, 제3장에서는 퍼지논리제어기 설계와 새로운 비퍼지화 방법인 벡터 합 비퍼지화 방법에 대하여 기술하한다. 다음으로 4장에서는 2-입력 퍼지논리제어기와 단순구조 퍼지논리제어기 및 각 퍼지논리제어기에 적용된 Centroid 비퍼지화 방법과 벡터 합 비퍼지화 방법의 성능비교를 위한 시뮬레이션을 실행한다. 마지막 5장에서는 시뮬레이션 결과로부터 단순구조 퍼지논리제어기와 벡터 합 비퍼지화 방법에 대한 유용성을 점검하고, 제안한 시스템의 우수성과 결론 및 향후 연구 방향을 제시한다.

쿼드콥터 시스템의 동역학 모델링 및 퍼지논리제어기를 제외한 제어기는 기존의 일반적으로 사용되는 모델을 인용하였으며[7],[8],[9],[10], 각 설계된 퍼지논리제어기는 Matlab의 Simulink를 통해 시뮬레이션하였다.

II. 쿼드콥터

쿼드콥터는 드론이라는 이름으로 널리 알려진 무인 항공기로, 무선전파에 의해 제어 비행되는 4개의 로터를 가진 멀티콥터의 비행체로 수직 이착륙, 조종의 간편성, 비행의 안정성 등에 의한 장점을 가진 대표적인 비선형 시스템이다.

쿼드콥터는 네 개의 로터를 가지는 구조이며, 마주보는 로터는 같은 회전방향을 가지고, 인접한 로터는 반대의 회전방향을 가진다. 토크와 반토크를 이용한 비행 원리로, 네 개 로터의 속도를 각각 변화시켜 기체의 상승, 하강, 좌, 우 등 전 방향으로의 비행이 가능하다[11],[12].



그림 1. 쿼드콥터의 모형

본 논문에서는 쿼드콥터의 위치와 각도를 제어하기 위한 퍼지논리제어기를 제외한 컨트롤러 및 쿼드콥터 모델링은 정형화 되어 있는 형태와 수식을 인용하여 사용하였다.

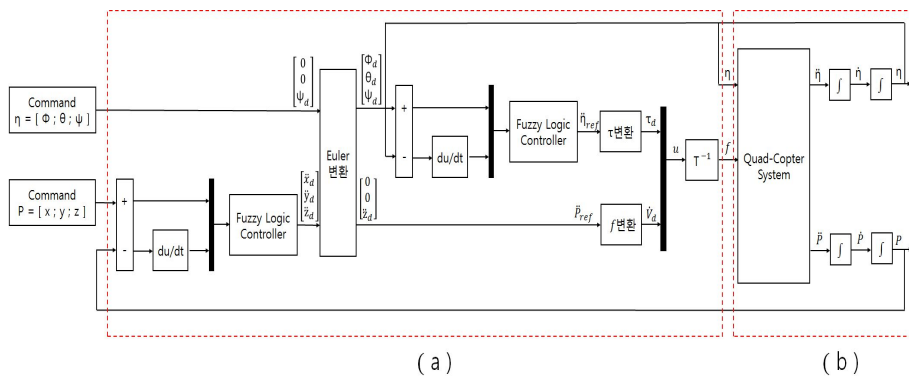


그림 2. 쿼드콥터 시스템의 블록다이어그램

쿼드콥터의 전체 시스템 형태는 [그림 2]와 같다. (a)는 쿼드콥터를 제어하기 위한 제어기이며, (b)는 쿼드콥터의 모델링이다. 이 장에서는 먼저 (b)쿼드콥터의 동역학 모델링을 서술하며, 다음으로 (a)쿼드콥터의 제어기에 대해 서술한다. (a)쿼드콥터의 제어기의 퍼지논리제어기에 대한 설계 및 설명은 다음 장 쿼드콥터를 위한 퍼지논리제어기에서 서술한다.

1. 쿼드콥터의 모델링

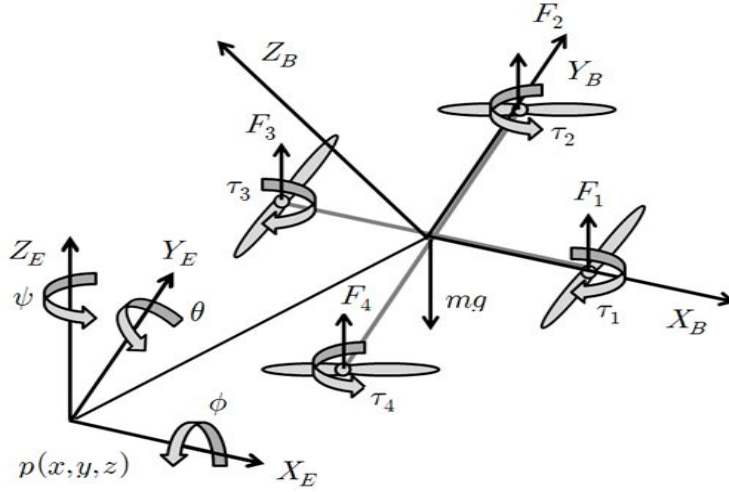


그림 3. 쿼드콥터의 관성좌표계와 기체좌표계의 관계도

[그림 3]의 쿼드콥터의 위치 p 와 오일러각 η 는 아래의 식(1) 및 식(2)와 같이 표현한다.

$$p = [x \ y \ z]^T \quad (1)$$

$$\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2)$$

기체좌표계에서 쿼드콥터의 선속도 v , 쿼드콥터의 각속도 ω 는 아래의 식(3) 및 식(4)와 같다.

$$v = [x \ y \ z]^T \quad (3)$$

$$\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \quad (4)$$

식(1)과 (2)는 아래의 식(5) 및 식(6)과 같이 표현되며, 여기서 행렬 R 및 행렬 C 는 아래에서 정의된다.

$$\dot{p} = Rv \quad (5)$$

$$\omega = C\dot{\eta} \quad (6)$$

회전행렬 R 은 관성좌표계에 대하여 기체좌표계를 회전 변환하는 행렬이며, 아래의 식(7), 식(8)과 같이 정의된다.

$$R = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}, \quad R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}, \quad R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

행렬 C 는 관성 좌표계의 오일러 각속도 성분과 기체좌표계의 각속도 벡터간의 관계를 표현하는 행렬로 다음 관계식 식(9), 식(10), 식(11)로 정의된다.

$$R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R_z(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_z(\psi)R_y(\theta) \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_x^T(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_x^T(\phi)R_y^T(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

회전행렬은 직교행렬이므로 아래의 식(12) 관계식이 성립한다.

$$\dot{R}R^T + RR^T\dot{=} \dot{I} = 0 \quad (12)$$

여기서 $S = \dot{R}R^T$ 라 정의하면, 아래의 식(13)이 만족된다.

$$S + S^T = 0 \quad (13)$$

따라서 회전행렬의 미분은 아래의 식(14)와 같다.

$$\dot{R} = SR \quad (14)$$

그러므로 식(5)와 식(6)은 아래의 식(15) 및 식(16)과 같이 정리된다.

$$\ddot{p} = R\dot{v} + \dot{R}v \quad (15)$$

$$\dot{\omega} = C\ddot{\eta} + \dot{C}\dot{\eta} \quad (16)$$

식(12)에서 표현된 행렬 C 의 미분은 아래 식(17)과 같다.

$$\dot{C} = \left[\frac{\partial C}{\partial \phi} \right] \dot{\phi} + \left[\frac{\partial C}{\partial \theta} \right] \dot{\theta} + \left[\frac{\partial C}{\partial \psi} \right] \dot{\psi} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\dot{\theta} \cos \theta \\ 0 & -\dot{\phi} \sin \phi & \dot{\phi} \cos \phi \cos \theta - \dot{\theta} \sin \phi \sin \theta \\ 0 & -\dot{\phi} \cos \phi & -\dot{\phi} \sin \phi \cos \theta - \dot{\theta} \sin \phi \sin \theta \end{bmatrix} \quad (17)$$

이에 따라 식(15)를 다시 정리하면 아래 식(18)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\ddot{p} = \dot{R}(\dot{v} + \omega \times v) \quad \because \dot{R}v = \omega \times (Rv) \quad (18)$$

m 을 쿼드콥터의 질량, I 를 쿼드콥터의 관성 모멘트라 하면, 쿼드콥터에 작용하는 힘과 모멘트 보존 법칙으로부터 아래의 식(19) 및 식(20)가 유도된다.

$$m\dot{v} + \omega \times (mv) = F + F_g \quad (19)$$

$$I\dot{\omega} + \omega \times I\omega = Q - Q_G \quad (20)$$

위 식(18)에서 $\omega \times (mv)$ 는 구심력이고, $M = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega$ 은 모멘트에 대한 오일러 방정식이다. 3차원 공간에서 한 점이 고정된 강체에 토크(회전력)가 가해졌을 때의 관성 모멘트 텐서는 아래의 식(21)과 같다.

$$I = \begin{pmatrix} I_1 & & \\ & I_2 & \\ & & I_3 \end{pmatrix} \quad (21)$$

강체에 가해진 토크 $\tau = (\tau_1, \tau_2, \tau_3)$ 는 강체의 각속도 $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ 로부터 아래의 식(22), 식(23), 식(24)와 같이 표현된다.

$$\tau_1 = I_1 \dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 \quad (22)$$

$$\tau_2 = I_2 \dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3) \omega_3 \omega_1 \quad (23)$$

$$\tau_3 = I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 \quad (24)$$

쿼드콥터는 선 대칭적으로 설계되기 때문에 관성 모멘트는 아래의 식(23)과 같다. 여기서 $I_{xx} = I_{yy}$ 이다.

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (23)$$

관성좌표계에서 표시되는 중력벡터 g^0 와 기체좌표계로 회전한 관성좌표계의 중력벡터 F_g 는 아래의 식(24) 및 (25)와 같다. F_g 는 쿼드콥터에 작용하는 중력으로 기체좌표계에서 표시되므로, 관성좌표계에서 표시되는 중력벡터를 기체좌표계로 회전해야한다.

$$g^0 = [0 \quad 0 \quad -g]^T \quad (24)$$

$$F_g = m R^T g^0 \quad \because R^T = R^{-1} \quad (25)$$

Q_G 는 자이로 이펙트로, 쿼드콥터의 4개 로터의 각속도 $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ 로부터 아래의 식(26)과 같이 정의된다. 여기서 I_R 은 로터의 관성 모멘트이다.

$$Q_G = \omega \times I_R \Omega_G, \quad \Omega_G = [0 \quad 0 \quad \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4]^T \quad (26)$$

쿼드콥터의 제어를 위해 가해주는 힘과 모멘트인 F 와 Q 는 아래의 식(27) 및 식(28)과 같다. 여기서 $F_i = k_i \Omega_G^2$, $\tau = k_d \Omega_i^2$ 이고, k_i , k_d 는 각각 로터의 각속도 Ω_i 와 관계되는 추력과 토크 상관계수이다.

$$F = [0 \ 0 \ F_1 + F_2 + F_3 + F_4] \quad (27)$$

$$Q = [\ell(F_4 - F_2) \ \ell(F_3 - F_1) \ \tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4]^T \quad (28)$$

지금까지 유도한 식들을 재정리하여 관성좌표계에서 쿼드콥터의 가속도에 관한 식으로 유도하면 식(29) 및 식(30)을 얻을 수 있다.

$$mR^T \ddot{p} = F + mR^T g^0 \quad (29)$$

$$\ddot{p} = g^0 + \frac{1}{m} RF \quad (30)$$

이들 식을 재정리하여 관성 좌표계에서 쿼드콥터의 각가속도에 관한 식으로 정리하면, 아래의 식(31) 및 식 (32)를 얻을 수 있다.

$$I(C\ddot{\eta} + \dot{C}\dot{\eta}) + C\dot{\eta} \times (I\dot{C}\dot{\eta}) = Q - C\dot{\eta} \times I_R \Omega_G \quad (31)$$

$$\ddot{\eta} = (IC)^{-1} (Q - I\dot{C}\dot{\eta} - C\dot{\eta} \times (I\dot{C}\dot{\eta} + I_R \Omega_G)) \quad (32)$$

2. 쿼드콥터의 제어기

쿼드콥터의 x, y, z, ψ 를 제어하기 위한 컨트롤러 부분으로, $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}, \psi$ 를 제어하기 위한 컨트롤러이다.

먼저 오일러변환을 통해 쿼드콥터의 가속도 \ddot{x}_d, \ddot{y}_d 와 ϕ_d, θ_d 의 관계식을 유도한다. 기체좌표계 상에서 쿼드콥터는 x, y 축 방향으로 힘을 발생할 수 없으며, 쿼드콥터에 작용하는 중력가속도 g_z 를 \ddot{z} 에 보상하면 아래의 식(33)으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \ddot{v}_z \end{bmatrix} \quad (33)$$

위 식(33)을 정리하면 아래의 식(34)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \dot{V}_z(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \\ \ddot{y} &= \dot{V}_z(\cos\phi\sin\theta\sin\psi + \sin\phi\cos\psi) \\ \ddot{z} - g_z &= \dot{V}_z\cos\phi\cos\theta \end{aligned} \quad (34)$$

위 식(34)를 다시 sin함수와 tan함수로 정리하면 아래 식(35)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \sin\phi &= \frac{\ddot{x}\sin\psi - \ddot{y}\cos\psi}{\sqrt{\ddot{x}^2 + \ddot{y}^2 + (\ddot{z} - g_z)^2}} \\ \tan\theta &= \frac{\ddot{x}\cos\psi + \ddot{y}\sin\psi}{\ddot{z} - g_z} \end{aligned} \quad (35)$$

sin과 tan함수는 0° 부근에서 $\sin\phi \approx \phi$, $\tan\theta \approx \theta$ 으로 선형화할 수 있으며, 이에 따라 위 식(35)는 아래의 식(36)과 같이 근사화할 수 있다.

$$\phi_d \approx \frac{\ddot{x}_d\sin\psi_d - \ddot{y}_d\cos\psi_d}{\sqrt{\ddot{x}_d^2 + \ddot{y}_d^2 + (\ddot{z}_d - g_z)^2}}, \quad \theta_d \approx \frac{\ddot{x}_d\cos\psi_d + \ddot{y}_d\sin\psi_d}{\ddot{z}_d - g_z} \quad (36)$$

다음으로 τ 변환에 대해 설명한다. τ 변환은 관성 좌표계에서의 각가속도와 기체좌표계에서의 토크에 대한 관계식을 구하기 위해 사용한다. 먼저 토크와 각속도, 각가속도 간의 관계식은 아래 식(37)과 같다.

$$\tau = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \quad (37)$$

위 식(37)에 식(6)과 식(16)을 대입하여 정리하면 아래 식(38)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau = IC\dot{\eta} + IC\ddot{\eta} + C\dot{\eta} \times (IC\dot{\eta}) \quad (38)$$

위에서 구한 식(38)에서 $IC\dot{\eta}$ 와 $C\dot{\eta} \times (IC\dot{\eta})$ 를 외란으로 생각하고 무시하면, 관성 좌표계에서의 각가속도인 $\ddot{\eta}_{ref}$ 와 기체좌표계에서의 토크인 τ_d 에 대한 관계식을 아래 식(39)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau_d \approx IC\ddot{\eta}_{ref} \quad (39)$$

f 변환은 관성 좌표계에서의 가속도 \ddot{P}_{ref} 와 기체좌표계에서의 가속도 \dot{v}_d 에 대한 관계식을 얻기 위해 사용한다. 위 쿼드콥터의 동역학 모델링에 따라 위 식(18)을 새로 정리하면 아래 식(40)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\ddot{p} = \dot{R}v + R\dot{v} = \omega \times Rv + R\dot{v} \quad (40)$$

위 식(40)에 식(6)을 이용하여 ω 를 소거하고 \dot{v} 에 대해 정리하면 아래 식(41)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{v} = R^{-1}(\ddot{p} - C\dot{n} \times Rv) \quad (41)$$

위 식(41)에서 $C\dot{n} \times Rv$ 은 외란으로 무시하면, 관성 좌표계에서의 가속도 (\ddot{P}_{ref})와 기체좌표계에서의 가속도 (\dot{v}_d)에 대한 관계식인 식(42)를 얻을 수 있다.

$$v_d \approx R^{-1} p_{ref} \quad (42)$$

T^{-1} 의 계산은 쿼드콥터에 장착된 4개의 로터 회전으로부터 발생한 힘 f_1, f_2, f_3, f_4 이 쿼드콥터에 미치는 영향에 대한 관계식은 아래 식(43)과 같다.

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \ddot{z}_v \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix}}_u = \underbrace{\begin{bmatrix} \ddot{z}_v \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix}}_T = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{1}{m} & \frac{1}{m} & \frac{1}{m} & \frac{1}{m} \\ 0 & l & 0 & -l \\ -l & 0 & l & 0 \\ r & -r & r & -r \end{bmatrix}}_T \underbrace{\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix}}_f \quad (43)$$

여기서 m 은 쿼드콥터의 질량, l 은 서로 마주보는 두 로터간의 거리, r 은 힘과 모멘트 간의 상관 계수이며, 위 식(43)을 $f = T^{-1}u$ 로 정리하여 f 를 구할 수 있다.

III. 쿼드콥터를 위한 퍼지논리제어기 설계

1. 2-입력 퍼지논리제어기 설계

일반적인 퍼지논리제어기의 구조로는 오차와 오차의 변화를 입력변수로 하고, 제어 입력을 출력변수로 하는 형태로 이를 2-입력 퍼지논리제어기라고도 하며, 기존의 PI 제어기 혹은 PD제어기의 제어 원리와 유사하다[13]. 2-입력 퍼지논리제어기의 전형적인 구조는 [그림 3]과 같다.

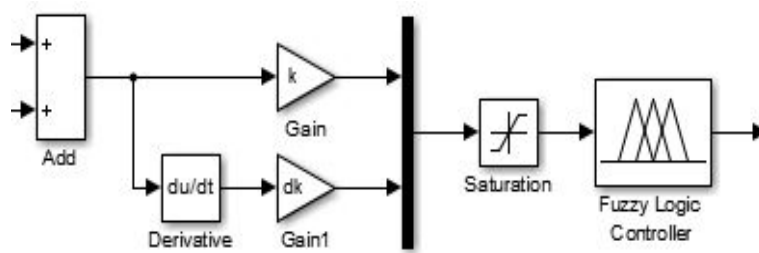


그림 4. 2-입력 퍼지논리제어기의 전형적인 구조

쿼드콥터는 위치제어와 균형제어가 요구된다. 위치제어는 목표점까지의 이동을 위한 제어를 의미하고, 균형제어는 일정한 고도에서 균형을 유지할 수 있는 호버링제어를 의미한다. 이에따라 위치제어를 위한 퍼지논리제어기를 “Position FLC” 그리고 균형제어를 위한 퍼지논리제어기를 “Hovering FLC”로 정하여 각각의 퍼지논리제어기를 설계하였다. Position FLC와 Hovering FLC의 입력변수와 출력변수의 의미 그리고 설계사양은 [표 1]과 [표 2]로 나타내었다.

본 논문에서 설계의 용이성을 위해 퍼지논리제어기의 입력단에 Saturation을 추가하여 입력 범위를 -1에서 1사이의 값으로 임의 조정하였으며, 출력범위 또한 -1에서 1사이의 값으로 설정하였다. 각 퍼지논리제어기의 의미와 설계사양은 아래 [표 1] 및 [표 2]에 서술하였다.

표 1. 위치제어를 위한 Position FLC의 의미 및 설계사양

edist			dedist			cp_du		
현재 위치와 설정위치의 오차			오차에 대한 변화량			관성좌표계에서 표현되는 쿼드콥터의 가속도		
(+)매우크다	PBD	1	(+)매우크다	PBED	1	(+)매우크다	CP_PB	1
(+)조금크다	PSD	0.5	(+)조금크다	PSED	0.5	(+)조금크다	CP_PS	0.5
적당하다	ZD	0	적당하다	ZED	0	적당하다	CP_Z	0
(-)조금크다	NSD	-0.5	(-)조금크다	NSED	-0.5	(-)조금크다	CP_NS	-0.5
(-)매우크다	NBD	-1	(-)매우크다	NBED	-1	(-)매우크다	CP_NB	-1

표 2. 호버링제어를 위한 Hovering FLC의 의미 및 설계사양

eeta			deeta			ch_eu		
쿼드콥터의 현재 각도와 설정각도의 오차			오차에 대한 변화량			기체좌표계에서의 토크		
(+)매우크다	PBE	1	(+)매우크다	PBEE	1	(+)매우크다	CH_PB	1
(+)조금크다	PSE	0.5	(+)조금크다	PSEE	0.5	(+)조금크다	CH_PS	0.5
적당하다	ZE	0	적당하다	ZEE	0	적당하다	CH_Z	0
(-)조금크다	NSE	-0.5	(-)조금크다	NSEE	-0.5	(-)조금크다	CH_NS	-0.5
(-)매우크다	NBE	-1	(-)매우크다	NBEE	-1	(-)매우크다	CH_NB	-1

Position FLC의 입력 및 출력 퍼지 멤버십 함수는 이등변삼각형의 형태로 [표 1] 멤버십 함수의 설계사양에 따라 [그림 5], [그림 6], [그림 7]과 같이 설계하였다.

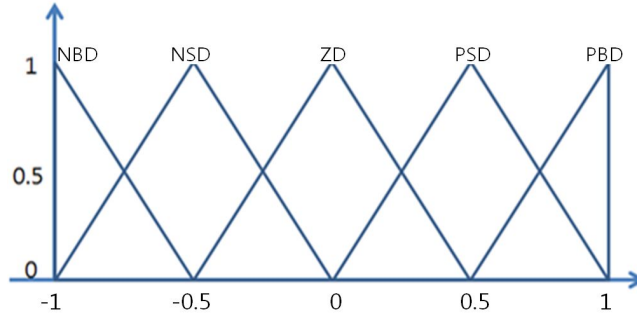


그림 5. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지 멤버십 함수(edist)

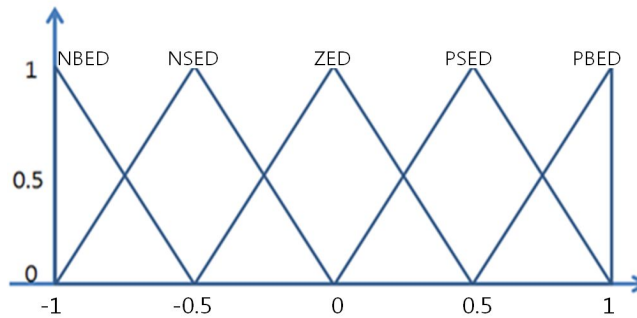


그림 6. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지 멤버십 함수(dedist)

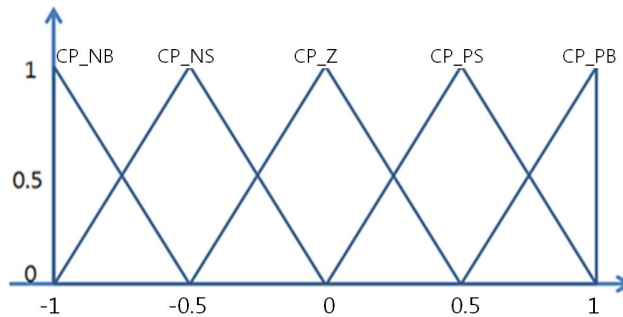


그림 7. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 출력 퍼지 멤버십 함수(cp_du)

Hovering FLC의 입력 및 출력 퍼지 멤버십 함수 또한 동일한 이등변삼각형 형태로 [표 2] 멤버십 함수의 의미와 같이 [그림 8], [그림 9], [그림 10]과 같이 설계하였다.

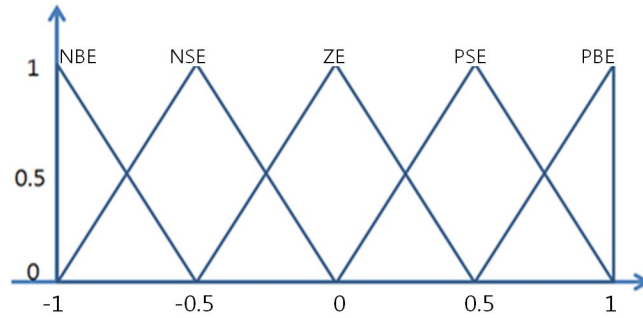


그림 8. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지멤버십 함수(eeta)

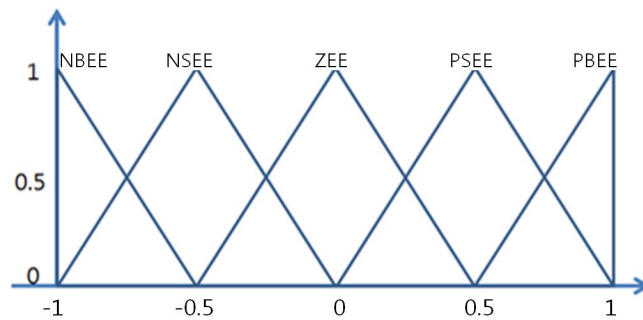


그림 9. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 입력 퍼지멤버십 함수(deeta)

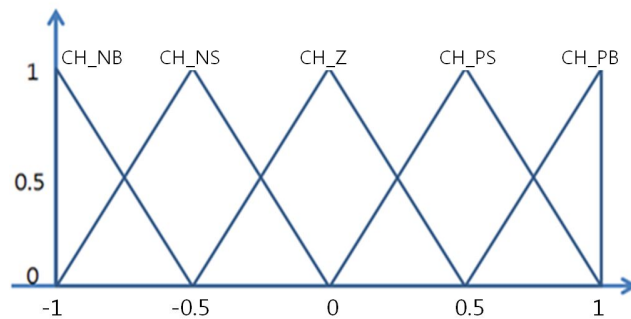


그림 10. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 출력 퍼지멤버십 함수(ch_eu)

2-입력 퍼지논리제어기의 Position FLC의 제어 규칙표와 Hovering FLC의 제어 규칙은 [표 3], [표 4]와 같다.

표 3. Position FLC를 위한 제어 규칙표

dedist edist	NBED	NSED	ZED	PSED	PBED
PBD	CP_Z	CP_PS	CP_PS	CP_PB	CP_PB
PSD	CP_NS	CP_Z	CP_PS	CP_PS	CP_PB
ZD	CP_NS	CP_NS	CP_Z	CP_PS	CP_PS
NSD	CP_NB	CP_NS	CP_NS	CP_Z	CP_PS
NBD	CP_NB	CP_NB	CP_NS	CP_NS	CP_Z

표 4. Hovering FLC를 위한 제어 규칙표

deeta eeta	NBEE	NSEE	ZEE	PSEE	PBEE
PBE	CH_Z	CH_PS	CH_PS	CH_PB	CH_PB
PSE	CH_NS	CH_Z	CH_PS	CH_PS	CH_PB
ZE	CH_HNS	CH_NS	CH_Z	CH_PS	CH_PS
NSE	CH_NB	CH_NS	CH_NS	CH_Z	CH_PS
NBE	CH_NB	CH_NB	CH_NS	CH_NS	CH_Z

2. 단순구조 퍼지논리제어기 설계

단순구조 퍼지논리제어기는 앞서 설계된 2-입력 퍼지논리제어기를 기반으로 설계된다. 2-입력 퍼지논리제어기의 Position FLC와 Hovering FLC 모두 제어 규칙표에 제시된 출력변수의 제어 동작이 스큐 대칭인 것을 확인할 수 있다.

dedist edist	NBED	NSED	ZED	PSED	PBED
PBD	CP_Z	CP_PS	CP_PS	CP_PB	CP_PB
PSD	CP_NS	CP_Z	CP_PS	CP_PS	CP_PB
ZD	CP_NS	CP_NS	CP_Z	CP_PS	CP_PS
NSD	CP_NB	CP_NS	CP_NS	CP_Z	CP_PS
NBD	CP_NB	CP_PB	CP_NS	CP_NS	CP_Z

그림 11. Position FLC 제어 규칙표의 스큐 대칭 형태

deeta eeta	NBEE	NSEE	ZEE	PSEE	PBEE
PBE	CH_Z	CH_PS	CH_PS	CH_PB	CH_PB
PSE	CH_NS	CH_Z	CH_PS	CH_PS	CH_PB
ZE	CH_NS	CH_NS	CH_Z	CH_PS	CH_PS
NSE	CH_NB	CH_NS	CH_NS	CH_Z	CH_PS
NBE	CH_NB	CH_PB	CH_NS	CH_NS	CH_Z

그림 12. Hovering FLC 제어 규칙표의 스큐 대칭 형태

[그림 11], [그림 12]와 같이 Position FLC와 Hovering FLC의 제어규칙표는 Z(zero)라는 대각 성분의 제어 동작을 중심으로 제어 규칙의 부호가 서로 반대이고, Z라는 대각성분에서 멀어질수록 제어 동작의 크기 더 강해진다는 사실을 확인할 수 있다. 이러한 2-입력 퍼지논리제어기가 가졌던 주요한 특성을 이용하여 기존의 2-입력 퍼지논리제어기가 가졌던 주요한 특성을 이용하여 단일 입력의 단순구조 퍼지논리제어기를 설계하였다.

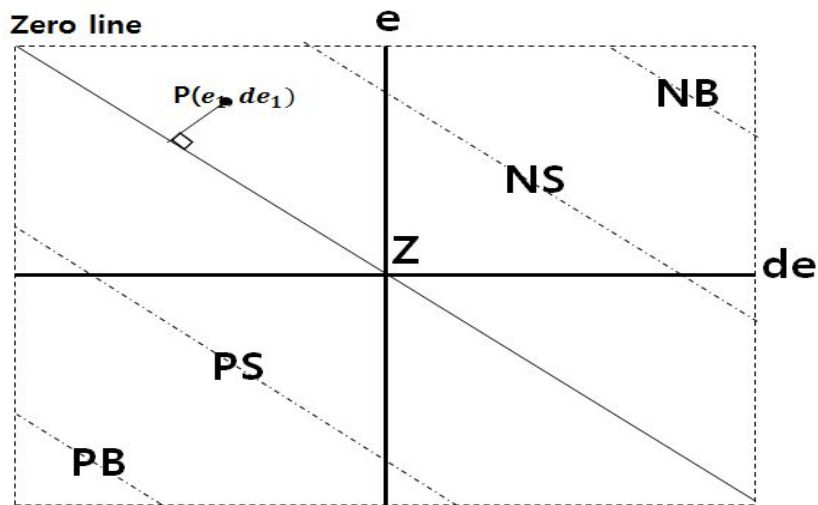


그림 13. 2-입력 퍼지논리제어기 제어규칙표의 e, de 좌표평면 변환

스큐 대칭의 특성을 지닌 2-입력 퍼지논리제어기의 제어규칙표를 e, de의 좌표평면으로 변환을 하면 [그림 13]과 같이 나타낼 수 있다. 위 [그림 13]에서 e와 de는 퍼지논리제어기의 입력변수에 해당되며, p는 출력변수이다. 이를 통해 점과 직선의 거리공식을 이용하여 2-입력 퍼지논리제어기를 단일입력 형태인 단순구조 퍼지논리제어기로 설계할 수 있다.

Position FLC와 Hovering FLC를 위한 단일 입력의 단순구조 퍼지논리제어기에 사용될 입력변수를 각각 ed와 ee 라고 하면, 이들은 기존의 2-입력 퍼지논리제어기의 제어 규칙표로부터 아래의 식(44), 식(45)로 유도해 낼 수 있다.

$$ed = \frac{edist + k \times dedist}{\sqrt{1 + k^2}} \quad (44)$$

$$ee = \frac{eeta + l \times deeta}{\sqrt{1 + l^2}} \quad (45)$$

여기서 k 와 l 은 스케일링 변수이고, 두 개의 스위칭 직선은 각각 식(46) 및 식(47)와 같다.

$$edist + k \times dedist = 0 \quad (46)$$

$$eeta + l \times deeta = 0 \quad (47)$$

스케일 변수 k 와 l 은 2-입력 퍼지논리제어기의 퍼지 멤버십 함수 설계 시 유용성을 위해 -1에서 1사이의 값으로 설계하였으므로, Position FLC의 제어 규칙표인 [표 3]을 예로 x , y 좌표평면으로 놓았을 때 k 는 1이 됨을 알 수 있다. 이와 마찬가지로 l 또한 1이 됨을 알 수 있다.

쿼드콥터의 제어를 위한 단순구조 퍼지논리제어기의 입력변수는 각각 5개의 퍼지멤버십 함수로 설정하였으며, 성능비교를 위해 2-입력 퍼지논리제어기와 대칭되는 멤버십 함수의 형태와 구간으로 설계하였다. 또한 출력함수인 du 와 eu 는 동일하게 설계하였다. 위 내용에 따른 단순구조 퍼지논리제어기 Position FLC와 Hovering FLC의 멤버십 함수의 설계사양은 [표 5]과 같다.

표 5 단순구조 퍼지논리제어기의 멤버십 함수의 설계사양

mean	value	ed	ee
(+)매우크다	1.414	P_PB	H_PB
(+)조금크다	0.707	P_PS	H_PS
적당크다	0	P_Z	H_Z
(-)조금크다	-0.707	P_NS	H_NS
(-)매우크다	-1.414	P_NB	H_NB

단순구조 퍼지논리제어기 Position FLC와 Hovering FLC의 입력 퍼지 멤버십 함수는 2-입력 퍼지논리제어기와 동일하게 이등변삼각형의 형태로 [표 5] 멤버십 함수의 설계사양에 따라 [그림 14], [그림 15]와 같이 설계하였다.

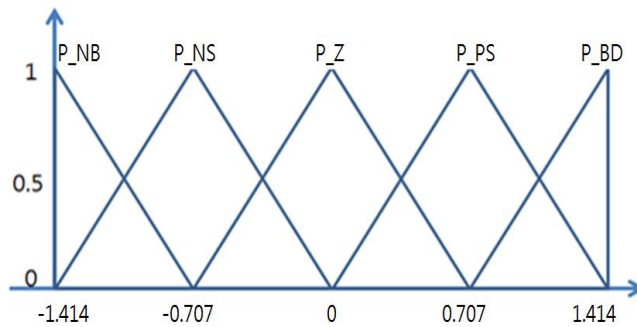


그림 14. 단순구조 퍼지논리제어를 위한 퍼지멤버십 함수(ed)

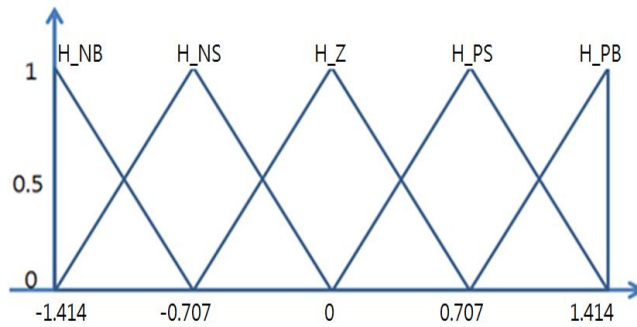


그림 15. 단순구조 퍼지논리제어를 위한 퍼지멤버십 함수(ee)

쿼드콥터 제어를 위한 단순구조 퍼지논리제어기 Position FLC와 Hovering FLC의 제어 규칙표는 [표 6], [표 7]과 같다.

표 6 단순구조 퍼지논리제어기의 Position FLC를 위한 제어 규칙표

ed	P_NB	P_NS	P_Z	P_PS	P_PB
cp_du	CP_NB	CP_NS	CP_Z	CP_PS	CP_PB

표 7 단순구조 퍼지논리제어기의 Hovering FLC를 위한 제어 규칙표

ee	H_NB	H_NS	H_Z	H_PS	H_PB
cp_eu	CH_NB	CH_NS	CH_Z	CH_PS	CH_PB

2-입력 퍼지논리제어기는 위와같이 단순구조 퍼지논리제어기로 변환 시 25개의 제어규칙이 5개로 줄어든 것을 확인할 수 있다. 이는 퍼지논리제어기의 계산량과 비례하며, 줄어든 제어규칙 만큼 계산량이 줄어든다.

위 내용에 따른 단순구조 퍼지논리제어기의 전형적인 구조는 [그림 16]과 같이 나타낼 수 있다.

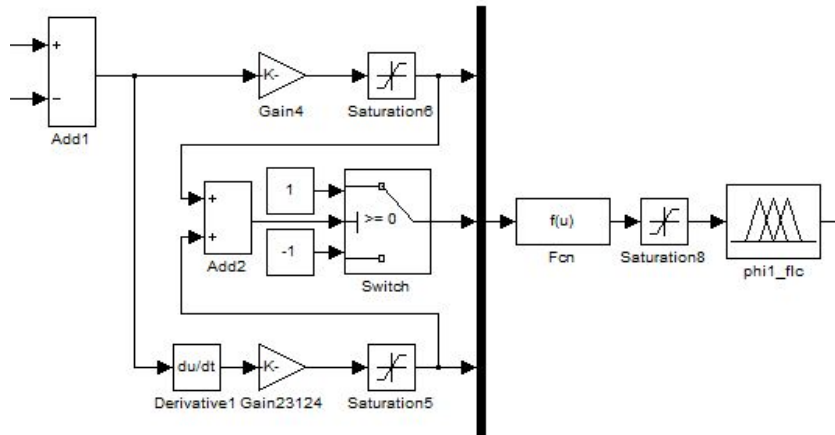


그림 16 단순구조 퍼지논리제어기의 전형적인 구조

3. 새로운 비퍼지화 기법의 제안

비퍼지화는 퍼지화의 역기능으로, 제어입력의 전체집합에 정의된 퍼지집합인 퍼지 추론 결과로부터 전체 제어 시스템의 제어입력인 조작량으로 적당한 어떤 수치 값 (crisp number data)으로 변화시키는 과정이다. 즉, 제어출력의 가능성 분포를 표시하는 퍼지집합으로부터 가장 효과적인 제어기 출력의 값을 결정하는 과정이다.

1) 기존의 비퍼지화 기법

비퍼지화 방법에는 여러 가지가 있으며, 대표적인 비퍼지화 방법으로는 무게중심법 (center-of-gravity method), 합중심법(center of sums method), 높이법(height method), 최대 면적 중심법(center-of-largest-area method), 최대치평균법(middle of maxiam method) 등을 들 수 있다.

표 8 비퍼지화 방법의 기호 설명 표

U	Discrete Universe of Discourse
u_i	Generic Element in U , $i = 1, \dots, l$
C_j	Fuzzy subset in U , $j = 1, \dots, l$
m_{c_j}	Membership Function of C_j
$m_{c'_j}$	Clipped Fuzzy subset over U
f_k	Height of m_{c_k} Degree of Compatibility of the k-th rule antecedent
$M^{(k)}$	Peak value of $m_{c_{k'}}$ = Peak value of m_{c_k}
m_{c^0}	Membership Function of the union of C'_j $C^0 = \bigcup_{i=1}^n C'_i$

먼저 합중심법은 중첩되는 면적이 있는 경우, 중첩되는 경우의 수만큼 중복하여 면적계산에 반영된다. 무게중심법과 유사하면서도 중첩부분에 대한 처리가 다소 다르지만, 계산시간이 빠르다. 비퍼지화 값인 u_0 는 식(48)로 구해진다.

$$u_0 = \frac{\sum_{i=1}^l u_i \sum_{k=1}^n m_{c'_k}(u_i)}{\sum_{i=1}^n \sum_{k=1}^n u_i m_{c'_k}(u_i)} \quad (48)$$

높이법은 간단하고 빠른 처리방법으로, 비퍼지화 값인 u_0 는 식(49)로 구해진다.

$$u_0 = \frac{\sum_{k=1}^n M^{(k)} f_k}{\sum_{k=1}^n f_k} \quad (49)$$

최대치 평균법으로 소속함수 값이 최대인 변수값들의 중간치 또는 평균치를 취하는 방법으로, 비퍼지화 값인 u_0 는 식(50)으로 구해진다.

$$u_0 = \frac{\inf_{u \in U} \{u/m_c(u) = hgtu\} + \sup_{u \in U} \{u/m_c(u) = hgtu\}}{2} \quad (50)$$

무게중심법은 가장 많이 쓰이는 비퍼지화 방법으로, 계산된 u_0 는 주어진 퍼지집합 c^0 를 가장 잘 대표하는 숫자값 중의 하나로 간주되고 있으나, 계산이 복잡하여 추론결과를 얻는데 시간이 걸리는 단점이 있다. 비퍼지화 값인 u_0 는 식(51)로 구해진다.

$$u_0 = \frac{\int u m_{c^0}(u) du}{\int m_{c^0}(u) du} \quad (51)$$

2) 새로운 비퍼지화 기법

기존의 일반적인 비퍼지화 방법과 달리, 직관적이며 간략한 계산으로 출력값을 구할 수 있는 ‘벡터 합’ 비퍼지화 방법을 제안한다.

기존 출력 멤버십 함수의 형태와 달리 제안하는 벡터 합 비퍼지화 방법은 [그림 17]과 같이 출력 멤버십함수는 x, y 평면에서 호의 형태를 지닌다.

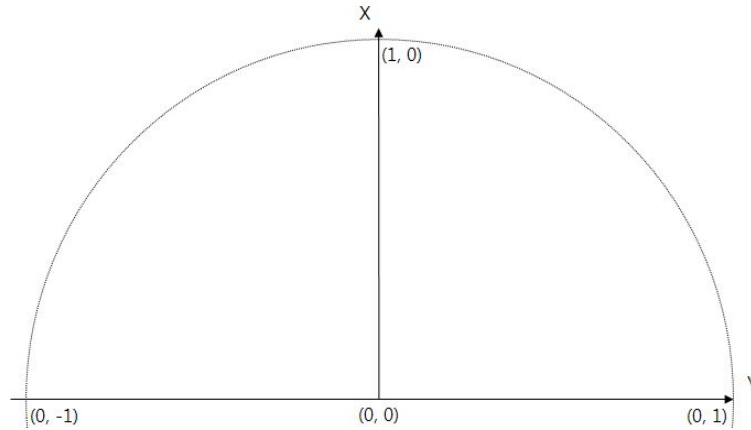


그림 17. 벡터 합 비퍼지화 방법의 기본 형태

멤버십 함수의 설정은 $Mf(1), Mf(2), \dots, Mf(n)$ 으로, 각각 x 축과 이루는 각도 $\theta(1), \theta(2), \dots, \theta(n)$ 를 통해 radian값으로 [그림 18]과 같이 설계된다.

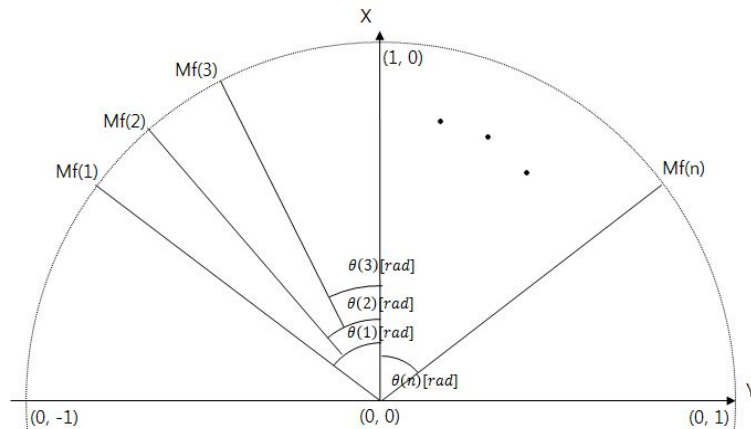


그림 18. 벡터 합 비퍼지화 방법의 멤버십함수를 포함한 형태

멤버십 함수의 길이는 Min-Max 계산을 통한 출력 멤버십 함수의 소속값과 같으며, 이는 최대 1의 길이 값을 갖게 된다. 각 입력된 0에서 1사이의 소속값 $l(i)$ 과 x축과의 각도 $\theta(i)$ 를 가진 출력 멤버십 함수의 값은 좌표평면에서의 벡터로 나타낸다. 예로써 $Mf(1)$ 과 $Mf(2)$ 를 제외한 $Mf(3) \cdots Mf(n)$ 의 소속값이 0이라 가정하였을 때의 표현은 [그림 19]와 같다.

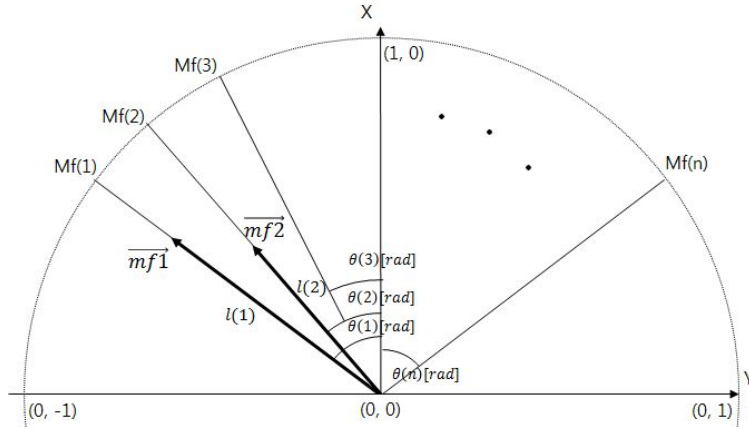


그림 19. 벡터 합 비퍼지화 방법의 멤버십함수 입력 형태

출력 멤버십 함수는 벡터 $\overrightarrow{V_{mf_i}}$ 로 표현되며, 위 설계 방법을 통한 각 멤버십 함수의 θ 와 소속값 길이 l 을 통해 벡터형 출력 멤버십 함수는 아래 식(52)와 같이 $\overrightarrow{V_{mf_i}}(x_i, y_i)$ 로 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \overrightarrow{V_{mf1}}(x_1, y_1) &= \overrightarrow{V_{mf1}}(l(1) * \cos\theta(1), l(1) * \sin\theta(1)), \\
 \overrightarrow{V_{mf2}}(x_2, y_2) &= \overrightarrow{V_{mf2}}(l(2) * \cos\theta(2), l(2) * \sin\theta(2)), \\
 &\vdots \\
 \overrightarrow{V_{mf_n}}(x_n, y_n) &= \overrightarrow{V_{mf_n}}(l(n) * \cos\theta(n), l(n) * \sin\theta(n))
 \end{aligned} \tag{52}$$

다음으로 벡터로 표현한 각 출력 멤버십 함수 값들을 식(53)과 같이 더하여, $\vec{u}(x,y)$ 벡터를 구한다.

$$\vec{u}(x,y) = \sum_{i=1}^n \overrightarrow{V_{mf(i)}}(x_i, y_i) \quad (53)$$

위에서 구한 $\vec{u}(x,y)$ 의 형태는 [그림 20]과 같이 표현된다.

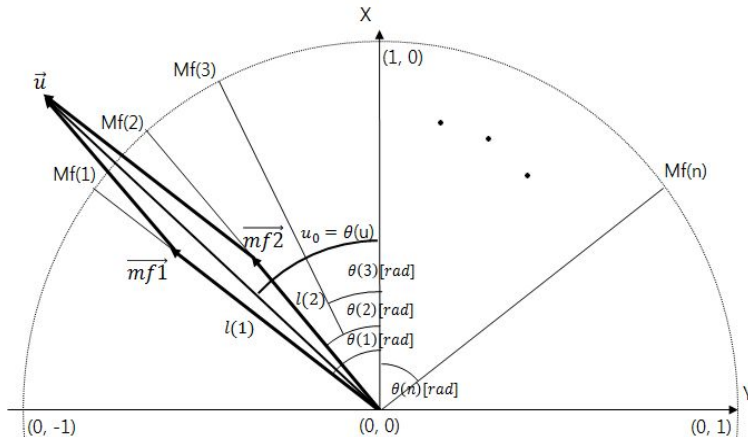


그림 20. 벡터 합 비퍼지화 방법의 멤버십함수 출력 형태

마지막으로 비퍼지화 값인 u_0 는 위에서 구한 $\vec{u}(x,y)$ 가 x축과 이루는 각도인 식(54)로 구해진다.

$$u_0 = \text{actan2}(x,y) = \theta_u [\text{radian}] \quad (54)$$

3) 벡터 합을 이용한 퀴드콥터 퍼지논리제어기 멤버십 함수 설계

위에서 제시한 벡터 합 비퍼지화 방법을 이용하여 퀴드콥터 제어를 위한 퍼지논리 제어기 멤버십 함수의 출력 멤버십 함수를 설계한다. 앞서 설계된 Position FLC의 출력 변수 cp_du는 vp_du로 대칭되고, Hovering FLC의 출력 변수 ch_eu는 vh_eu로 대칭되며, 이는 [표 9], [표 10]과 같이 설계하였다.

표 9 [Position FLC] 일반적인 방법과 벡터 합 방법의 출력 멤버십 설계사양 비교

cp_du			vp_du		
(+)매우크다	CP_PB	1	(+)매우크다	VP_PB	1 [rad]
(+)조금크다	CP_PS	0.5	(+)조금크다	VP_PS	0.5 [rad]
적당하다	CP_Z	0	적당하다	VP_Z	0 [rad]
(-)조금크다	CP_NS	-0.5	(-)조금크다	VP_NS	-0.5 [rad]
(-)매우크다	CP_NB	-1	(-)매우크다	VP_NB	-1 [rad]

표 10 [Hovering FLC] 일반적인 방법과 벡터 합 방법의 출력 멤버십 설계사양 비교

ch_eu			vh_eu		
(+)매우크다	CH_PB	1	(+)매우크다	VH_PB	1 [rad]
(+)조금크다	CH_PS	0.5	(+)조금크다	VH_PS	0.5 [rad]
적당하다	CH_Z	0	적당하다	VH_Z	0 [rad]
(-)조금크다	CH_NS	-0.5	(-)조금크다	VH_NS	-0.5 [rad]
(-)매우크다	CH_NB	-1	(-)매우크다	VH_NB	-1 [rad]

Position FLC의 벡터형 출력 퍼지 멤버십 함수는 [표 9]의 멤버십 함수의 의미와 같이 [그림 21]의 형태로 설계되었으며, Hovering FLC 또한 [표 10]의 멤버십 함수의 의미와 같이 [그림 22]의 형태로 설계하였다.

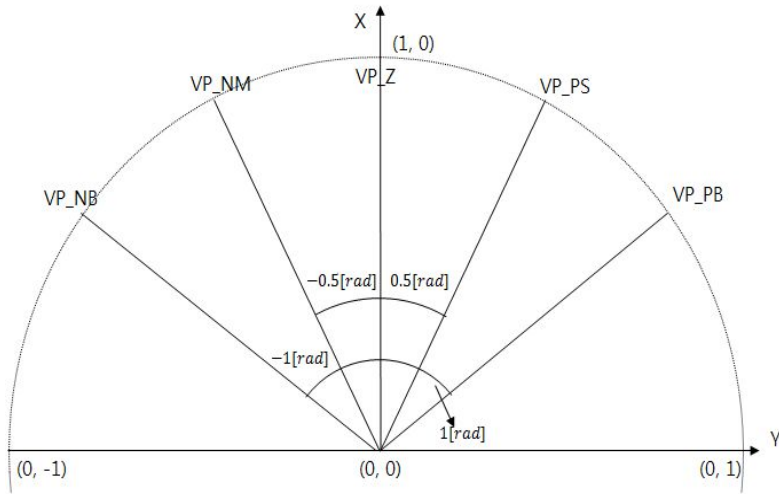


그림 21. 벡터 합 Position FLC의 출력 멤버십 함수(vp_du)

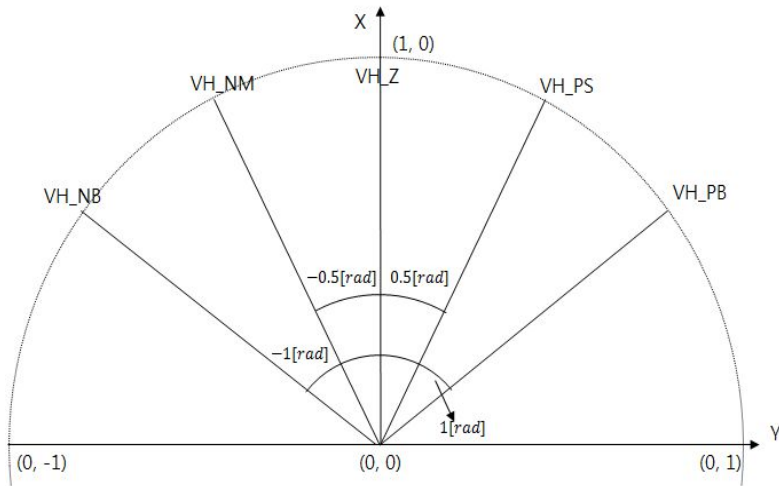


그림 22. 벡터 합 Hovering FLC의 출력 멤버십 함수(vp_eu)

IV. 시뮬레이션 예제

1. 시뮬레이션 준비

본 논문에서 시뮬레이션은 [표 11]의 컴퓨터의 제원에서 시뮬레이션하였다.

표 11 컴퓨터 제원

OS	Window7 Ultimate K
CPU	Intel Core i7-3610Qm @ 2.30GHz
Graphic	NVIDIA GeForce GT 650M
RAM	8.00GB
HDD	Samsung SSD 840 EVO 250GB

제안한 쿼드콥터 제어를 위한 퍼지논리제어기의 성능 실험은 Mathwork사의 matlabR1204b Simulink를 사용하였으며, 시뮬레이션 수행시 Fixed-step size를 0.01로 설정하였다.

쿼드콥터 시스템의 변수는 [표 12]와 같이 설정하였다.

표 12 쿼드콥터 시스템 적용 기호 설명 표

기호	Value	의미
g	$9.81[m/s^2]$	중력가속도
m	$2.2[kg]$	쿼드콥터의 질량
l	$0.3[meter]$	서로 마주보는 두 로터간의 거리

시뮬레이션 설정은 쿼드콥터의 위치제어로 기존 쿼드콥터의 위치 (x,y,z) 는 $(0,0,0)$ 에서 x축 10[m], y축 15[m], z축 20[m]의 이동 $(10,15,20)$ 을 제어치로, 아래 [그림 23]과 같이 이동하도록 주었다.

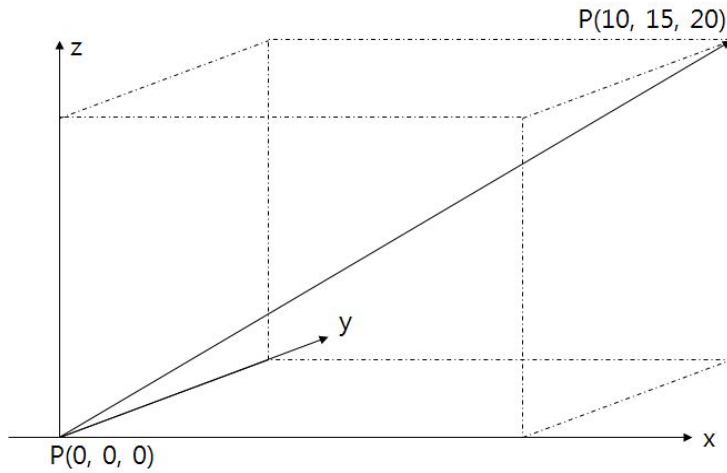


그림 23. 위치제어에 의한 기체이동 경로

또한 쿼드콥터의 각도 (ϕ, θ, ψ) 를 $(0,0,1)$ 의 제어치를 아래 [그림 11]과 같이 제어된 최종 위치에서 회전하도록 주었다.

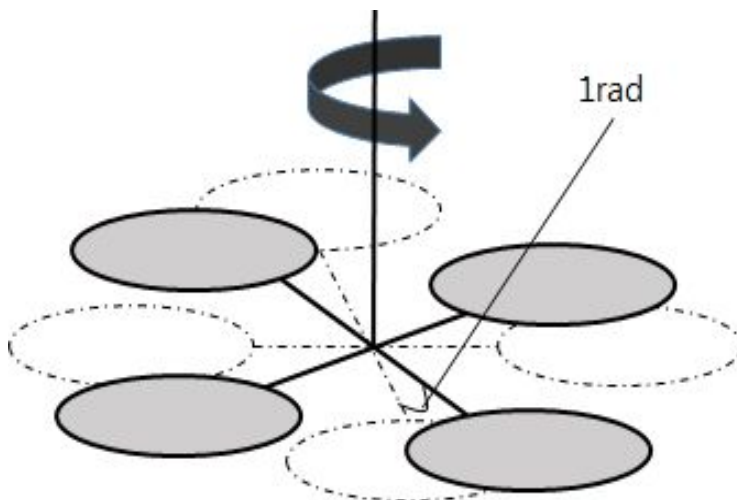


그림 24. 자세제어에 의한 기체회전

2. Centroid에 의한 2-입력 FLC와 단순구조 FLC

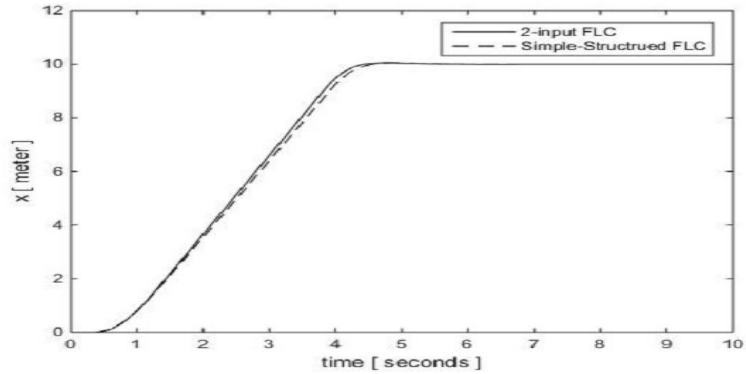


그림 25. [FLC 비교(CoG)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교

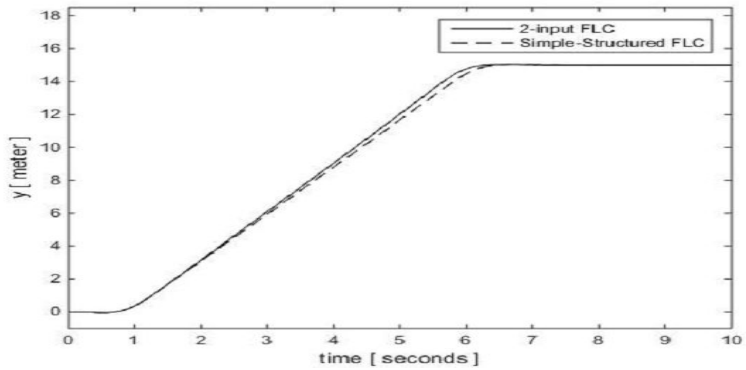


그림 26. [FLC 비교(CoG)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(y) 비교

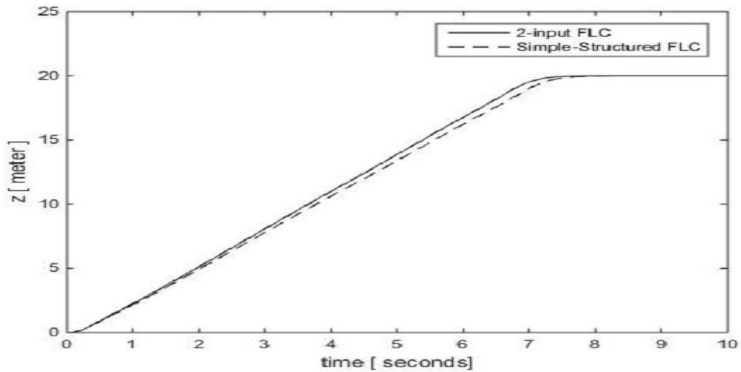


그림 27. [FLC 비교(CoG)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과 (z) 비교

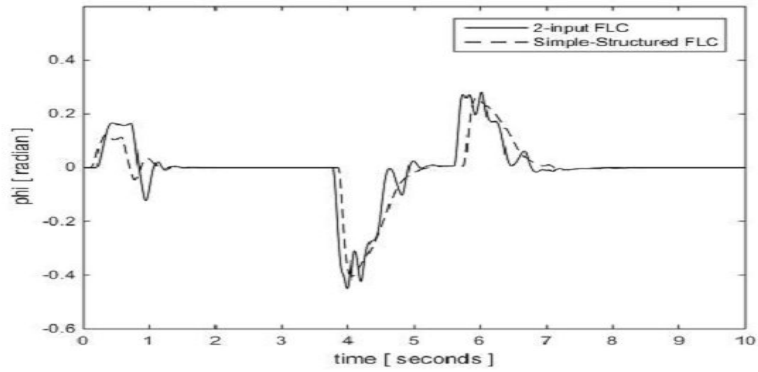


그림 28. [FLC 비교(CoG)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ϕ) 비교

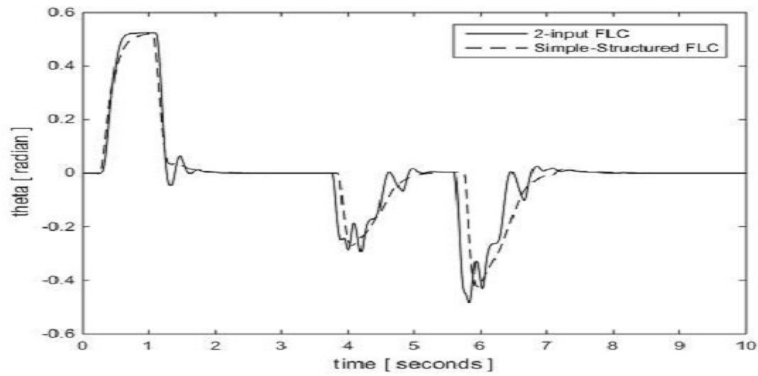


그림 29. [FLC 비교(CoG)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교

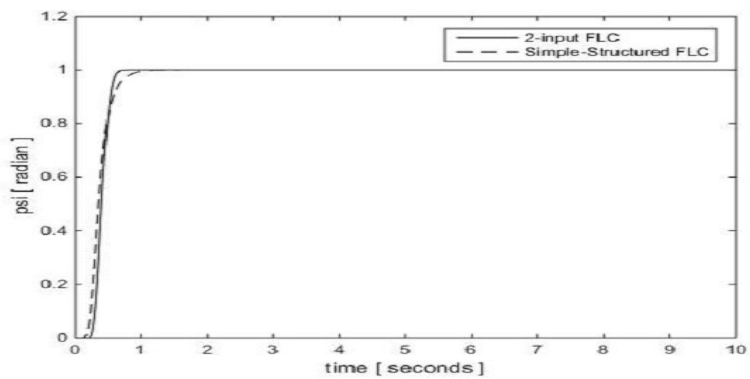


그림 30. [FLC 비교(CoG)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교

3. 벡터 합에 의한 2-입력 FLC와 단순구조 FLC

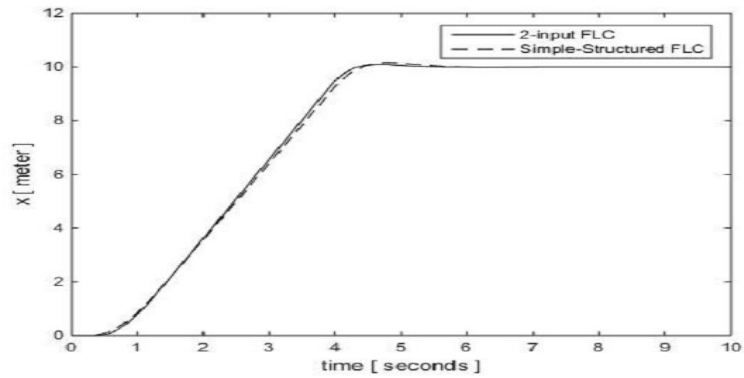


그림 31. [FLC 비교(벡터 합)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교

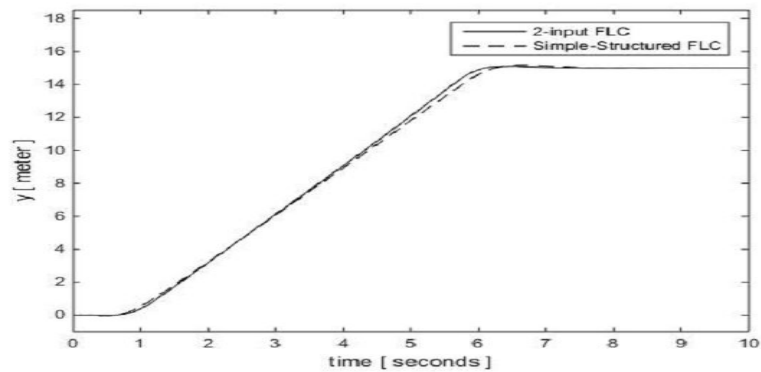


그림 32. [FLC 비교(벡터 합)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(y) 비교

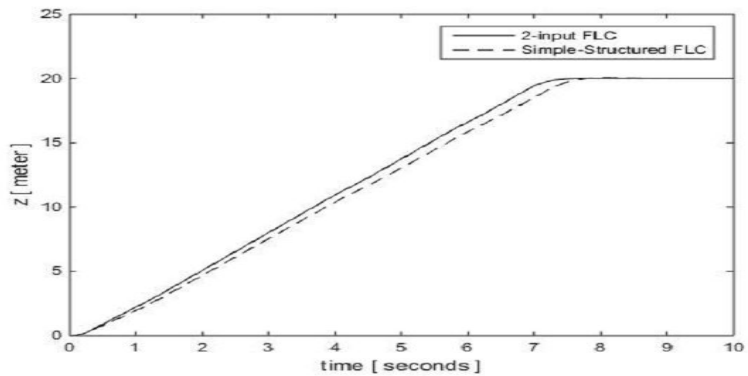


그림 33. [FLC 비교(벡터 합)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교

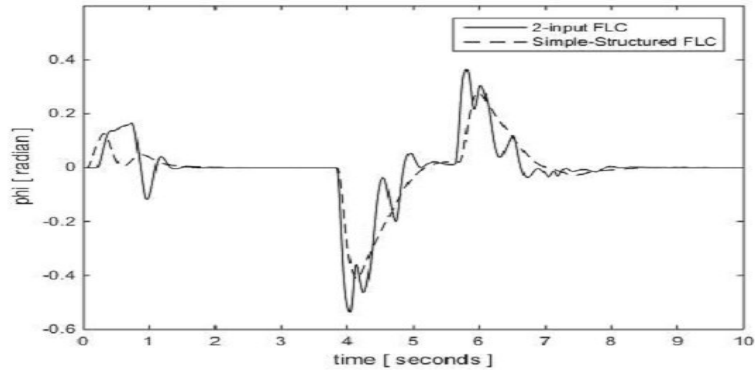


그림 34. [FLC 비교(백터 합)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ϕ) 비교

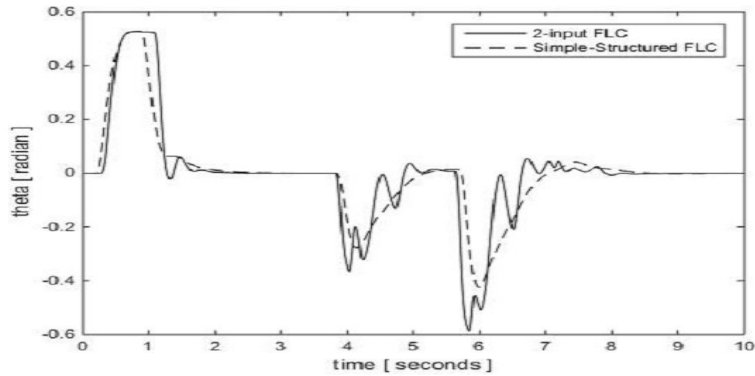


그림 35. [FLC 비교(백터 합)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교

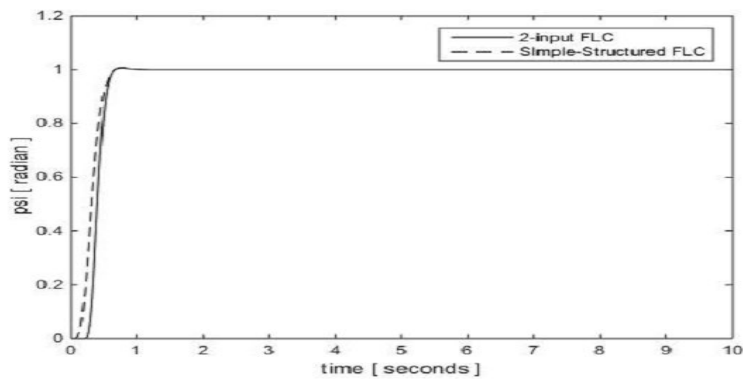


그림 36. [FLC 비교(백터 합)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교

4. 서로 다른 비퍼지화 기법에 의한 2-입력 FLC

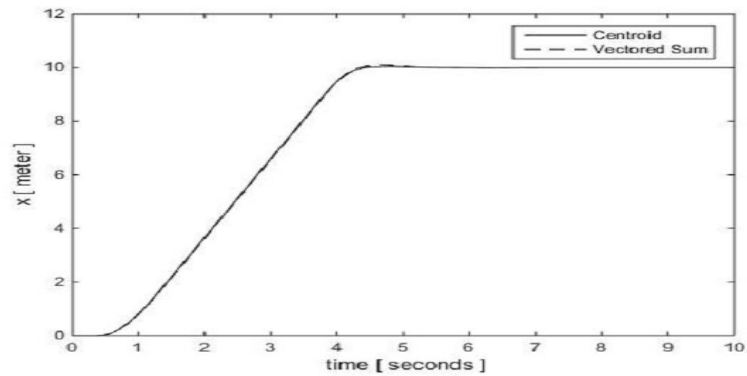


그림 37. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교

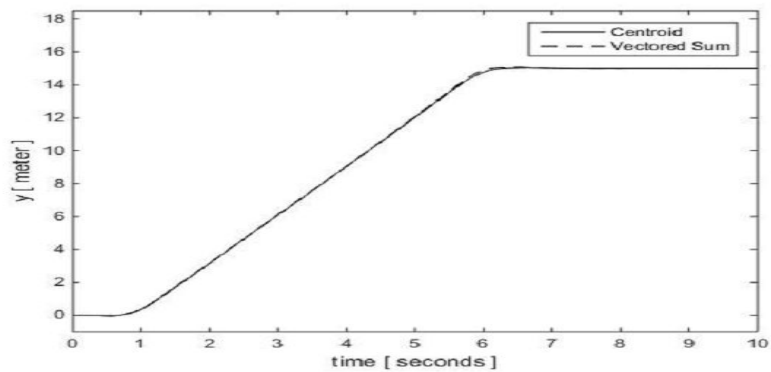


그림 38. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(y) 비교

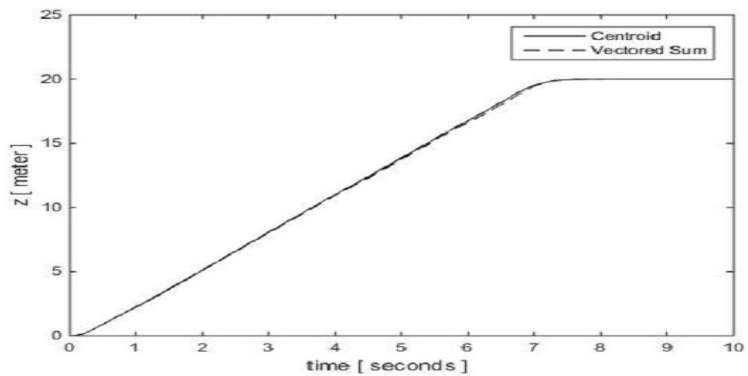


그림 39. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교

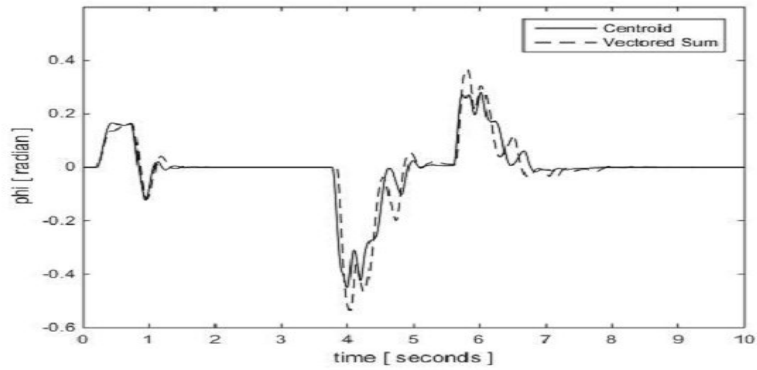


그림 40. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과 (ϕ) 비교

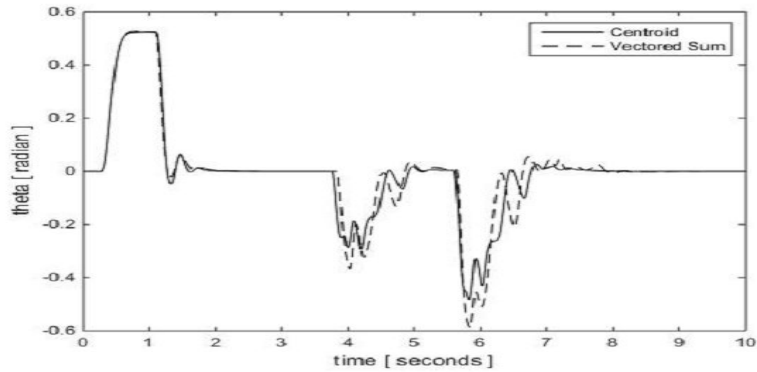


그림 41. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과 (θ) 비교

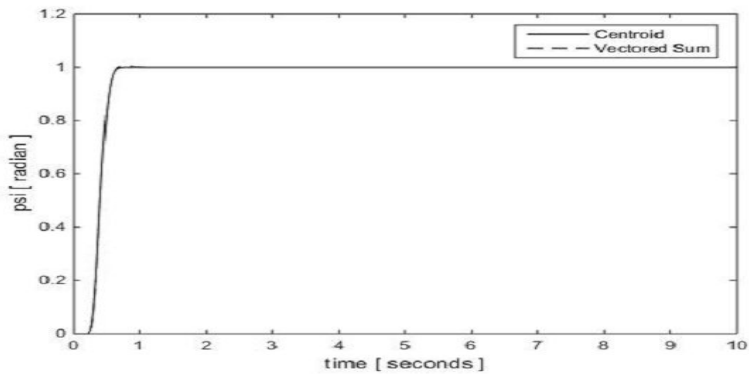


그림 42. [비퍼지화 비교(2-입력)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과 (ψ) 비교

5. 서로 다른 비퍼지화 기법에 의한 단순구조 FLC

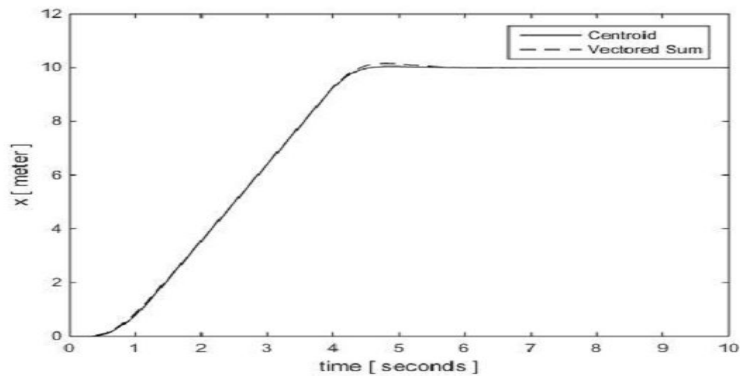


그림 43. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(x) 비교

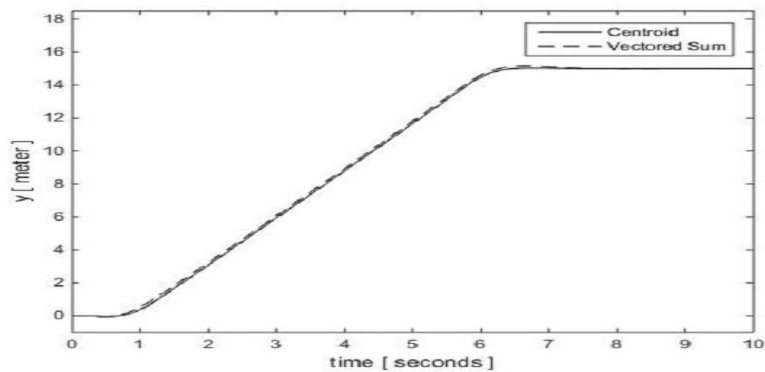


그림 44. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(y) 비교

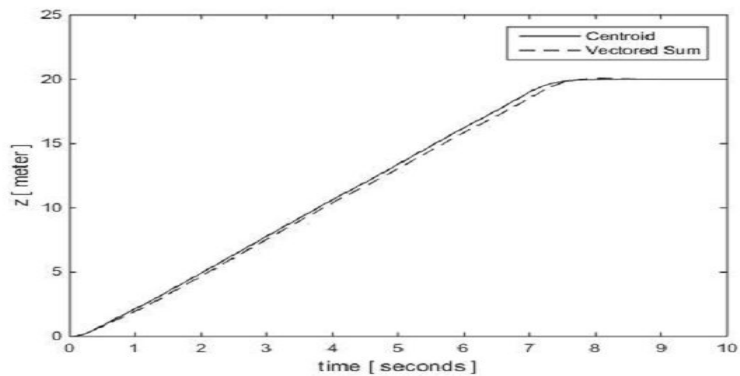


그림 45. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 위치 제어의 시뮬레이션 결과(z) 비교

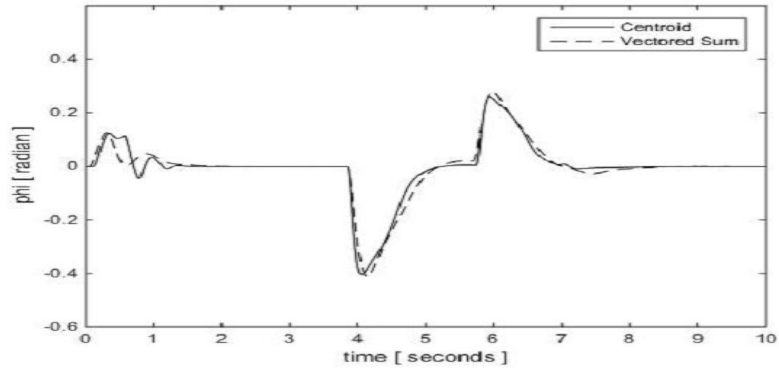


그림 46. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ϕ) 비교

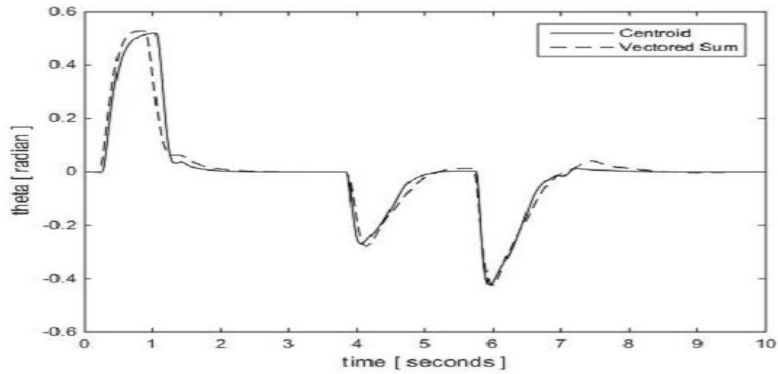


그림 47. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(θ) 비교

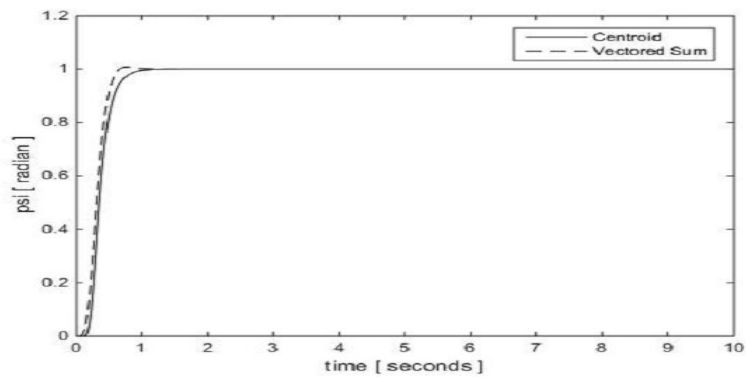


그림 48. [비퍼지화 비교(단순구조)] : 호버링 제어의 시뮬레이션 결과(ψ) 비교

6. 비퍼지화기의 수행시간 비교

퍼지논리제어기의 입력값을 -1에서 1까지 0.1의 크기로 입력 시 비퍼지화기의 수행시간 비교표는 다음과 같다.

표 13 비퍼지화기의 수행시간 비교 결과

Fuzzy Input Value	Centroid [sec]	Vectored Sum [sec]
-1.0	0.211085	0.146875
-0.9	0.208911	0.143434
-0.8	0.210064	0.144314
-0.7	0.215197	0.144503
-0.6	0.213735	0.142169
-0.5	0.210613	0.145002
-0.4	0.211682	0.142759
-0.3	0.213247	0.144656
-0.2	0.212723	0.144843
-0.1	0.216024	0.144974
0.0	0.212006	0.1443529
0.1	0.214133	0.146545
0.2	0.211600	0.143658
0.3	0.214131	0.146016
0.4	0.212233	0.143944
0.5	0.215188	0.142779
0.6	0.210902	0.144028
0.7	0.211874	0.145587
0.8	0.215586	0.143281
0.9	0.210345	0.144928
1.0	0.214283	0.145964

V. 결론 및 향후 연구 방향

쿼드콥터의 응용분야가 급속도로 확산되면서 관련 분야의 연구, 개발 또한 폭넓게 진행되고 있다[15],[16],[17]. 본 논문에서는 쿼드콥터를 대상으로 핵심 제어 요소인 위치제어와 호버링제어를 위해 비선형 시스템의 제어에 널리 활용되고 있는 퍼지논리제어기 설계를 제안하였다. 먼저 제어대상인 쿼드콥터 시스템을 제어하기 위한 2-입력 퍼지논리제어기를 설계하였다. 설계한 퍼지논리제어기는 위치 제어와 호버링 제어를 위한 별도의 제어기 구조를 가지는 형태이며, 각각은 두 개의 입력변수와 하나의 출력변수를 사용하였다. 다음으로 2-입력 퍼지논리제어기를 기반으로 제어 규칙표의 스튜 대칭 특징을 통해 위치제어를 위한 퍼지논리제어기와 호버링 제어를 위한 호버링 퍼지논리제어기를 하나의 입력을 가지는 단순구조 퍼지논리제어기를 설계하였다. 단순구조 퍼지논리제어기는 기존 퍼지논리제어기에 비해 계산과 복잡성이 크게 감소되었음은 물론 제어 규칙의 수가 크게 줄어들었음에도 시뮬레이션 결과 쿼드콥터가 나타내는 제어 성능은 기존의 2-입력 퍼지논리제어기와 거의 유사한 것을 확인하였다. 또한 각 퍼지논리제어기에 적용된 Centroid 비퍼지화 방법과 새로이 제안한 직관적인 설계성을 지닌 벡터 합 비퍼지화 방법이 서로 비슷한 시뮬레이션 결과를 나타내어 벡터 합 비퍼지화 방법의 유용성을 확인하였다. 두 비퍼지화기의 수행시간 비교를 통해 제안한 벡터 합 비퍼지화 방법이 32%의 속도 향상을 나타내며, 이는 한정된 자원을 지닌 임베디드 시스템 설계에서 큰 장점일 수 있다.

추후 과제로 실제 쿼드콥터 시스템에 적용하여 설계 및 제안한 방법의 퍼지논리제어기가 나타내는 성능 비교를 통해 유용성을 확인할 필요가 있다.

참고문헌

- [1] M.DeYong, J. Polson, R. Moore, C.C. Weng, J. Lara. (1992). “Fuzzy and adaptive control simulation for a walking machine”. IEEE Control Sys. mag. vol.12. no.6
- [2] 임경준. (1993). “퍼지논리를 이용한 서보 시스템의 제어”. 전남대학교 석사학위논문
- [3] Nicholas Kottenstette, Joseph Porter. (2009). “Digital Passive Attitude and Altitude Control Schemes for Quadrotor Aircraft”. IEEE Int. Conf. on Control and Automation, New Zealand,
- [4] I. Can Dikmen, Aydemir Arisoy, Hakan Temeltas, (2009), “Attitude Control of a Quadrotor”, 09 4th Int.Conf. on Recent Advances in Space Technologies
- [5] 최병재. (1998). “new simple design methodology for fuzzy logic controllers and its stability analysis”. 한국과학기술원 박사학위논문
- [6] 최병재, 허열. (1912). “단순구조 퍼지논리시스템을 이용한 이동 로봇의 주행 제어기 설계”. 한국지능시스템학회 논문지. 2012, vol.22, No.1
- [7] 양광웅. (2011). Newton-Euler_Formulation.pdf <http://blog.daum.net/pg365>
- [8] 양광웅. (2011). Angular Velocity.pdf <http://blog.daum.net/pg365>
- [9] 양광웅. (2011). 쿼드콥터 - 동역학 해석.pdf <http://blog.daum.net/pg365>
- [10] 양광웅. (2011). 쿼드콥터 - 제어기 설계.pdf <http://blog.daum.net/pg365>
- [11] 문형환. (2012). “임베디드 쿼드콥터키트를 이용한 원격 무인정찰 시스템”. 전남대학교 학사학위논문
- [12] 서울특별시과학전시관장 임용우(2016). 드론의 원리와 비행실습. 서울특별시과학전시관
- [13] 광상필, 최병재 (2013). 세그웨이형 모바일 로봇을 위한 퍼지논리제어기 설계, . , Proceedings of KIIS spring Conference 2013 vol 23. No. 1.
- [14] 문형환. (2012). 임베디드 쿼드콥터키트를 이용한 원격 무인정찰 시스템. 전남대학교 학사학위논문
- [15] 정지훈. (2015).“드론의 발전역사와 향후 시장 전망”. 한국인터넷진흥원
- [16] 윤광준. (2015).“드론 핵심 기술 및 향후 과제”. 한국인터넷진흥원
- [17] 이경전. (2015).“드론을 통해 보는 다목적 스마트 이동기기 산업의 미래”. 한국인터넷진흥원

Design of Fuzzy Logic Control System by New Defuzzification Method For Quad-Copter

Yoo Hyunho

Department of Electronic Engineering
Graduate School, Daegu University
Kyungbuk, Korea

Supervised by Prof. Choi, Byung-Jae

(Abstract)

The fuzzy logic control system has widely been applied to many nonlinear systems. In this thesis, we proposed a new defuzzification method of Vectored Sum and applied to the control of a quad-copter system which is a typical non linear system.

We first designed 2-input fuzzy logic control system for a quad-copter system and then simple structured fuzzy logic control system which has only a single input variable. In these examples, we used centroid defuzzification method.

We next proposed a new defuzzification method of Vectored Sum. It was applied to two fuzzy logic control systems, respectively.

We finally confirmed that the proposed systems were good in the simulation results for the quad-copter system.