

論文

재진입 비행체의 진입 및 착륙단계 경로 생성 및 퍼지제어기 설계

민찬오*, 조성진*, 이대우**

Trajectory Planning and Fuzzy Controller Design
of a Re-entry vehicle on Approach and Landing phase

Chan-oh Min*, Sung-jin Jo* and Dae-woo Lee**

ABSTRACT

The approach and landing phase of a re-entry vehicle is composed of Steep Glideslope phase, Circular Flare phase, Flare Maneuver phase. The trajectory planning algorithm with geometric parameters is studied in this paper for on-board trajectory planning. This algorithm generate reference trajectory rapidly considering safe landing of re-entry vehicle.

In this paper, the Mamdani Fuzzy PD type controller for longitudinal and lateral control is designed which has robustness of nonlinear system. In addition, the simulation is performed including initial downrange and crossrange errors, and the results shows that the proposed fuzzy logic controller has good performance.

초 록

재진입 비행체의 Approach & Landing단계는 Steep Glideslope 단계, Circular Flare 단계, Flare Maneuver 단계로 이루어지며, 본 논문에서는 실시간 경로 생성을 위하여 기하학적 조건을 이용한 기준궤적 생성 알고리즘을 사용하였다. 이를 통하여 재진입비행체의 착륙 안정성을 고려한 기준궤적을 빠른 시간 안에 생성할 수 있다. 그리고 본 논문에서는 비선형 시스템에 대하여 강건성을 가지는 Mamdani Fuzzy PD Controller를 통한 종방향 및 횡방향 제어를 설계하였다. 또한 Downrange 와 Crossrange의 초기 오차를 포함하는 시뮬레이션을 수행하여, 제안된 Fuzzy 제어기의 우수한 성능을 확인하였다.

Key Words : Re-entry Vehicle(재진입), Approach and Landing(진입 및 착륙), Fuzzy Logic Control(퍼지로지제어), Mamdani method(맘다니추론법)

1. 서 론

최근 우주로의 수송업무와 더불어 우주관광이라는 새로운 시장이 형성되면서 발사비용을 획기적으로 줄일 수 있는 우주비행체로서 스페이스

셔틀을 대체할 수 있을 것으로 예상되는 RLV(Reusable Launch Vehicle)의 개발이 가속화되고 있다. 미국의 NASA에서 연구 중인 X-33, X-34 등과 일본의 HOPE-X, 인도의 AVATAR 와 같은 국가적인 연구 이외에도, Scaled Composites社, XCOR社와 같은 민간업체에서도 RLV의 연구를 수행하고 있다.

Approach and Landing (A&L)단계는 재돌입(Re-entry)단계, TAEM(Terminal Area Energy Management)단계를 통해 에너지를 소모하여 총

† 2009년 11월 20일 접수 ~ 2009년 12월 21일 심사완료

* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 부산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : baenggi@pusan.ac.kr
부산시 금정구 장전동 산 30번지

분히 감속되어진 비행체를 안전한 착륙을 유도·제어하는 단계이다. 특히 A&L단계는 착륙단계가 포함되어 바람이나 외란에 대하여 다양한 기준궤적을 생성하는 연구가 진행되고 있다[1,2].

재진입 비행체는 일반적인 비행체와 달리 A&L단계의 초기고도가 3km이고 비행속도가 Mach 0.6~0.3에 이르며, Glideslope의 경우도 약 3~5도 수준인 일반적인 비행체에 비하여 재진입 비행체는 25~30도에 이르게 된다. 이러한 재진입 비행체의 특성으로 인하여, 일반 비행체의 A&L 단계와는 다른 형태의 경로가 생성되어야 하며, 특히 Glideslope단계와 Flare단계를 자연스럽게 연결시켜주는 Circular Flare라는 단계가 추가로 생성된다[1]. 본 논문에서는 실시간 경로 생성을 위한 기하학적 조건을 고려한 기준궤적 생성 알고리즘을 연구하였다.

A&L단계의 경우 일반적으로 종방향 운동만을 고려하게 되며, 본 논문에서도 생성된 기준궤적은 종방향만을 고려하였다. 하지만 TAEM단계에서의 최종 위치는 바람이나 공력오차 등에 의하여 오차가 발생할 수 있으므로 이를 보정하기 위하여 횡방향 제어를 필요로 하게 된다. PID 제어기는 일반적으로 많이 사용되지만 [1], 넓은 고도와 속도 범위를 비행하는 재진입 비행체의 특성상 하나의 PID gain으로 A&L 단계의 모든 영역을 만족시키기에는 부족하며, 이를 위하여 강건성을 가지는 제어기법을 필요로 하게 된다.

본 논문에서는 종방향 및 횡방향 제어를 위하여 Mamdani 방식의 Fuzzy logic PD type 제어기를 설계하였다. 각각의 퍼지제어기는 A&L단계에 맞게 소속함수의 형상과 퍼지규칙 등을 수정하여 적용하였으며, 생성된 A&L 단계의 경로에 초기 downrange 및 crossrange 오차를 포함한 상황의 시뮬레이션을 수행하여 제안된 퍼지제어기의 성능을 확인하였다.

II. 경로 생성

2.1 운동방정식

일반적으로, A&L 단계의 재진입 비행체의 궤적비행은 TAEM 단계에서 활주로의 방향과 일치하도록 제어된 후 A&L 단계로 진입하므로, 수직면내의 운동만을 생각한다. 하지만 본 논문에서는 초기의 Crossrange 오차를 고려한 비행을 가정하였으므로 수평면 내의 운동을 모두 고려하며, 운동방정식 또한 횡방향 운동을 모두 고려하는 TAEM단계의 운동방정식을 사용하였다[3].

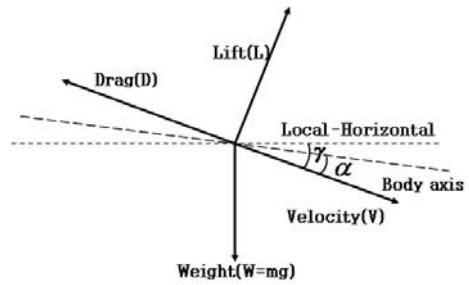


그림 1. 재진입 비행체의 벡터

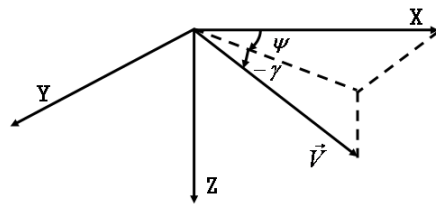


그림 2. 재진입 비행체의 속도방향과 등체고정좌표계와의 관계

비행체는 추력 없이 일정한 속도 V로 비행하는 질점이고 외력은 중력만 적용되며, 경로각 γ 만 자유롭게 변한다고 가정한다. 또한 지구 반지름에 비해 비행고도가 낮기 때문에 중력가속도는 일정하다고 가정할 수 있다. 이와 같은 가정에 의하여 운동방정식은 식 (1)~(6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{V} = \frac{-D}{m} - g \sin \gamma \tag{1}$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos \phi}{m V} - \frac{g}{V} \cos \gamma \tag{2}$$

$$\dot{\psi} = \frac{L \sin \phi}{m V \cos \gamma} \tag{3}$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \tag{4}$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \psi \tag{5}$$

$$\dot{y} = V \cos \gamma \sin \psi \tag{6}$$

그리고 양력, 항력 및 동압은 일반적으로 다음 식 (7)~(9)과 같이 정의된다.

$$L = \bar{q} S C_L \tag{7}$$

$$D = \bar{q} S C_D \tag{8}$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (9)$$

V : 속도 γ : 비행경로각 ψ : 헤딩각
 h : 고도 x : downrange y : crossrange
 ϕ : 롤각 S : 주익면적 m : 기체질량
 \bar{q} : 동압 ρ : 대기밀도 g : 중력가속도

2.2 비행 특성

A&L단계는 지상고도 약 3km에서 착륙지점까지의 단계로 TAEM 단계를 거쳐 소비된 에너지를 가지고 활주로까지 안전한 착륙을 유도하는 단계이다. 기체의 안정성을 유지하기 위해 동압의 변화를 줄이고, 수직항력의 영향을 고려하면, A&L단계를 또 다시 크게 3단계로 나눌 수 있다. 그림 3은 A&L 단계를 각 부 단계별로 나타낸 것으로서 각각 SGS(Steep Glideslope)단계, CF(Circular Flare)단계, FM(Flare Maneuver)단계이다.

SGS단계는 동압이 일정한 경로를 생성하는 단계로서 1차함수형태로 나타나게 된다. 그리고 FM단계는 재진입 비행체가 활주소에 접근할수록 수직속도 성분이 감소되어야 하기 때문에 Downrange에 대한 고도의 변화율이 적은 지수함수나 3차 다항식의 형태로 나타나며, CF 단계는 PU(Pull-Up)단계로 나타내기도 하며, SGS 단계와 FM 단계를 자연스럽게 이어주기 위해 원호의 형태로 나타낸다[1,2].

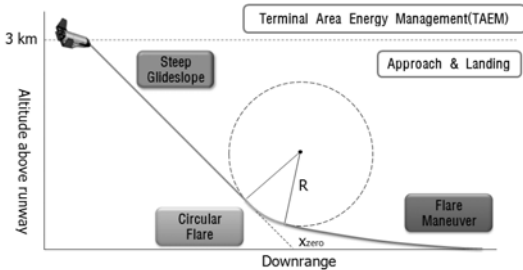


그림 3. A&L 단계의 기하학적 경로

2.3 기준궤적생성

A&L 단계의 기준궤적은 빠른 경로 생성을 위하여 기하학적 방법을 사용하였으며, crossrange의 오차가 없는 수직면 내의 운동만을 고려하였으므로, 운동방정식이 다음 식(10)~(13)과 같이 간략화된다.

$$\dot{V} = \frac{-D}{m} - g \sin \gamma \quad (10)$$

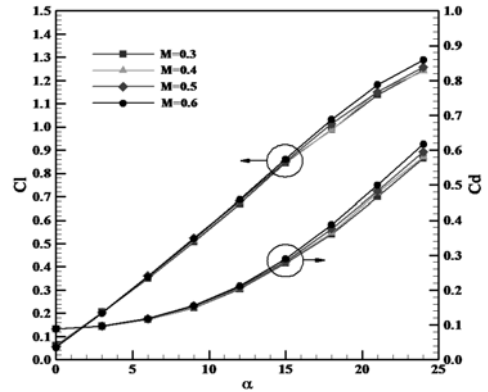


그림 4. HOPE-X의 공력 계수

$$\dot{\gamma} = \frac{L}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma \quad (11)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (12)$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma \quad (13)$$

본 연구에서는 일본에서 연구되었던 RLV인 HOPE-X를 기초로 하였으며, 공력 데이터는 모델링한 기체의 공력해석을 통하여 3차 다항식의 형태의 결과를 사용하였다[4].

2.3.1 각 부 단계별 기하학적특성 및 요구양력

A&L단계의 경로는 각 부 단계별로 기하학적 특성을 가지며 이러한 기하학적 특성과 운동방정식을 이용하여 각 단계의 요구양력이 결정되며 이 요구양력을 이용하여 유도명령을 생성하게 된다.

a. SGS 단계

Steep Glideslope 단계는 일정한 비행경로각을 유지하는 1차함수 형태의 단순한 형상을 가진다. 이를 식으로 나타내면 다음 식 (14)와 같다.

$$h_{ref} = \tan \gamma_{SGS} (x - x_{zero}) \quad (14)$$

일정한 동압을 유지하는 SGS단계의 특성을 이용하면, 식 (11)에서 $\dot{\gamma} = 0$ 이 되므로 요구양력은 식 (15)와 같이 나타난다.

$$C_L^* = \frac{mg \cos \gamma}{\bar{q} S} \quad (15)$$

b. CF 단계

Circular Flare 단계는 원호의 형태로 나타나므로, 기준궤적은 식 (16)과 같이 나타낸다.

$$h_{ref} = h_C - \sqrt{R^2 - (x - x_C)^2} \quad (16)$$

여기서 $\mathbf{x}_C, \mathbf{h}_C$ 는 CF 단계에서 생성되는 가상
의 원의 중심을 나타낸다.

CF 단계는 원호의 형상이므로 구심가속도의
식 (17)에 식 (11)을 대입하여 식 (18)과 같이 요
구양력을 얻을 수 있다.

$$V \dot{\gamma} = \frac{V^2}{R} \quad (17)$$

$$C_L^* = \frac{m V^2 / R + m g \cos \gamma}{\bar{q} S} \quad (18)$$

c. FM 단계

Flare Maneuver 단계는 3차방정식 형태의 기
하학적 형상을 가지며, 이를 식으로 나타내면 다
음 식 (19)와 같다.

$$\mathbf{h}_{ref} = \mathbf{a}_0 + \mathbf{a}_1 s + \mathbf{a}_2 s^2 + \mathbf{a}_3 s^3 \quad (19)$$

여기서 s는 지적선(ground track)을 의미한다.

위의 식 (19)를 s에 대하여 미분하면 비행경로
각에 대한 식 (20)으로 변환된다.

$$\frac{d\mathbf{h}_{ref}}{ds} = \tan \gamma_{ref} = \mathbf{a}_1 + 2\mathbf{a}_2 s + 3\mathbf{a}_3 s^2 \quad (20)$$

위의 두 식에 초기조건과 최종조건을 대입하
여 4개의 상수($\mathbf{a}_0, \mathbf{a}_1, \mathbf{a}_2, \mathbf{a}_3$)를 구할수 있다.

FM단계의 요구양력은 식 (20)을 이용하여 얻
을 수 있다. 위의 식 (20)의 미분값을 다음의 식
(21)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(\tan \gamma_{ref}) = (1 + \tan^2 \gamma_{ref}) \frac{d\gamma}{dt} \quad (21)$$

그리고 식 (21)을 체인 룰에 의하여 식 (22)와
같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\tan \gamma_{ref}) &= \frac{d}{ds}(\tan \gamma_{ref}) \frac{ds}{dt} \\ &= (2\mathbf{a}_2 + 6\mathbf{a}_3 s) \frac{ds}{dt} \end{aligned} \quad (22)$$

식 (21)과 (22)에 운동방정식 $\frac{d\mathbf{x}}{dt}, \frac{d\gamma}{dt}$ 를 대
입하면 다음 식 (23)과 같이 FM단계에 필요로
하는 양력계수를 구할 수 있다.

$$C_L^* = \frac{m \cos \gamma}{q S} \{ V^2 (2\mathbf{a}_2 + 6\mathbf{a}_3 s) \cos^2 \gamma + g \} \quad (23)$$

2.3.2 기준궤적생성 과정

이 궤적생성방법의 순서는 크게 2단계로 이루
어진다. 첫 번째는 SGS단계의 초기 경로각을 결
정하는 단계이다. SGS 단계에서 ALI에서의 조건

에 의해 초기 동압(\bar{q})을 결정하고, 식 (24)의 동
압의 변화율을 0으로 만드는 SGS단계의 경로각
을 결정하게 된다. 이 단계를 quasi-equilibrium
glide라고도 한다.

$$\begin{aligned} \dot{\bar{q}} &= \frac{1}{2} \frac{d\rho}{dt} V^2 + \rho V \frac{dV}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \frac{d\rho}{dh} \frac{dh}{dt} V^2 + \rho V \frac{dV}{dt} \end{aligned} \quad (24)$$

식 (24)에서 식 (10)과 (12)인 $dV/dt, dh/dt$ 를
대체하게 되면 식 (25)와 같다.

$$\dot{\bar{q}} = V \sin \gamma \left[(\rho' / \rho - \frac{\rho S C_D}{m \sin \gamma}) \bar{q} - \rho g \right] = 0 \quad (25)$$

$\rho' = d\rho/dh$ 이며, 임의의 γ_{SGS} 를 가정하여 식
(25)를 만족하는 값을 Newton-raphson 방법
을 통하여 구한다. 대기밀도의 경우 실시간 기준궤
적생성을 위하여 고도에 따른 대기밀도를 계산하
지 않고, SGS단계의 대표고도(2km)의 대기밀도
로 고정하여 계산을 수행하게 된다.

두 번째는 FM단계와 CF단계의 경로각을 결정
하는 과정이다.

우선 FM단계에서의 경로각을 결정하기 위하여
FM단계의 경로를 touchdown 위치부터 CF단계의
최종위치까지 적분하여 경로를 생성하게 된다.

$$\mathbf{s}_{FM} = \frac{3(\mathbf{h}_{TD} - \mathbf{h}_{FM})}{2 \tan \gamma_{TD} + \tan \gamma_{FM}} \quad (26)$$

식 (26)은 FM 단계의 최대 지적선(ground
track)의 크기이며, FM단계의 시작고도와 최종
수직강하율을 상수로 가정하면, 식 (26)은 γ_{FM}
의 하나의 변수로 이루어진 함수가 된다. 여기서 임
의의 γ_{FM} 을 가정하여 touchdown 조건과 기하
학적인 관계에 의해 FM 단계의 궤적을 역으로
생성한다. 본 논문에서는 FM단계의 시작고도를
50m, 최종 수직강하율을 1m/s로 가정하였다[1].

다음으로 CF단계의 경로를 생성한다. 이전 단
계에서 얻은 FM단계의 초기위치와 SGS단계의
최종위치를 고려하여 원호형태의 경로를 결정하
고, 이 경로에 대하여 운동방정식 (11)을 이용하
여 식 (10),(12),(13)을 γ 에 대하여 나타낸 후 역
으로 적분하여 상태값을 얻어낸다. 마지막으로
이렇게 얻어진 상태값을 통하여 SGS단계와 CF
가 만나는 지점의 동압을 비교하여 동일한 결과
를 얻을 때 까지 2번째 단계를 Newton-raphson
으로 반복하여, γ_{FM} 을 결정하고 전체 경로를 구
하게 된다. 그림 5는 위의 과정을 통해 생성된
기준 궤적의 결과이다.

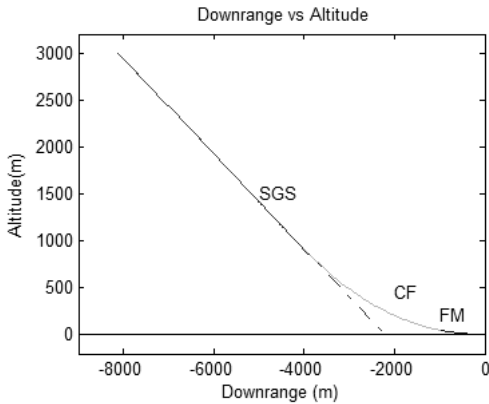


그림 5. 생성된 Nominal Trajectory

III. 시스템 구성 및 제어기 설계

3.1 시스템 구성

전체 시스템은 그림 6과 같이 Point-mass Dynamics, Guidance Algorithm, Controller로 구성되어 있다.

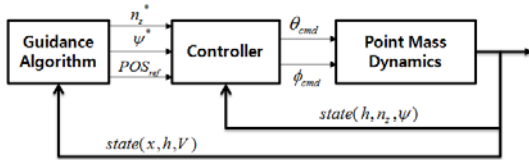


그림 6. 간략화된 재진입비행체의 A&L 시스템 구성

3.1.1 종방향 유도제어 시스템

유도 알고리즘에서는 현재의 downrange와 고도의 상태값을 통하여 비행단계를 확인하고 이에 따른 요구양력을 계산하게 된다. 그리고 계산된 요구양력과 속도를 이용하여 항력계수와 받음각을 계산하게 되고, 이를 통하여 식 (27)과 같이 n_z^* (Reference z-axis normal acceleration)가 생성된다. 또한 경로생성에서 얻어진 결과를 통하여 기준고도(h_{ref}) 또한 계산된다.

$$n_z^* = \frac{(L \cos \alpha + D \sin \alpha) \cos \phi}{mg} \quad (27)$$

그리고 제어 블록 안의 FLC (Fuzzy Logic Controller)에서는 기준고도와 상태값의 고도의 오차값(Δh)과 오차변화율($\Delta \dot{h}$)을 통하여 Δn_z 가 생성된다. 그리고 식 (28)과 같이 Total z-axis

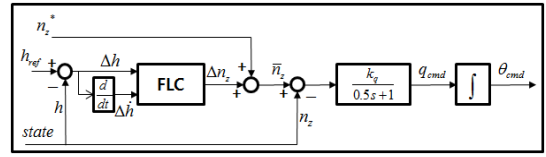


그림 7. 종방향 제어 흐름도

normal acceleration(\bar{n}_z)가 open-loop command(n_z^*)와 close-loop command(Δn_z)의 합으로 결정된다.

$$\bar{n}_z = n_z^* + \Delta n_z \quad (28)$$

이렇게 얻어진 \bar{n}_z 는 식 (29)와 같이 상태값 n_z 와의 차이를 통하여 얻어진 값에 $K_q (=0.7)$ 를 곱하여 피치각속도를 생성하게 된다. 또한 본 논문에서는 식 (30)과 같이 $1/(Ts+1)$ 형태의 적절한 시간지연 모델을 이용하여 기체의 피치각속도의 외부제어루프를 구성하고 이를 적분하여 피치각 명령을 생성하였다. 종방향 제어기의 구성은 그림 7과 같다.

$$q_{cmd} = K_q (\bar{N}_z - N_z) \quad (29)$$

$$\dot{q} + 2q = 2q_{cmd} \quad (30)$$

$$\theta_{cmd} = \int q dt \quad (31)$$

3.1.2 횡방향 유도제어 시스템

기준궤적생성 단계에서 얻어진 경로는 수직면 내의 경로이므로 유도 알고리즘에서 생성되는 ψ^* (Reference Heading Angle)은 0을 유지하게 되고 Fuzzy Logic Controller에서 생성된 $\Delta \psi$ 에 의하여 식 (32)와 같이 $\bar{\psi}$ 가 생성된다.

횡방향 제어에서도 식 (34)와 같이 시간지연모델을 이용하였으며 종방향에 비하여 반응속도를 0.1초로 빠르게 설정하였다. 횡방향 제어기의 구성은 그림 8과 같다.

$$\bar{\psi} = \psi^* + \Delta \psi \quad (32)$$

$$\phi_{cmd} = K_p (\bar{\psi} - \psi) \quad (33)$$

$$\dot{\phi} + 10\phi = 10\phi_{cmd} \quad (34)$$

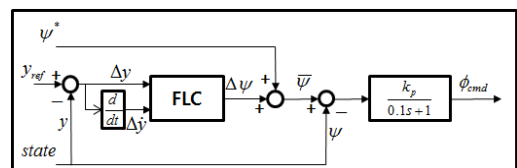


그림 8. 횡방향 제어 흐름도

3.2 FLC

퍼지 제어기는 그림 9와 같이 크게 퍼지 엔코더(Fuzzifier), 퍼지 디코더 (Defuzzifier), 퍼지 추론부 (Fuzzy Inference Engine) 및 규칙기반 시스템(Knowledge Base System)으로 구성된다[6].

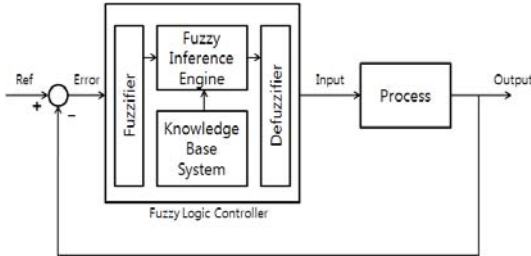


그림 9. 퍼지제어기의 구성

퍼지제어기의 경우 퍼지 디코더의 형태에 따라 크게 Mamdani 방식과 Takagi-Sugeno-Kang (TSK)방식으로 이루어지며, 본 논문에서는 Max-Min방식이라고도 알려져 있는 Mamdani 퍼지추론방식을 이용한 Fuzzy PD 제어기를 설계하였다. 본 논문에서 사용된 Mamdani Fuzzy PD Controller에서, 소속함수는 크게 오차 입력, 오차변화율 입력의 2개의 입력값과 1개의 출력값을 가진다.

종방향 퍼지 제어기의 경우 참고논문[1]의 종방향 제어 PID gain을 참고하여 시스템을 구성하였다. 그리고 오차입력과 제어출력값의 관계를 분석하여 제어기를 구성하였다.

3.2.1 종방향 제어기 설계

A&L단계의 경우, 고도제어가 매우 중요한 부분이므로, 소속함수의 구성이 정밀하게 설정될 필요가 있다. 본 논문에서는 종방향 제어를 위하여 오차입력과 오차변화율 입력을 NEG2, NEG1, ZERO, POS1, POS2 5개의 소속함수로 구성하였다. 그리고 출력값인 ΔN_z 는 NEG4~POS4의 9개의 소속함수를 설정하였다. 일반적으로 소속함수의 형상은 그림 10과 같이 이등변 삼각형을, 또한 퍼지규칙의 경우 diagonal-form을 기본으로 사용한다[7]. 그러나 본 논문에서는 소속함수의 형상을 비대칭 형태로 수정하여, 넓은 입력범위를 가지면서도 정밀한 제어를 할 수 있도록 하였으며, 그림 11의 Error Input과 같이 오차 입력의 전체 범위는 -150m~150m, ZERO의 범위는 -5~5m수준으로 조정하였다.

그리고 그림 12와 같이 퍼지 규칙 또한 오차

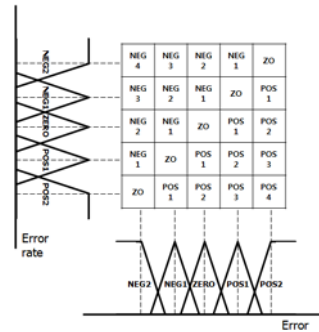


그림 10. 일반적인 형태의 소속함수 및 퍼지규칙

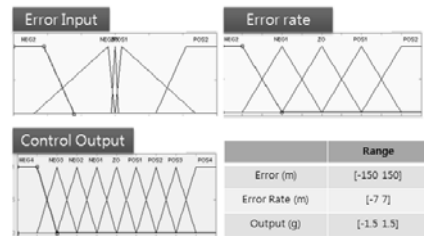


그림 11. 종방향 제어기의 소속함수 형상 및 입출력값 범위 설정

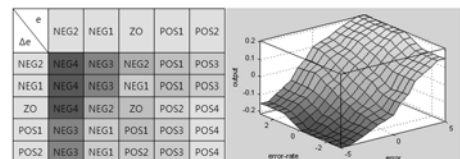


그림 12. 종방향 제어기의 퍼지 규칙 설정

와 오차변화율의 규칙을 변경하여 제어출력의 기울기를 결정하였다. 그림 12의 오른쪽 제어출력 결과 그림과 같이 오차와 오차변화율의 기울기의 차이는 PD제어기의 각각의 gain의 비율과 유사한 성질을 가지게 된다. 실제 우주왕복선의 PD gain의 경우 약 1:5의 비율을 가지며 [1], 본 논문에서도 비슷한 비율을 가지는 것을 확인할 수 있다.

3.2.2 횡방향 제어기 설계

횡방향 제어의 경우 기준궤적이 횡방향에 대하여 생성되어 있지 않아 횡방향에 대한 제어규칙이 복잡하지 않으며, 계산의 부하를 줄이기 위하여 퍼지규칙을 간략화하였다. 이를 위하여 오차입력은 NEG2, NEG1, ZERO, POS1, POS2 5개의 소속함수로 오차변화율은 NEG, ZERO, POS의 3개의 규칙을 사용하여 소속함수를 구성하였

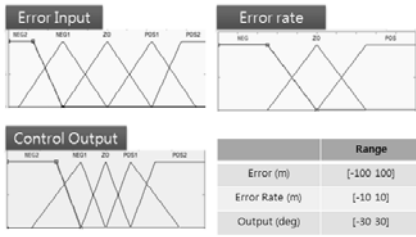


그림 13. 횡방향 제어기의 소속함수 형상 및 입출력값 범위 설정

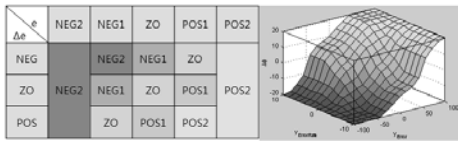


그림 14. 횡방향 제어기의 퍼지 규칙 설정

다. 그리고 출력값인 $\Delta\psi$ 는 NEG2 ~ POS2 의 5개의 소속함수를 설정하였다. 횡방향 제어의 퍼지 규칙의 경우 그림 14와 같이 오차가 큰 경우에는 하나의 출력만을 사용하여 퍼지규칙을 설정하였다.

IV. 시뮬레이션

본 논문에서는 제어기의 성능을 평가하기 위하여 표 1과 같이 우선 오차가 전혀 없는 상태를 기준으로 제어의 수준을 확인하고, Downrange와 Crossrange의 초기오차가 생기는 3가지 경우의 시뮬레이션을 수행하였다.

또한 종방향 제어의 경우 본 연구에서 사용된 비행체의 종/횡방향 오차가 없는 Nominal 상태에 맞게 설정된 PID gain($K_p=0.03, K_i=0.002, K_d=0.15$)을 이용하여 초기오차에 대한 결과를 퍼지 제어기의 결과와 비교확인하였다. 횡방향 제어의 경우 따로 PID제어기를 구성하지 않았으며, 본 논문에서 제안한 퍼지제어기만을 사용하였다.

표 2는 CASE별 최종 Touchdown 위치 결과를 나타낸다. 종방향 결과에서 Fuzzy제어기의 경

표 1. CASE별 초기 오차 설정

| | Downrange 초기 오차 | Crossrange 초기 오차 |
|--------|-----------------|------------------|
| CASE 1 | 0 m | 0 m |
| CASE 2 | 100 m | 0 m |
| CASE 3 | 0 m | 30 m |

표 2. CASE별 최종 Touchdown 위치 결과

| | Downrange 최종 오차 | | Crossrange 최종 오차 |
|--------|-----------------|-------|------------------|
| | Fuzzy | PID | Fuzzy |
| CASE 1 | 0.6 | 8.64 | 0 |
| CASE 2 | 6.01 | 12.68 | 0 |
| CASE 3 | -2.18 | 15.66 | 0.04 |

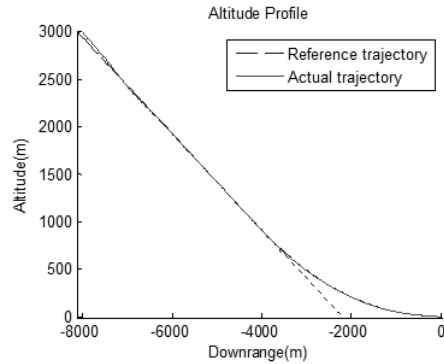


그림 15. CASE2의 고도 제어 결과

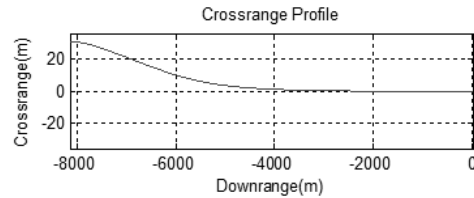


그림 16. CASE3의 Crossrange 제어 결과

우 Downrange 초기오차가 없는 경우 아주 적은 오차결과를 보이며, 초기 오차가 큰 경우에도 PID제어기의 1/2 정도의 오차가 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한 Crossrange 초기 오차가 있는 경우에도 Downrange 최종오차가 크지않은 것을 확인할 수 있다.

그림 15는 초기 Downrange 오차가 100m인 CASE2의 퍼지 제어 결과이다. A&L 단계는 고도가 3km인 지점부터 시작되므로 초기 Downrange 오차의 경우, 생성된 기준경로에 대하여 고도 오차로 나타나게 되며 이를 위하여 고도제어를 수행하게 된다. 그림 16은 초기 Crossrange 오차가 30m인 CASE3의 퍼지 제어 결과이다. SGS단계가 끝나는 약 -4000m의 위치에서 Crossrange 오차가 거의 0m에 가까워진 것을 확인할 수 있다.

그림 17은 CASE 1과 2의 퍼지제어기와 PID제어기의 고도오차를 비교한 결과이며, 그림 18은

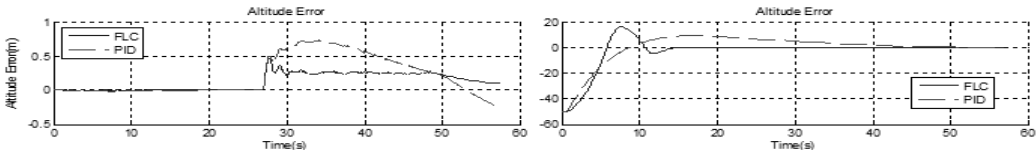
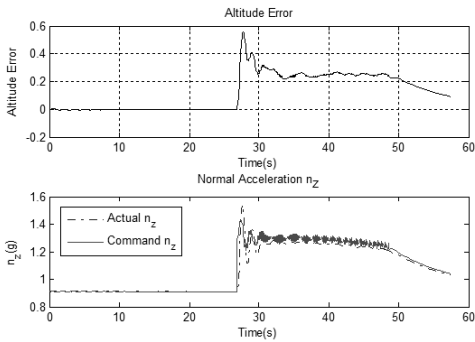
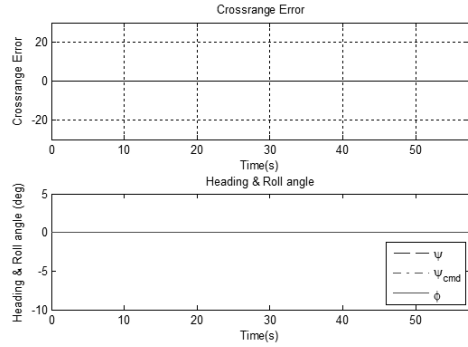


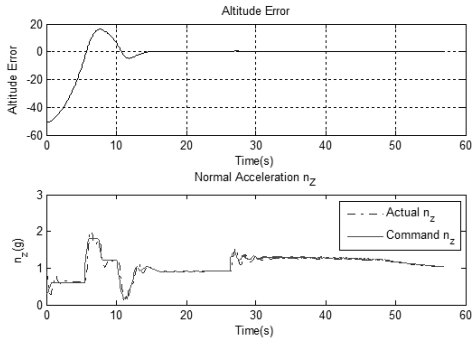
그림 17. 퍼지제어기 및 PID 제어를 이용한 시뮬레이션 고도오차 결과
(좌) CASE 1 (우) CASE2



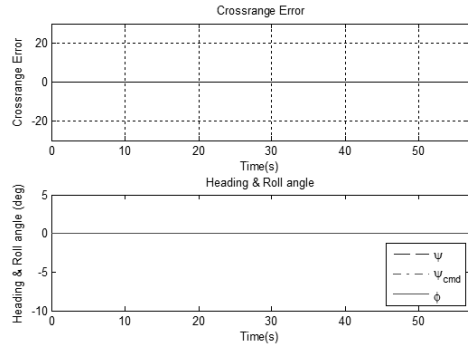
a-1) $x_{ini} = 0m, y_{ini} = 0m$
고도오차 및 수직가속도 결과



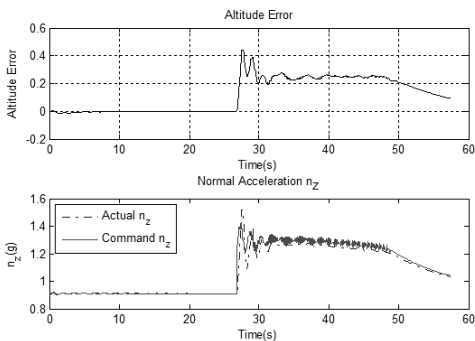
a-2) $x_{ini} = 0m, y_{ini} = 0m$
y축 오차 및 ψ, ϕ 결과



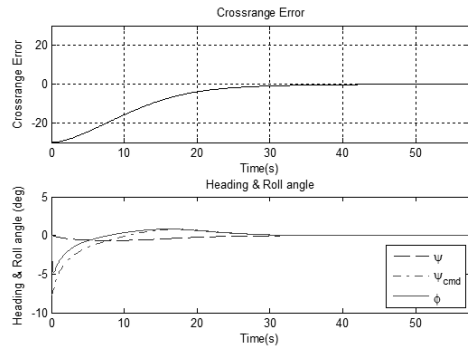
b-1) $x_{ini} = 100m, y_{ini} = 0m$
고도오차 및 수직가속도 결과



b-2) $x_{ini} = 100m, y_{ini} = 0m$
y축 오차 및 ψ, ϕ 결과



c-1) $x_{ini} = 0m, y_{ini} = 30m$
고도오차 및 수직가속도 결과



c-2) $x_{ini} = 0m, y_{ini} = 30m$
y축 오차 및 ψ, ϕ 결과

그림 18. CASE별 종방향 및 횡방향 제어 결과

각 CASE별 종방향 및 횡방향 제어결과이다. 종방향 결과를 확인해 보면, 초기 오차가 없는 그림 17의 CASE 1의 결과에서 PID제어기에 비하여 퍼지제어기가 CF단계에서의 급격한 제어명령의 변화에서도 반응이 빠르며 오버슈트가 적은 것을 알 수 있다. 그리고 그림 18의 a-1의 결과에서 볼 수 있듯이 높은 양력을 요구하는 CF단계에서도 빠르게 오차가 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 초기 오차가 크게 있을 경우에도 그림 17의 CASE 2와 그림 18의 b-1의 결과에서도 확인할 수 있듯이 퍼지제어기의 경우 초기오차수준을 SGS단계 이내에서 고도오차가 대부분 수렴하여, 상대적으로 고도오차가 크고 제어량이 많아지는 CF단계에 크게 영향을 미치지 않음을 확인할 수 있다.

또한 c-1의 고도오차 그래프에서, 초기 진입시 초기 고도오차가 없음에도 불구하고 약간의 고도오차가 발생하는 것을 확인할 수 있는데 이것은 횡방향 제어를 수행함으로써 양력이 약간 줄어들게 됨으로서 생기는 고도오차이다. 하지만 오차가 크지 않고, 빠른 시간 안에 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

다음으로 횡방향 결과를 보면, 그림 18의 c-2에서 초기에 롤과 헤딩각 명령이 크게 생기지만, SGS 단계가 끝나는 27초 이내에서 Crossrange 오차가 거의 0m에 수렴하고, 제어 명령 또한 아주 적은 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 그리고 전체적으로 롤각이 5도 이하 수준으로 기체의 안정성 또한 크게 영향을 주지 않을 것으로 생각된다.

V. 결 론

재진입 비행체의 Approach & Landing 단계는 일반적으로 2차원의 수직면 내의 운동만을 가정하여 종방향 제어기만을 설계하게 된다. 그러나 빠른 착륙 속도와 가파른 Glideslope각으로 인하여 초기의 위치나 자세에 의하여 최종 착륙 상태에 영향을 받을 수 있으며, 이러한 상황에서도 안전한 착륙을 할 수 있도록 횡방향 제어기 또한 설계하여야 한다.

본 논문에서는 기하학적 조건을 이용한 기준 궤적 생성 알고리즘을 사용하여 빠른 시간에 기준궤적을 생성하였다. 그리고 각 단계에서 필요한 요구양력을 계산하여 유도명령을 생성하였다.

다음으로 퍼지로직을 이용하여 제어기를 설계하였다. 퍼지제어기는 인공지능 방식의 제어방법

으로 입출력값의 관계를 통하여 유도 및 제어를 수행하는 알고리즘이며, 특히 다양한 외란에 강건성을 가지는 것이 특징이다. 본 논문에서는 Mamdani 방식의 Fuzzy PD 제어기를 설계하였으며, 참고논문에서 알려진 종방향의 PID 제어기를 이용하여 얻어진 입출력값을 이용하여 퍼지제어기를 설계하였다. 또한 유사한 방식으로 기체의 운동을 고려하여 횡방향 제어기를 설계하였다.

마지막으로 초기의 종방향 및 횡방향 오차를 가정한 시뮬레이션을 수행하여 설계한 제어기의 성능을 평가하였다. 제안된 종방향 및 횡방향 제어기는 우수한 성능을 보여주고 있으며, 특히 상대적으로 큰 양력과 큰 제어량을 필요로 하는 CF단계 이전의 SGS단계에서 고도오차 및 Crossrange 오차가 빠르게 수렴하는 것을 볼 수 있다. 또한 초기 Crossrange 오차가 존재하는 경우에도 PID제어기에 비하여 최종오차가 크지 않은 것을 확인할 수 있다.

후 기

이 논문은 2006년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임(KRF-2006-311-D00379).

본 연구는 교육과학기술부와 한국산업기술평화원의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과임.

참고문헌

- 1) C. A. Kluever, "Unpowered Approach and Landing Guidance Using Trajectory Planning", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 6, November-December, 2004, pp. 967-974.
- 2) Gregg H. Barton, S. G. Tragesser, "Autoland Trajectory Design for the X-34", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Portland, OR, AIAA Paper No. 99-4161, Aug. 1999.
- 3) 양장식, 백조하, "재진입 비행체의 A&L 단계 공력특성과 기준궤적 설계", *한국항공우주학회지*, 제 36권 제 8호, pp. 753-760, 8. 2008.
- 4) 김종훈, 이대우, 조겸래, 민찬오, 조성진, "재진입 비행체의 TAEM 구간 최적 궤적 설계와 인공 신경망을 이용한 제어", *한국항공우주학회지*, 제37권 제4호, 2009년. pp. 350-358.

5) Yoshikazu Miyazawa, Toshikazu Motoda, "Longitudinal Landing Control Law for an Autonomous Reentry Vehicle", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 22, No. 6, November - December 1999, pp. 791-800.

6) Jan Jantzen, "Design of Fuzzy Controllers", Technical University of Denmark: Department. of Automation, Technical report No. 98-E-864, 1998.

7) S.-F. Wu, C.J.H. Engelen, Q.-P. Chu, R. Babuska, J.A. Mulder, G. Ortega, "Fuzzy logic based attitude control of the spacecraft X-38 along a nominal re-entry trajectory", Control Engineering Practice, Vol. 9, No. 7, July 2001, pp. 699-707.

8) 민찬오, 이대우, 조성진, "Monte-Carlo를 이용한 재진입 비행체의 A&L단계 퍼지제어기 강인성 검증", KACC 2009, 부산 2009.09.02-04.