



르야프노프 기반 가변 추적유도법칙을 이용한 무인항공기 랑데부 기동 기법

김민구¹Rendezvous Maneuver of an Unmanned Aerial Vehicle
Using Lyapunov-based Variable Pursuit GuidanceMingu Kim¹

Hansung University

ABSTRACT

A lot of studies to overcome the limitation of flight time have been studied, since the requirement of complicated mission achievement of aircraft including Unmanned Aerial Vehicles(UAVs) has been increased. The fuel limitation could bring about not enough flight time to accomplish missions. For this reason, the rendezvous maneuver is required to accomplish aerial refueling missions. The rendezvous guidance law based on variable pursuit guidance is designed using Lyapunov stability theory in this study. Numerical simulation is performed to demonstrate the performance of the proposed rendezvous guidance.

초 록

항공기의 임무수행 시간을 연장하기 위해 도입된 공중급유를 수행하기 위해서는 두 항공기간의 랑데부 기동이 필수적으로 요구된다. 본 논문에서는 공중급유를 위해 가변 추적유도법칙을 이용한 랑데부 유도기법을 다룬다. 르야프노프 안정성 이론을 이용하여 가변 추적유도법칙 기반 랑데부 유도기법을 설계하였다. 제한한 유도기법은 두 항공기가 일정한 속력으로 비행하고 있을 때, 두 항공기 간의 헤딩각이 일치하도록 작동하여 랑데부 기동을 수행하도록 한다. 수치 시뮬레이션을 통해 제한한 랑데부 유도기법의 성능을 검증하였다.

Key Words : Rendezvous(랑데부), Variable Pursuit Guidance(가변추적유도), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Autonomous Aerial Refueling(자동 공중급유)

1. 서 론

전투기, 수송기 등 다양한 형태의 항공기가 개발되고, 각각의 목적에 맞게 임무 수행 요구도가 증가함에 따라 한 번의 비행으로 주어진 임무를 수행하지 못하는 경우가 생긴다. 항공기의 연료저장 공간은 한계가 있기 때문에 한 번의 이륙으로 수행할 수 있는

임무 반경이 제한되기 때문이다. 이러한 문제를 극복하기 위해서 공중급유를 통해 항공기의 운용범위를 늘려주거나, 한 대의 항공기가 아닌 다수의 항공기를 이용하여 전체 작전반경을 넓히는 연구가 활발히 진행되고 있다.

대한민국 공군은 2018년 Airbus社의 A330-MRTT를 공중급유기로 도입하여 2019년 1호기를 전력화하

† Received : June 23, 2020 Revised : September 1, 2020 Accepted : September 14, 2020

¹ Assistant Professor

¹ Corresponding author, E-mail : mingukim@hansung.ac.kr, ORCID 0000-0001-5273-8216

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

였다. 무인항공기 기술이 발달함에 따라 전투기뿐만 아니라 무인항공기도 공중급유를 통해 작전반경을 넓힐 일이 발생할 수 있다. 자동공중급유를 위해서는 두 항공기 간의 랑데부 기동이 필수적으로 수행되어야 한다.

항공기의 랑데부 기동을 수행하기 위해 비례항법유도법칙(PNG, Proportional Navigation Guidance)과 추적유도법칙(Pursuit Guidance)을 이용하는 연구가 많이 진행되었다[1-7]. 비례항법유도법칙을 이용한 랑데부 유도기법 연구는 항법상수(Navigation Constant)를 변형하여 유도명령을 생성하는 형태로 진행되었으며[1,2], 추적유도법칙과 슬라이딩 모드 제어기법을 이용하여 협조관계에 있는 두 항공기가 랑데부 기동을 수행할 수 있는 유도기법 연구도 수행되었다[3]. 복수의 무인항공기에 대하여 랑데부 지점까지의 도달 시간을 예측하고, 충돌 회피 및 랑데부 기동을 수행하는 연구가 진행되었으며[4], 가변 리드각을 도입하여 동일한 속력으로 비행하는 두 무인항공기가 랑데부 기동을 수행할 수 있도록 가변 이탈 추적유도기법(Variable Deviate Pursuit Guidance)을 이용한 랑데부 유도기법 연구도 진행되었다[5]. 그 외에 시변 벡터필드를 이용한 랑데부 유도기법[6], 무인항공기-지상목표물 간 협업을 위한 최적 랑데부 계획[7] 연구도 수행되었다.

무인항공기의 자동공중급유를 위한 연구도 활발히 수행되고 있다. 프로브-드로그 시스템이 장착된 급유기로의 무인항공기 자동공중급유를 위하여 최적선형 제어(LQR, Linear Quadratic Regulator)를 활용한 연구가 수행되었다[8]. 충돌각 제어 유도기법(Impact Angle Control Guidance)을 응용하여 상용 여객기는 기동을 하지 않고 급유기가 상용 여객기의 최종 비행 경로각, 최종 속도벡터와 일치하는 기동을 하도록 하는 최적 랑데부 유도기법을 제안되었다[9]. Terminal Iterative Learning Control 기법을 공기역학적 외란을 고려한 프로브-드로그 시스템이 탑재된 자동공중급유 임무에 적용하는 연구도 수행되었다[10]. 또한 한 대의 급유기를 이용하여 다수의 항공기가 자동공중급유를 할 수 있도록 각각의 랑데부 지점을 설정하고, 3차원 환경에서의 랑데부 기동을 수행할 수 있도록 경로계획기법에 대한 연구도 진행되었다[11].

본 논문에서는 동일한 속력으로 비행하는 두 무인항공기에 대하여 랑데부 기동을 수행하는 유도기법을 다루고자 한다. 두 항공기는 고도를 일정하게 유지한다는 가정 하에 2차원 평면상에서 공중급유를 위한 랑데부 기동을 수행한다고 가정하였다. 자동공중급유를 위해서 추종기(Receiver)는 급유기의 후미에서 접근하여야 하므로 추적유도기법을 적용되 가변 추적유도기법(Variable Pursuit Guidance)을 이용하여 급유기와 추종기 간의 거리, 상대속도를 수렴하게 하는 랑데부 유도기법을 제안하였다.

본 논문의 2절에서는 르야프노프 안정성 이론을 이용하여 가변 추적유도기법 기반의 랑데부 유도기법 설계를 다룬다. 그리고 수치 시뮬레이션을 통해 설계한 랑데부 유도기법의 성능을 분석한다. 3절에서 결론을 내리는 것으로 마무리한다.

II. 본 론

2.1 가변 추적유도 기반 랑데부 유도

2.1.1 문제설정

본 연구에서 두 무인항공기간의 2차원 운동방정식을 유도하기 위하여 다음의 가정을 고려하였다. 먼저, 무인항공기의 센서 동역학과 자동조종장치는 무인항공기의 동역학보다 매우 빠르다고 가정하였다. 두 무인항공기의 속력은 일정하며, 받음각은 매우 작다고 가정하였다. 또한, 본 연구에서는 바람이 없는 환경에서 랑데부 기동이 수행된다고 가정하였다. 이러한 가정을 이용하면 다음과 같은 2차원 운동방정식을 얻을 수 있으며, Fig. 1은 2차원 환경에서의 두 무인항공기 간의 기하학 관계도를 보여주고 있다.

$$\dot{R} = -V \cos(\lambda - \psi_P) + V \cos(\lambda - \psi_T) \quad (1)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V}{R} \sin(\lambda - \psi_P) - \frac{V}{R} \sin(\lambda - \psi_T) \quad (2)$$

$$\dot{\psi}_P = \frac{a_P}{V} = a_c \quad (3)$$

$$\dot{\psi}_T = \frac{a_T}{V} = a_{c_T} \quad (4)$$

여기서 R 은 두 무인항공기 간의 거리, ψ_P 은 추종기(Pursuer)의 헤딩각, ψ_T 은 급유기(Leader)의 헤딩각, V 은 두 무인항공기의 속력, λ 은 추종기의 시선각, a_P 은 추종기의 측면 가속도, a_c 은 추종기의 속력에 정규화된 측면 가속도 명령, a_T 은 선도기의 측면 가속도, a_{c_T} 은 선도기의 속력에 정규화된 측면 가속도를 의미한다.

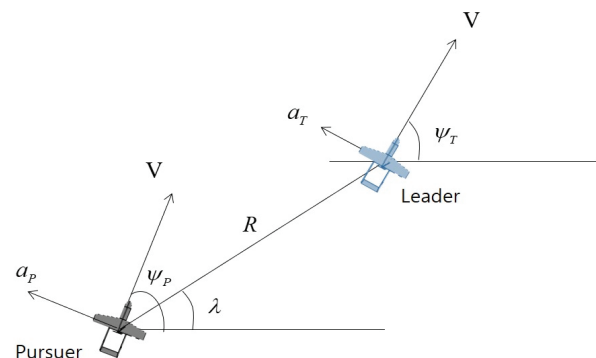


Fig. 1. Two-dimensional Geometry of Two UAVs

2.1.2 르야프노프 기반 가변 추적유도기법 설계

급유기(또는 선도기)의 공중급유 시스템인 붐(boom) 또는 드로그(Drogue)는 일반적으로 급유기 뒷부분에 배치되고, 프로브(Probe)는 일반적으로 추종기 앞부분에 배치된다. 따라서 원활한 공중급유를 위해서는 추종기가 급유기 뒤에서부터 접근하여야 하므로, 본 논문에서는 Tail-chase 기동에 유리한 추적유도기법을 적용한 랑데부 유도기법을 제안하였다.

랑데부 기동이 수행되었을 때 추종기의 헤딩 방향과 급유기의 헤딩 방향이 같은 방향이 되어야 한다. 따라서 다음과 같은 르야프노프 후보함수를 선정할 수 있다.

$$f = 2\sin^2\left(\frac{\lambda - \psi_P}{4}\right) \quad (5)$$

제안한 르야프노프 후보함수는 바람이 없는 환경에서 두 무인항공기의 시선벡터와 속도벡터가 0으로 수렴하도록 설계되었다. $\lambda - \psi_P = 0$ 은 추종기의 헤딩 방향이 급유기를 향하고 있음을 의미한다. 무인항공기의 헤딩과 시선각은 $\pm\pi$ 의 범위에서 결정된다. 르야프노프 후보함수 (5)를 시간에 대해 미분하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{f} = \sin\left(\frac{\lambda - \psi_P}{4}\right)\cos\left(\frac{\lambda - \psi_P}{4}\right)(\dot{\lambda} - \dot{\psi}_P) \quad (6)$$

$$\dot{f} = \frac{1}{2}\sin\left(\frac{\lambda - \psi_P}{2}\right)(\dot{\lambda} - a_c) \quad (7)$$

식 (8)과 같은 속력에 정규화된 가속도 명령을 고려하자.

$$a_c = \dot{\lambda} + k_1 \sin\left(\frac{\lambda - \psi_P}{2}\right) \quad (8)$$

여기서 k_1 은 유도이득이며, 양수이다. 식 (8)을 식 (7)에 대입하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\dot{f} = -\frac{k_1}{2}\sin^2\left(\frac{\lambda - \psi_P}{2}\right) \leq 0 \quad (9)$$

제안한 르야프노프 후보함수 (5)는 $b > 0$ 인 영역에서 집합 $\Omega_b = \{x_b \in R^n \mid f(x_b) < b\}$ 이 bounded된 연속적이고 미분가능한 함수이다. 르야프노프 후보함수 (5)의 1차 도함수는 negative semi-definite하다. 여기서 $x_b = \{\lambda(t) - \psi_P(t)\}$ 이다. 집합 D 를 집합 Ω_b 에서 $\dot{f}(t) = 0$ 을 만족시키는 모든 점들의 집합이라고 하자.

$$D = \{x_b \in R^n \mid \dot{f}(x_b) = 0\} \quad (10)$$

그리고 집합 M 을 집합 D 의 the largest invariant set이라고 하자.

$$M = \{x_b \in R^n \mid (\lambda(t) - \psi_P(t)) = 0\} \quad (11)$$

집합 M 이 $(\lambda(t) - \psi_P(t)) \neq 0$ 인 점을 포함한다고 가정하면,

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}(t) - \dot{\psi}_P(t) &= \dot{\lambda} - a_c \\ &= -k_1 \sin\left(\frac{\lambda - \psi_P}{2}\right) \\ &\neq 0 \end{aligned} \quad (12)$$

그러므로 만약 궤적이 집합 D 를 벗어나게 되면, 궤적은 집합 M 을 벗어나게 된다. 이는 invariant set M 의 정의에 모순된다. 따라서 르야프노프 안정성 이론 및 LaSalle's invariance 정리에 의해 생성된 가속도 명령은 두 무인항공기 시스템이 무인항공기의 시선각과 헤딩각이 일치하는 점($\lambda - \psi_P = 0$)에서 점근적으로 안정하게 한다[12].

식 (8)의 가속도 명령에 사용되는 유도이득 k_1 은 급유기로의 추종기 수렴 속도와 연관이 있다. 큰 값의 유도이득 k_1 을 사용하면 두 무인항공기의 거리를 빠른 시간에 0으로 수렴시킬 수 있다. 하지만 상수 유도이득을 사용하게 되면 랑데부 기동이 아닌 요격과 같은 기동을 하게 되므로 공중급유와 같은 임무를 수행하기에 적합하지 않다. [5]의 가변 리드각을 참고하여, 두 무인항공기 간 거리에 따라 크기가 변하는 유도이득을 다음과 같이 제안한다.

$$k_1 = c_1 e^{-c_2 \frac{R_0 - R}{R_0}} \quad (13)$$

여기서 c_1, c_2 는 양의 상수인 유도이득 설계 매개변수이며, R_0 은 두 무인항공기 사이의 초기거리이다.

제안한 유도법칙을 사용하면 두 무인항공기의 거리가 근접할수록 시선각과 헤딩각의 차이가 0으로 수렴한다. 이는 급유기의 헤딩각과 추종기의 헤딩각이 일치하는 방향으로 기동함을 의미한다. 따라서 운동방정식 (1)로부터 두 무인항공기의 상대속도 역시 0으로 수렴함을 알 수 있다.

2.2 수치 시뮬레이션

2.2.1 시뮬레이션 환경

제안한 비선형 가변 추적유도기법 기반 랑데부 유도법칙의 성능을 살펴보기 위해 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 수치 시뮬레이션 환경은 측풍 외란이 없다고 가정하였다. 두 무인항공기의 속력은 20m/s로 설정하였다. 두 무인항공기의 가속도 제한은 2g로 설정하였다. 여기서 g는 중력가속도를 의미한다. 그 외 시뮬레이션 환경은 Table 1에 정리하였다.

본 논문에서 고려한 수치 시뮬레이션 시나리오는 3개로 Table 2에 정리하였다. 각 매개변수의 영향을 살펴보기 위한 시나리오 1과 2에 사용한 가변 추적유도 기반 랑데부 유도기법의 유도이득 설계 매개변수는 Table 3에 정리하였다.

Table 1. Numerical simulation environment

	Value
Initial position of a leader	(400, 0) m
Initial position of a pursuer	(0, 0) m
Initial heading of a leader	90 deg
Initial heading of a pursuer	60 deg
Maneuver acceleration of leader	1.5 deg/s

Table 2. Numerical simulation scenario

	Scenario
Scenario 1	The effect of c_1 (Fixed c_2)
Scenario 2	The effect of c_2 (Fixed c_1)
Scenario 3	Comparison between the performance of the proposed guidance and that of the variable deviated pursuit rendezvous guidance in [5]

Table 3. Guidance gain design parameters in Scenario 1 and 2

Scenario	Value
Scenario 1	$c_1 = (1, 10, 50, 100)$, $c_2 = 500$
Scenario 2	$c_1 = 10$, $c_2 = (10, 50, 100, 1000)$

2.2.2 시뮬레이션 결과 및 분석

Figures 2-5는 시나리오 1($c_2 = 500$ 고정)에 대한 수치 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. Figs. 2-5에서 각각 청색 실선은 $c_1 = 1$ 일 때, 자주색 점선은 $c_1 = 10$ 일 때, 녹색 점선은 $c_1 = 50$ 일 때, 흑색 점선은 $c_1 = 100$ 일 때의 비행궤적, 거리오차, 속력에 정규화된

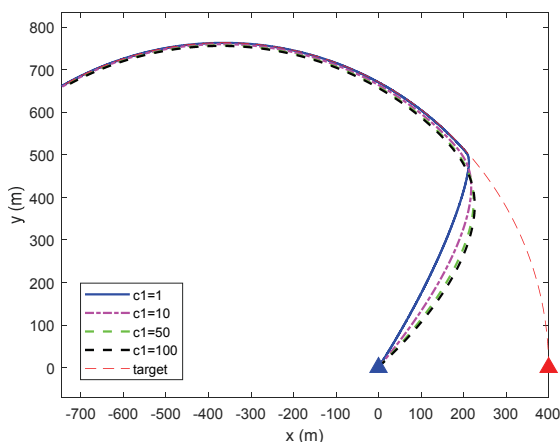


Fig. 2. Flight trajectories: Scenario 1

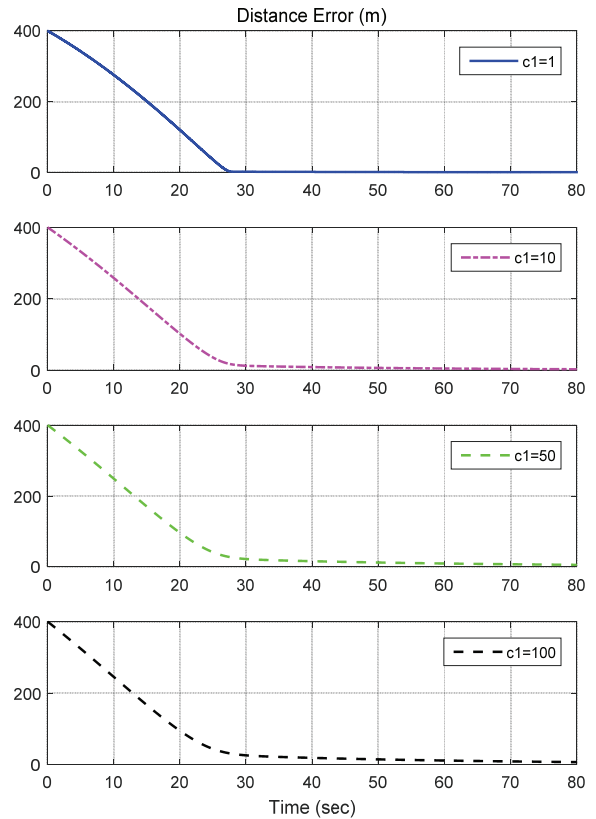


Fig. 3. Distance errors: Scenario 1

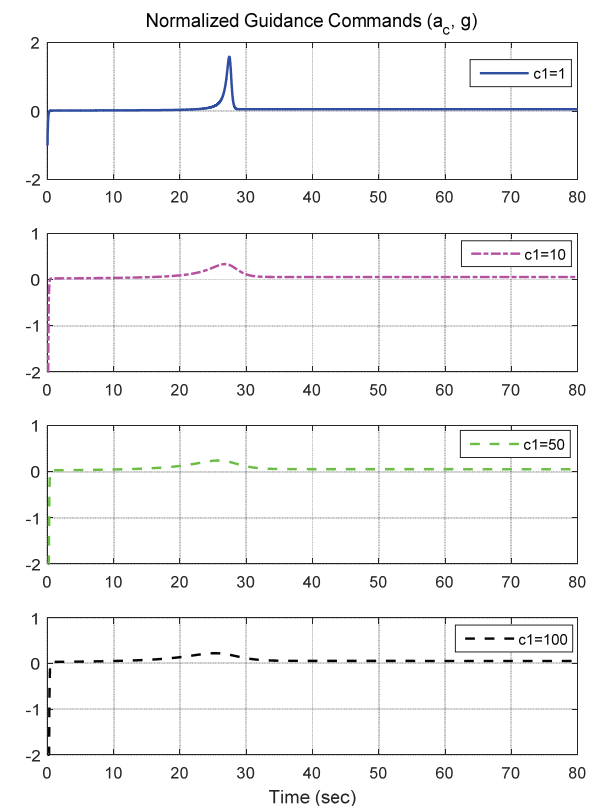


Fig. 4. Acceleration commands: Scenario 1

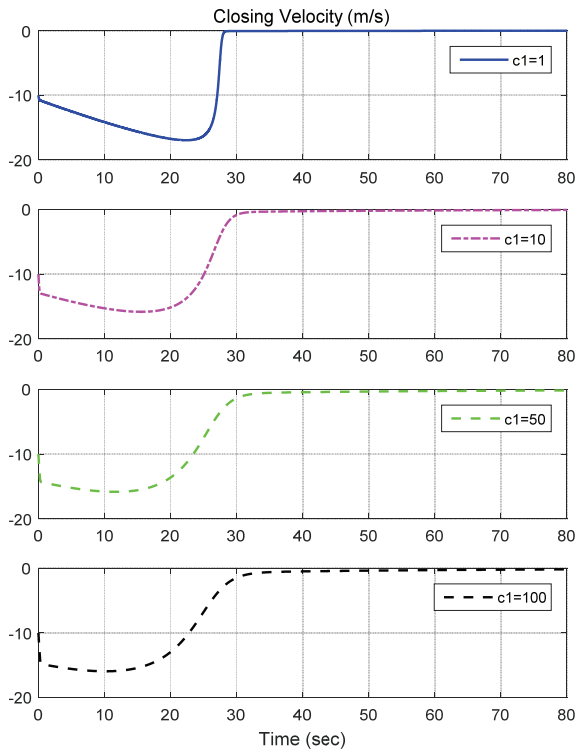


Fig. 5. Closing velocities: Scenario 1

가속도 명령, 접근속도 결과를 보여주고 있다. 유도이득 설계 매개변수 c_1 이 커질수록 두 무인항공기의 거리오차 수렴이 완만하게 이루어짐을 알 수 있다. Table 4는 시나리오 1에서 80초에서의 두 무인항공기 간의 거리오차를 보여주고 있다. c_1 이 클수록 두 무인항공기 수렴속도가 완만해지기 때문에 시뮬레이션 후반부에서의 거리오차가 c_1 이 작을 때보다 큼을 알 수 있다.

Figures 6-9는 시나리오 2($c_1 = 10$ 고정)에 대한 수치 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. Figs. 6-9에서 각각 청색 실선은 $c_2 = 10$ 일 때, 자주색 점선은 $c_2 = 50$ 일 때, 녹색 점선은 $c_2 = 100$ 일 때, 흑색 점선은 $c_2 = 1,000$ 일 때의 비행궤적, 거리오차, 속력에 정규화된 가속도 명령, 접근속도 결과를 보여주고 있다. 유도이득 설계 매개변수 c_1 과는 달리 c_2 은 그 값이 작아질수록 두 무인항공기의 거리오차 수렴이 완만하게 이루어짐을 알 수 있다. Table 5는 시나리오 2

Table 4. Distance error at 80 sec: Scenario 1

	Distance error
$c_1 = 1, c_2 = 500$	0.2095 m
$c_1 = 10, c_2 = 500$	2.416 m
$c_1 = 50, c_2 = 500$	5.304 m
$c_1 = 100, c_2 = 500$	6.823 m

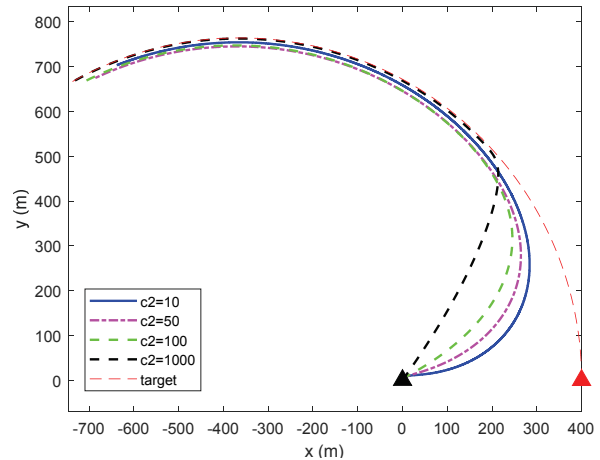


Fig. 6. Flight trajectories: Scenario 2

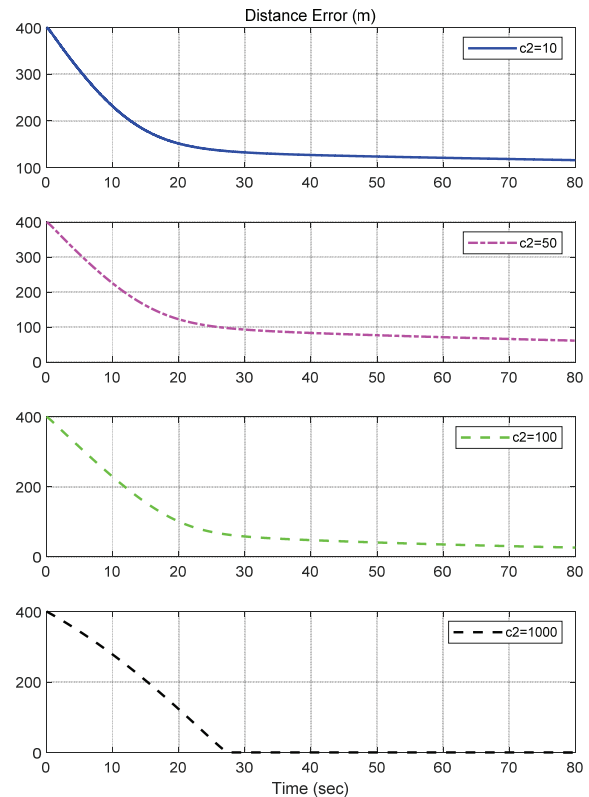


Fig. 7. Distance errors: Scenario 2

에서 80초에서의 두 무인항공기 간의 거리오차를 보여주고 있다. c_2 이 작아질수록 두 무인항공기 수렴속도가 완만해지기 때문에 c_2 이 큰 경우보다 시뮬레이션 후반부에서의 거리오차가 큼을 알 수 있다. 이것은 유도이득 설계 매개변수 c_1 은 거리오차에 비례해서 가속도 명령의 값이 커지게 하기 때문이고, c_2 는 거리오차에 반비례하게 가속도 명령을 생성시키기 때문이다. 따라서 이러한 특징을 참고하여 유도이득 설계 매개변수를 설정하면, 랑데부 기동에 적합한 유도이득을 정할 수 있다.

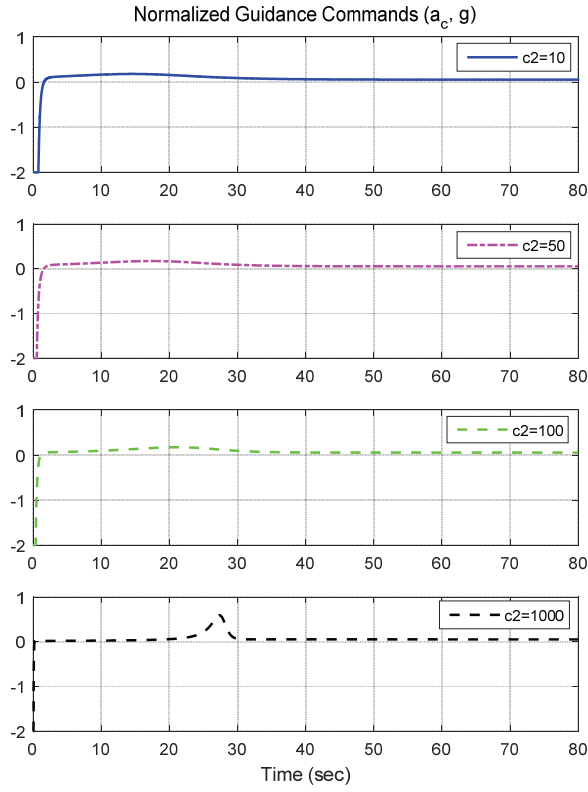


Fig. 8. Acceleration commands: Scenario 2

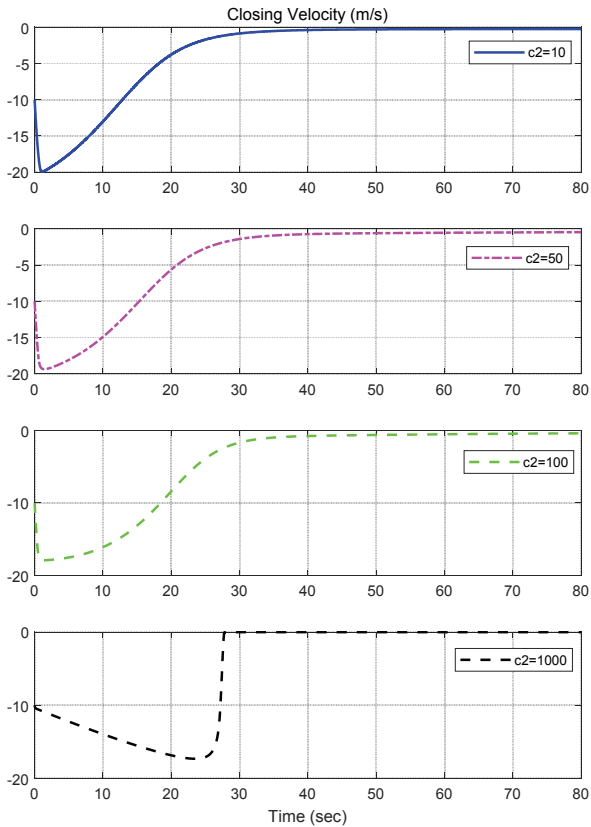


Fig. 9. Closing velocities: Scenario 2

Table 5. Distance error at 80 sec: Scenario 2

	Distance error
$c_1 = 10, c_2 = 10$	115.7 m
$c_1 = 10, c_2 = 50$	61.4 m
$c_1 = 10, c_2 = 100$	26.22 m
$c_1 = 10, c_2 = 1,000$	0.841 m

$$a_{c_{1s}} = \dot{\lambda} - l_1(\psi_P - (\lambda + \delta)) \tag{14}$$

$$\delta = \left(\frac{R_0 - R}{R_0} \right) (\psi_T - \lambda) \tag{15}$$

Figures 10-13은 [5]에서 제안한 가변 이탈 추적유도 기반 랑데부 유도법칙 (14)와 성능을 비교한 시나리오 3에 대한 수치 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 식 (15)는 가변 리드각(Variable lead angle)을 의미한다. Figs. 10-13에서 각각 청색 실선은 본 논문에서 제안한 비선형 가변 추적유도 기반 랑데부 유도법칙을 적용한 경우, 자주색 점선은 가변 이탈 추적유도 기반 랑데부 유도법칙 (14)를 적용한 경우의 비행궤적, 거리오차, 속력에 정규화된 가속도 명령, 접근속도 결과를 보여주고 있다.

본 논문에서 제안한 랑데부 유도법칙의 유도이득 설계 매개변수는 $c_1 = 1, c_2 = 500$ 으로 설정하였으며, 가변 이탈 추적유도 기반 랑데부 유도법칙 (14)의 유도이득 l_1 은 0.1로 설정하였다. Fig. 10에서 볼 수 있듯이 제안한 가변 추적유도 기반 랑데부 유도법칙을 적용하면 추종기는 급유기와 충돌 삼각형(Collision Triangle)과 비슷한 궤적으로 접근하다 급유기 후미에서 따라가는 기동을 수행한다. 반면 [5]에서 제안한 가변 이탈 추적유도 기반 랑데부 유도법칙을 적용하면 보다 완만한 곡선을 그리며 급유기 후미에서 접근하는 기동을 수행한다. 이러한 기동의 차이는 각

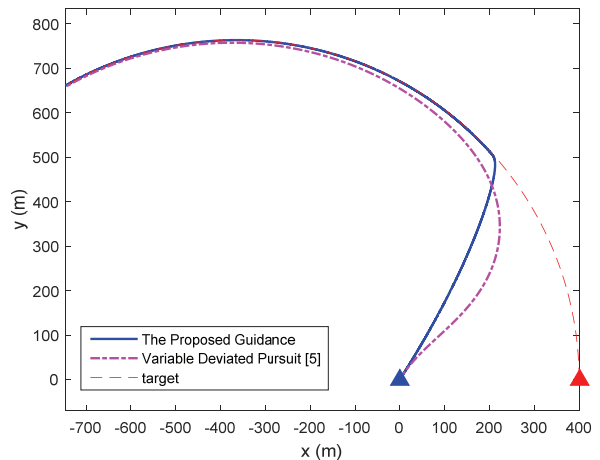


Fig. 10. Flight trajectories: Scenario 3

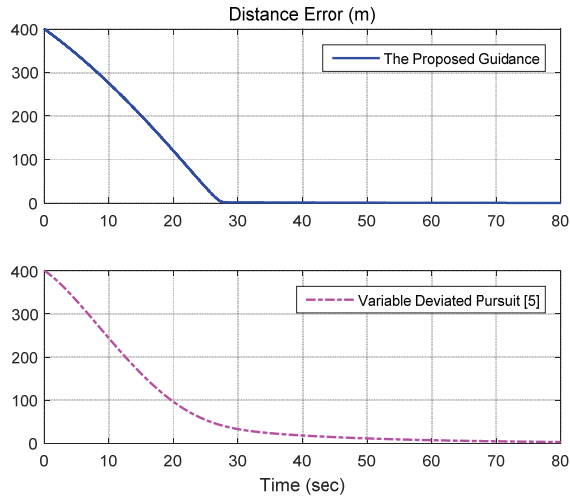


Fig. 11. Distance errors: Scenario 3

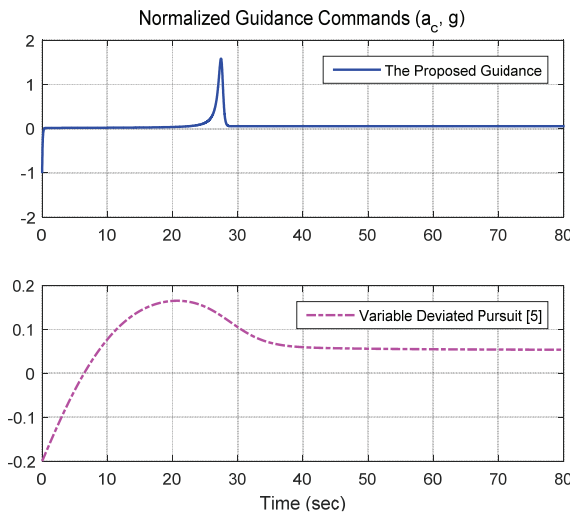


Fig. 12. Acceleration commands: Scenario 3

각 유도이득의 크기가 가속도 명령 생성에 영향을 주기 때문에 발생한다. 임무 초기에 결정되는 유도이득의 크기는 식 (11)의 가변 이탈 추적유도 기반 랑데부 유도법칙을 적용했을 때 더 작고, 유도이득의 변화가 완만하기 때문에 상대적으로 작은 가속도 명령이 생성되어 완만한 선회를 하며 랑데부 기동을 수행하게 된다. 반면, 제안한 가변 추적유도 기반 랑데부 유도법칙을 적용하면 초기에 결정되는 유도이득의 크기가 크고, 유도이득의 변화가 급격하게 발생하여 초반에 급격한 선회를 한 뒤 충돌 삼각형과 비슷한 궤적을 그리며 랑데부 기동을 하게 된다. 따라서 제안한 유도기법은 생성되는 가속도 명령의 범위가 크기 때문에 보다 다양한 랑데부 기동을 수행할 수 있음을 알 수 있다. 80초에서의 거리오차는 각각 0.2095m, 3.175m로 제안한 랑데부 유도법칙을 적용했을 때 최종 거리오차가 작음을 알 수 있다. Fig. 13에서 보듯이 접근속도, 즉, 거리오차 변화율(\dot{R})은 제안한 랑데부 유도법칙을 적용한 경우 초반에 큰

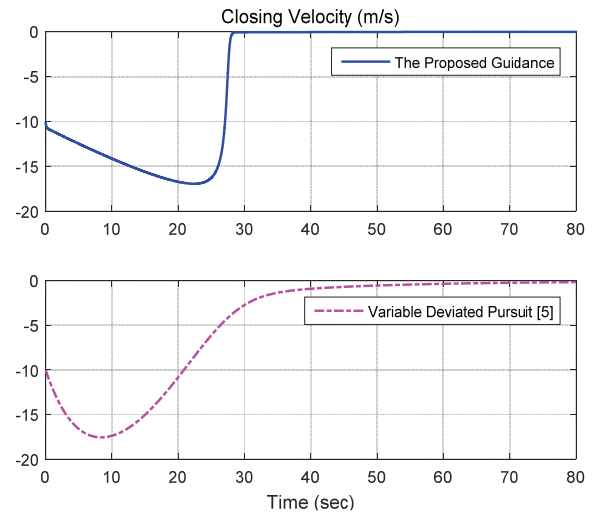


Fig. 13. Closing velocities: Scenario 3

값을 유지하다 급격하게 0으로 수렴하여 유지됨을 알 수 있다. 또한, 안정적인 랑데부를 위해서 선도기와 추종기의 최종 heading각이 일치하여야 한다. 선도기와 추종기의 최종 heading각 오차는 제안한 랑데부 유도기법을 사용했을 때 0.0309deg, [5]의 유도기법을 사용했을 때 0.4497deg였다.

III. 결 론

본 논문에서는 공중급유 임무를 고려하여 동일한 속력으로 비행하는 두 무인항공기의 랑데부 기동을 위해 가변 추적유도기법을 이용한 랑데부 유도 기법을 제안하였다. 르야프노프 안정성 이론을 이용하여 추적유도법칙을 설계하고, 랑데부 기동을 위해 가변 유도이득을 제안하였다. 제안한 유도기법을 사용하면 추종기의 시선각과 heading각의 차이가 0으로 수렴하게 되고, 추종기가 급유기의 후미에서 따라붙는 기동을 하게 된다. 추종기와 급유기 사이의 거리에 대해 값이 바뀌는 유도이득을 사용함으로써 추종기가 급유기에 가까워질수록 상대속도 역시 0으로 수렴하여 랑데부 기동이 수행됨을 알 수 있다. 수치 시뮬레이션을 통해 유도이득 설계 매개변수가 랑데부 기동에 끼치는 영향을 살펴보았으며, 기존의 가변 이탈 추적유도 기반 랑데부 유도기법과의 성능 비교를 수행하여 최종 거리오차 측면에서 우수한 성능을 보임을 확인하였다. 추후 추종기의 출발 위치에 따른 랑데부 기동 성능의 변화 및 랑데부 기동 capturability에 대한 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한성대학교 교내학술연구비 지원과제임.

References

- 1) Yuan, P. J. and Hsu, S. C., "Rendezvous Guidance with Proportional Navigation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 2, 1994, pp. 409~411.
- 2) Smith, A. L., "Proportional Navigation with Adaptive Terminal Guidance for Aircraft Rendezvous," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 6, 2008, pp. 1832~1835.
- 3) Yamasaki, T. and Balakrishnan, S. N., "Sliding Mode-based Pure Pursuit Guidance for Unmanned Aerial Vehicle Rendezvous and Chase with a Cooperative Aircraft," *Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 224, No. 10, 2010, pp. 1057~1067.
- 4) Manathara, J. G. and Ghose, D., "Rendezvous of Multiple UAVs with Collision Avoidance Using Consensus," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25, No. 4, 2012, pp. 480~489.
- 5) Ratnoo, A., "Variable Deviated Pursuit for Rendezvous Guidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 88, No. 4, 2015, pp. 787~792.
- 6) Jiang, W., Wang, D., Wang, Y. and Ali, Z.A., "UAV Rendezvous Based on Time-Varying Vector Fields," *Electronics Letters*, Vol. 53, No. 10, 2017, pp. 653~655.
- 7) Rucco, A., Sujit, P. B., Aguiar, A. P., Borges de Sousa, J. and Pereira, F. L., "Optimal Rendezvous Trajectory for Unmanned Aerial-Ground Vehicles," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 54, No. 2, 2018, pp. 834~847.
- 8) Fravolini, M. L., Ficola, A., Campa, G., Napolitano, M. R. and Seanor, B., "Modeling and Control Issues for Autonomous Aerial Refueling for UAVs using a Probe-Drogue Refueling System," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, 2004, pp. 611~618.
- 9) Tsukerman, A., Weiss, M., Shima, T., Lobl, D. and Holzapfel, F., "Optimal Rendezvous Guidance Laws with Application to Civil Autonomous Aerial Refueling," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 41, No. 5, 2018, pp. 1167~1174.
- 10) Dai, X., Quan, Q., Ren, J., Xi, Z. and Cai, K. Y., "Terminal Iterative Learning Control for Autonomous Aerial Refueling Under Aerodynamic Disturbances," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 41, No. 7, 2018, pp. 1576~1583.
- 11) Yoon, Y. J., Kim, M. G. and Kim, Y. D., "Three-Dimensional Path Planning for Aerial Refueling Between One Tanker and Multiple UAVs," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 19, 2018, pp. 1027~1040.
- 12) Kim, M. G. and Kim, Y. D., "Lyapunov-Based Pursuit Guidance Law with Impact Angle Constraint," The 19th IFAC World Congress 2014, Cape Town, South Africa, August 2014.