論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(3), 199-212(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.3.199>

무인전투기를 위한 가상 추적점 기반 자율 공중 교전 유도 법칙 설계

유동일, 심현철*

Design of an Autonomous Air Combat Guidance Law
using a Virtual Pursuit Point for UCAV

Dong-Il You and Hyunchul Shim*

Korea Advanced Institute of Science and Technology

ABSTRACT

This paper describes an autonomous air combat guidance law using a Virtual Pursuit Point (VPP) in one-on-one close engagement for Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV). The VPPs that consist of virtual lag and lead points are introduced to carry out tactical combat maneuvers. The VPPs are generated based on fighter's aerodynamic performance and Basic Fighter Maneuver (BFM)'s turn circle, total energy and weapon characteristics. The UCAV determines a single VPP and executes pursuit maneuvers based on a smoothing function which evaluates probabilities of the pursuit types for switching maneuvers with given combat states. The proposed law is demonstrated by high-fidelity real-time combat simulation using commercial fighter model and X-Plane simulator.

초 록

본 논문은 무인전투기를 위한 일대일 근접 교전 상황에서의 가상 추적점을 이용한 자율 공중 교전 법칙에 관해 기술하였다. 가상의 지연 및 선도 추적점으로 구성된 가상 추적점은 전술 교전 기동을 수행하기 위해서 도입한 것으로 각 가상 추적점은 전투기의 공력 특성과 기본 전투 기동의 선회원, 총 에너지 및 무기 거동 특성을 고려하여 생성된다. 무인전투기는 현재의 교전 상태를 기반으로 기동 전환을 위해 각 추적 기동의 확률을 평가하는 스무딩 함수를 이용해 단일의 가상 추적점을 결정하고 추적 기동을 실시하게 된다. 제안된 기법은 상용 전투기 모델과 X-Plane 시뮬레이터를 이용한 고충실도의 실시간 교전 시뮬레이션을 통해 성능을 검증하였다.

Key Words : Autonomous Air Combat(자율 공중 교전), Virtual Pursuit Point(가상 추적점), Dogfight(근접 교전), Unmanned Combat Aerial Vehicle(무인전투기), X-Plane(엑스플레인), BFM(기본 전투 기동)

1. 서 론

미래의 무인항공기 운용 환경은 무인전투기의 도입으로 임무 수행 범위가 확장되고 다양해지면

서 기존의 정찰 임무위주에서 지상 공격뿐만 아니라 공중 목표물에 대한 공대공 임무를 포함한 유인전투기와 협동 혹은 단독으로 적 유/무인전투기에 대한 공세적인 임무 수행 등으로 그 영역

† Received: September 30, 2013 Accepted: February 28, 2014

* Corresponding author, E-mail : hcshim@kaist.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

이 확대 될 것으로 예측된다. 최근의 공중 교전 양상은 탐지 센서 및 유도 무기의 발달에 따라 과거 근접 교전 방식에서 가시거리 밖 장거리 유도 무기 발사를 통한 교전 방식으로 바뀌었다. 그러나 최근 개발된 많은 유인/무인항공기에 적용된 스텔스(Stealth) 기능의 발달과 확산으로 전투의 복잡도가 크게 증가하였고 최신의 유인전투기(F-22, F-35 등)도 여전히 기총을 탑재하는 것에서 알 수 있듯이 근접 교전 임무를 여전히 필수적으로 고려해야 하는 실정이다. 근접 교전 상황은 교전 상태가 빠르고 지속적으로 변화하며 즉각적인 상황 판단 및 기동 결정이 요구된다. 현재의 대다수 무인항공기는 핵심 임무를 외부 조종사에 의해 원격으로 수행되고 있어 시간 지연과 제한된 시야각과 그에 따른 정보량 제한 등으로 공중 목표물에 대한 교전 수행이 거의 불가능하며 무인전투기의 성능을 극대화하는 동시에 교전 임무를 효과적으로 수행하기 위해서는 자율 교전 기술이 필수적으로 요구된다고 할 수 있다.

자율 교전 연구는 유인전투기의 모의 교전을 통한 교전 전술의 전투 효과도 분석과 조종사의 훈련을 목적으로 1960년대 후반부터 관련 연구가 시작되었다. 자율 교전 연구는 크게 이론적인 접근 방식과 휴리스틱(Heuristic) 방식으로 구분된다. 전자의 경우 미분 게임 이론과 최적 제어를 기반으로 하고 있으며 후자는 규칙 기반 방식이나 강화 학습 기법 등을 기반으로 하고 있다. 교전의 가장 기초적인 형태인 추적-회피 게임은 동적 게임 이론을 바탕으로 이에 대한 최적해는 참고문헌[1,2]에 제시되어 있다. 대표적인 이론적인 접근 방식은 게임 이론을 이용한 헬리콥터 모델의 자율 공중 교전[3], Influence Diagram 기반 공중 교전[4], 동적 프로그래밍 기반 공중 교전[5], 모델 예측 제어 기반 교전[6] 등이 있다.

휴리스틱 방식으로는 규칙 기반의 전문가 시스템인 AML[7]과 AML의 기본 구조를 확장하여 유도 무기 등이 포함된 교전 시뮬레이터인 고기동성 전투기를 위한 TiGRES[8], 그리고 학습 분류자 시스템을 이용한 강화 학습 기반 연구[9] 등이 있다.

앞서 기술한 이론적/경험적 연구 사례들은 성공적인 연구 결과를 도출하였지만, 여전히 실질적인 무인전투기로의 적용을 위해 개선되어야 할 제한 점들이 존재하고 있다. 이론적인 방식에서는 공통적으로 문제의 복잡성을 낮추기 위해 운동 모델을 고정된 속도나 2차원 평면 운동 등으로 간단화하거나 행동 가능 집합을 최대/최소/유지 등의 아주 간략하게 선정함으로써 교전 문

제를 접근하였다. 그러나 교전 상황은 몇 가지의 이산화된 행동 집합으로 다양한 교전 상황을 반영할 수가 없으며 짧은 미래 예측 구간에서의 최적해가 교전 전체에 대한 최적성이 보장되지 않는 단점이 있다. 또한, 적기의 반응각이나 추력, 후보 기동 집합 등의 현실적으로 추정 불가능한 상태 변수를 사용하여 최적 기동을 선택하므로 실제 교전으로의 적용이 불가능할 것으로 판단된다. 휴리스틱 방식의 연구들은 가장 현실적인 교전 시뮬레이션 결과를 보였지만 교전 상황 전반에 대한 규칙을 세부적으로 정의해야 하고 규칙 갱신이나 수정 및 분석에 많은 시간이 소모되는 단점이 있다.

이와 함께, 교전 문제를 접근할 때 필수적으로 동반되는 기동의 최적성은 대상 시스템과 환경 모델을 정확하게 알고 있는 경우를 제외하고 이를 보장하거나 정의하는 것은 상당히 어려운 문제다. 최적성은 측정 및 가용 변수의 부족 또는 예측 구간의 길이에 따라 쉽게 악화될 수 있는 특성이 있으므로 실질적인 구현을 고려할 경우, 이를 위한 준최적성을 보장할 수 있도록 해야 한다. 본 연구에서는 최적성 문제를 해결하기 위해 BFM을 활용하도록 하였다. BFM은 조종사의 축적된 경험과 지식을 바탕으로 특정 상황에 대한 최적으로 간주되는 대표적인 기동들을 포함하고 있다. 따라서 이는 교전 기동의 최적성 문제를 보완할 수 있는 하나의 방식으로 활용이 가능하다. BFM에서의 에너지 관리 기동은 John R. Boyd에 의해 제안된 Energy-Maneuverability (E-M)이론[10]을 기반으로 하고 있다. E-M 이론은 최대 선회능력을 갖는 비행 영역 산출을 가능하여 기동의 준최적성을 확보하는 데 활용이 가능하다. 따라서 앞서 언급한 기존 연구의 제한점을 보완하고 극복하기 위해 본 연구에서는 가상 추적점(Virtual Pursuit Point, VPP)을 도입하여 BFM의 최적 기동이 가능한 무인전투기의 자율 근접 교전 유도 법칙을 제안하였다. 가상 추적점은 현재의 목표 위치 주변에 생성되는 특정한 지점으로 BFM의 개념(선회원, 선회원 중심, 선회반경 등)과 E-M 이론 기반 성능 해석 결과, 무기 거동 특성 등을 고려하여 생성된다.

2장에서는 교전 문제를 정의하고 추적 유도 법칙과 VPP 생성, 전술 속도 및 하중 배수 제한 기법, VPP의 스무딩(Smoothing) 기법에 대해서 기술하고 3장에서는 상용 X-Plane 시뮬레이터를 활용한 비선형 6자유도 교전 시뮬레이션 결과를, 4장에서는 결론 및 고찰을 기술한다.

II. 교전 유도 법칙 설계

2.1 교전 문제 정의

본 연구에서는 교전 문제를 비유도 무기인 기총 사격만을 고려한 일대일 근접 교전 상황으로 한정하고 이에 대한 교전 유도 법칙을 구성하도록 한다. 교전 상황은 공격기 또는 적기가 기총 사격으로 격추된 경우 종료되도록 설정하였다. 본 연구에서의 교전 유도 법칙의 목표는 공격기로 하여금 적기에 대해서 교전 동안 적기의 공격 기회를 최소화 하면서 후방의 공격 우위 위치를 확보하는 것이다. 교전 유도 법칙을 위한 교전 기하학은 다음과 같이 표현된다.

$$\mu_A = \cos^{-1}[\mathbf{p}_A \cdot \mathbf{V}_A / |\mathbf{p}_A| |\mathbf{V}_A|] \quad (1)$$

$$\eta_A = \cos^{-1}[\mathbf{p}_A \cdot \mathbf{V}_T / |\mathbf{p}_A| |\mathbf{V}_T|] \quad (2)$$

$$\mathbf{p}_A = [x_T - x_A \quad y_T - y_A \quad z_T - z_A]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{V}_A = [\dot{x}_A \quad \dot{y}_A \quad \dot{z}_A]^T \quad (4)$$

$$\dot{x}_A = V_A \cos \gamma_A \cos \chi_A \quad (5)$$

$$\dot{y}_A = V_A \cos \gamma_A \sin \chi_A \quad (6)$$

$$\dot{z}_A = -V_A \sin \gamma_A \quad (7)$$

여기서, 공격기와 적기의 상태는 각각 아래 첨자 A와 T를 이용해 각각 표현한다. $\mathbf{p}$ 는 공격기와 적기의 시선 거리 벡터를 의미하고 μ 와 η 는 각각 180도 이내의 양의 값을 갖는 측면각(Aspect Angle)과 편차각(Deviation Angle)을 나타낸다. $\dot{\rho}$ 는 시선 거리 벡터의 길이 변화율로 접근율을 나타낸다. x, y, z 는 North-East-Down 좌표계에서의 위치를, χ 와 γ 는 속도 벡터의 방향각 및 기수각을 의미한다. 이와 함께 현실적

Fig. 1. Combat Geometry and States

인 교전 유도 법칙을 구성하기 위해서 현재 운용중인 T-50[11]과 F-16[12]의 경우, 레이더에서 대상 표적의 위치와 속도, 그리고 가속도 벡터 등이 50Hz로 제공되며 따라서 유도 법칙 구성을 위한 관측 및 가용 정보는 이와 같이 한정하였다. 본 연구에서는 적기의 위치에 상관없이 위치 및 속도 등과 적기의 물 각을 측정 가능으로 가정하였다.

2.2 추적 유도 법칙

특정 지점으로 공격기를 유도하는 방식은 간단한 구조와 실시간 구현이 가능한 시선각(Line of Sight, LOS) 벡터 기반의 추적 유도(Pursuit Guidance, PG) 방식[13]을 기본으로 한다. 그러나 PG 방식은 적기의 위치에 대한 시선각 오차를 줄이기 위한 유도 명령만 계산 가능하므로 교전 시 이를 그대로 사용하게 되면 일치 추적 기동만 수행하게 되므로 교전 상황에서 에너지 관리와 상황별 BFM의 구현이 어려운 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 이러한 단점을 보완하고 교전 기동을 수행하기 위해 VPP 개념을 제안하고 이를 기반으로 기존의 추적 유도 기법을 그대로 사용하면서도 각 BFM의 원리와 에너지 운용 개념을 포함하는 새로운 교전 유도 기법을 설계하고자 한다.

공격기가 특정 지점을 추적하도록 하는 상황을 가정하면 공격기의 현재 속도 벡터를 기준으로 한 가속도 명령은 다음과 같이 표현된다.

$$\mathbf{a}_{cmd}^w[g] = \frac{K_{PG} (\mathbf{V}_A^w \times \mathbf{p}_A^w) \times \mathbf{V}_A^w}{V_A \rho_A |g|} + \frac{[0 \quad \omega_A^w(3) \quad \omega_A^w(2)]^T \cdot |\mathbf{V}_T - \mathbf{V}_A|}{|g|} \quad (8)$$

$$\text{where } \omega_A^w = \frac{1}{|\mathbf{p}_A|} \mathbf{C}_{w/r}(\phi, \gamma, \chi) \frac{\mathbf{p}_A}{|\mathbf{p}_A|} \times (\mathbf{V}_T - \mathbf{V}_A),$$

$$\mathbf{p}_A^w = \mathbf{C}_{w/r}(\phi, \gamma, \chi) \cdot \mathbf{p}_A, \quad \mathbf{V}_A^w = \mathbf{C}_{w/r}(\phi, \gamma, \chi) \cdot \mathbf{V}_A,$$

$$\mathbf{V}_A = [V_A \quad 0 \quad 0]^T$$

여기서, 각 첨자 r, b 와 w 는 기준좌표계와 기체축 좌표계, 바람좌표계 기준을 나타내고 $\mathbf{C}_{b/r}$ 와 $\mathbf{C}_{w/r}$ 는 기준좌표계에서 기체축과 바람 좌표계로의 3-2-1 회전 변환 행렬을 의미한다. $\mathbf{g}$ 는 중력가속도 벡터를, ω 는 상대 속도 벡터에 의한 시선 거리 벡터의 변화율인 각속도 벡터를 나타내고 ϕ 는 기준좌표계에서의 물 각을 나타낸다. 식(8)의 가속도 명령은 설계 유도 상수인 k_g 를

포함하는 PG 항과 비례 항법계수가 1.0인 비례 유도 항법(Proportional Navigation Guidance, PNG)항으로 구성된다. 비례항법계수가 1.0인 PNG 항은 기동 목표물에 의한 시선각 변화율을 보상하기 위함이다. 본 연구에서 PG의 K_{PG} 는 시뮬레이션을 통해 0.5의 값을 사용하였다.

식(8)에서, 공격기 속도 벡터에 대한 가속도 명령 $\mathbf{a}_{cmd}^w$ 는 중력가속도에 대한 무차원 비율 [g] 단위로 표현된다. 계산된 유도 명령 $\mathbf{a}_{cmd}^w$ 은 2.4절에서 기술된 하중 배수 제한을 적용하고 중력가속도를 보상하여 다음 식(9)와 같이 필요 가속도 명령 $\mathbf{a}_d^w$ 로 최종적으로 결정된다.

$$\mathbf{a}_d^w[g] = \mathbf{a}_{cmd}^w - \mathbf{C}_{w/r}(\phi, \gamma, \chi) \cdot [0 \ 0 \ 1]^T \quad (9)$$

여기서 식(9)의 $\mathbf{a}_d^w$ 는 공격기가 옆미끄러짐각이 아주 작고 정상 수평 선회를 한다고 가정하면 다음과 같이 롤 각속도 명령 p_{cmd} 와 수직 가속도 명령 N_{cmd} 로 표현 가능하다[14]. 여기서, 식(10)의 $\mathbf{a}_d^w(2)$ 와 $\mathbf{a}_d^w(3)$ 은 각각 필요 가속도 명령 벡터의 Y와 Z축 방향 요소를 의미한다.

$$p_{cmd} = \tan^{-1} \frac{\mathbf{a}_d^w(2)}{-\mathbf{a}_d^w(3)}, \quad N_{cmd} = -\mathbf{a}_d^w(3) \quad (10)$$

2.3 교전 기동을 위한 가상 추적점

본 연구에서 제안한 VPP는 적기의 전방, 후방 또는 근처에 생성된 가상의 추적점을 의미하는데 이는 공격기로 하여금 교전 동안 시선각 기반 추적 유도 방식을 기반으로 VPP를 추적하도록 하면서 0적기에 대한 추적 코스(Pursuit Course)를 변화시킬 수 있을 뿐만 아니라 에너지를 관리하거나 기총 사격을 위한 조준 등의 3차원 교전 기동을 수행할 수 있도록 한다. 이러한 교전 기동을 구현하기 위해서는 먼저 VPP 생성에 활용되는 BFM에 대한 이해가 필요하다.

BFM의 목표는 적기의 공격 기회를 저지하는 동시에 공격 우위 상황을 가능한 짧은 시간 내에 달성하고 최대한 유지하는 것이다. BFM 원리는 추적 코스(Pursuit Course), 에너지 관리, 그리고 선회 능력 등으로 구성된다[12,15].

먼저, BFM의 추적 코스[12,15]는 지연, 일치, 그리고 선도 추적으로 구성되는데 선도 추적(Lead Pursuit)은 적기에 기총 사격을 하거나 높은 접근율을 유도할 때 사용되는 것으로 적기의

전방을 향하여 비행하는 것이고 일치 추적(Pure Pursuit)은 미사일 락온(Lock-On)이나 적절한 접근율로 접근이 필요할 경우 기수를 적기에 지향하는 형태를 의미한다. 지연 추적(Lag Pursuit)은 공격기의 기수가 적기 후방의 가상 위치를 추적하여 적절한 편차각을 가지면서 에너지 상태를 유지 또는 증가 시키거나 지속적인 공격 우위 위치를 고수할 때 실시된다.

이와 함께, 비행체는 기동 중 최대 추력 제한 및 공력 특성에 의해 선회 능력에 제한이 생긴다. 유인조종사의 경우, 교전 동안 현재의 총 에너지 상태와 최대 선회 능력을 갖는 최적 비행 영역에 대한 인지가 요구되며 이를 토대로 교전 기동을 수행하게 된다. 따라서 원하는 비행 영역을 정의하기 위해서는 비행체의 공력 특성과 E-M이론을 기반으로 한 선회능력 해석이 선행되어야 한다.

앞서 언급한 BFM의 원리는 무인전투기의 교전 기동에 필수적으로 반영되어야 할 주요 요소로 본 연구에서는 각각의 VPP를 에너지 관리, 선회원과 그 중심점 그리고 무기 거동 특성 등을 이용해 생성하도록 하였다.

2.3.1 지연 가상 추적점(Lag VPP)

지연 추적의 목표는 지속적으로 공격 우위 상황을 유지하면서 에너지 손실을 최소화 하도록 관리하는 것이다. BFM에서는 이를 설명하기 위해서 Fig. 2에서 보이는 것과 같은 선회원(Turn Circle)과 진입창(Entry Window) 개념을 사용한다[12,15].

지연 VPP는 Z축과 X-Y축으로 구분하여 수직 방향과 수평방향의 VPP로 구분된다. 먼저, 수평방향 VPP 생성에서는 공격 우위 및 지속을 위한 통제 위치(Control Zone)[12]를 유지하고 기동 진입창을 통해 지연 추적을 실시하기 위해서 적기와 공격기의 선회원 중심을 일치시키는 것이 중

Fig. 2. Turn Circle and Entry Window

요하다.

선회 반경과 선회원 중심은 적기가 공간상에서 미소 시간 동안 원형 궤적을 갖는 비행을 한다고 가정할 경우 기존의 연구[7]에서는 현재와 직전 스텝(Step)에서의 측정된 3개의 최근 위치 정보를 사용하는 방식을 사용하였다. 그러나 이러한 방식은 각 측정 위치가 매우 근접하여 측정 잡음(Noise)에 크게 민감하므로 선회원 중심 위치나 반경의 추정값 신뢰도가 크게 감소하여 현실적으로 적용이 불가능하다[16]. 참고문헌[16]에 따르면, 원 반경 및 중심 추정 민감도는 원의 중심을 기준으로 한 측정된 위치들 간의 원호 각이 60도 이하인 경우 반비례하여 크게 증가한다. 이를 보완하기 위해서 본 연구에서는 선회 반경 R 을 공격기의 최소 선회 반경 R_{Amin} 을 이용해 현재 비행체 위치에서 선회원 중심을 향하는 벡터 상에 존재하는 임의의 위치로 Fig. 3와 같이 설정하도록 하였다. 선회원의 중심 위치 Q 는 적기의 선회 방향과 반경에 따라 결정되고 선회 반경은 현재 고도와 공격기의 최대 지속 선회 속도에서의 R_{Amin} 을 기준으로 한다. 여기서, 공격기의 R_A^{min} 은 2.4절의 E-M 해석을 통해 계산가능하다.

$$\mathbf{Q}_A^r = \mathbf{x}_A^r + R_A \cdot \mathbf{C}_{r/w}(0,0,\chi_A + \lambda) \cdot [1 \ 0 \ 0]^T \quad (11)$$

$$\mathbf{Q}_T^r = \mathbf{x}_T^r + R_A \cdot \mathbf{C}_{r/w}(0,0,\chi_T + \lambda) \cdot [1 \ 0 \ 0]^T$$

$$\text{where } \lambda = \frac{\pi}{2} \text{sign}(\phi_T), R = R_{Amin} \cdot \frac{\min[|\phi_T|, 45^\circ]}{45^\circ}$$

Figure 3에서 공격기와 적기의 선회원 중심은 각각 측정된 적기의 롤 각 ϕ_T 의 부호와 크기에 따라 식(11)과 같이 계산한다.

식(11)의 공격기와 적기의 선회원 중심을 이용하면 식(12)-(14)와 같이 선회원 중심의 위치 차이 벡터를 구할 수 있고 적기의 현재 속도 벡터의 기수각을 이용해 수평면상의 오차 벡터 $\mathbf{P}_{TC}^r$

를 구할 수 있다. $\mathbf{P}_{TC}^r$ 는 공격기와 적기의 일치시키면서 공격기가 적기 후방에서 기동 평면을 일치시킬 수 있도록 한다. 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\mathbf{Q}_{TA}^r = \mathbf{Q}_T^r - \mathbf{Q}_A^r \quad (12)$$

$$\mathbf{Q}_{TA}^w = \mathbf{C}_{w/r}(0,0,\chi_T) \cdot \mathbf{Q}_{TA}^r \quad (13)$$

$$\mathbf{P}_{TC}^r = \mathbf{C}_{r/w}(0,0,\chi_T) \cdot [0 \ \mathbf{Q}_{TA}^w(2) \ 0]^T \quad (14)$$

$$\mathbf{x}_{VPP}^{Lag} = \mathbf{x}_T^r + k_{lat} \mathbf{P}_{TC}^r \quad (15)$$

식(15)은 선회원 중심 일치를 위한 수평 방향 지연 VPP 를 나타낸다. 위 식의 지연 VPP는 양의 비례 계인 k_{lat} 을 이용해 $\mathbf{P}_{TC}^r$ 의 크기가 0의 값으로 수렴하도록 하며 VPP가 적기의 현재 위치로 수렴하게 된다.

앞서 언급한 바와 같이 기존의 방식은 선회원 반경 및 중심 추정 시 측정 위치의 잡음에 크게 민감한 반면, 식(11)의 선회원 반경 및 중심 추정 방식은 측정된 적기 현재 위치, ϕ_T , χ_T , R , 그리고 R_{Amin} 을 토대로 실제 선회원의 중심이 아닌 선회원 중심을 향하는 벡터 상에 존재하는 위치 $\mathbf{Q}^r$ 과 선회 반경을 결정하므로 측정 잡음의 영향이 크지 않고 추정 성능이 적기 위치에 대한 측정 센서 잡음의 최대 크기 범위 내로 한정된다.

따라서 제안된 방식은 적기의 위치에 대한 센서 측정 잡음에 강인할 뿐만 아니라 공격기의 R_{Amin} 을 이용해 가상 선회 중심을 산출하므로 적기의 교전 기동에 대해 최대 지속 선회 영역에서의 대응 기동이 가능하도록 한다.

다음으로는 수직 방향 지연 VPP 생성에 대해 기술하도록 한다. 공중 교전은 적기의 공격 기회를 최소화하는 동시에 자신의 에너지 소모 없이 적기를 추적하는 것으로 최대의 선회 능력을 유지하면서 교전을 수행하는 것이 필수적이다. 따라서 비행체는 교전 동안 최대 지속 선회율을 갖는 코너 속도(Corner Velocity)를 최대한 유지하도록 하는 것이 가장 중요하다. 이때, 최대 지속 선회 영역에서는 비여유마력(Specific Excess Power, P_s)이 최소인 상태이므로 속도와 고도의 증가가 어렵기 때문에 속도를 유지하기 위해서는 고도 에너지를 활용해 속도를 증가시켜 코너 속도를 유지하거나 감속이 가능하다.

수직 방향 VPP는 에너지 관리를 목적으로 두 가지 향으로 구성되는데 첫 번째는 고도와 속도

Fig. 3. Geometry for Horizontal Lag VPP

에너지에 의한 관계항, 두 번째는 공격기와 적기의 상승 속도 관계항으로 구성된다. 첫 번째 항은 전투기의 속도 명령이 주어진 경우 현재 속도의 에너지 차에 의해서 결정된다. 고도에너지와 속도 에너지의 교환 시 항력과 추력 등에 의한 에너지 손실이 작다고 가정하면 총 에너지와 위치 에너지간의 교환은 다음과 같이 표현된다.

$$E_{now} = mg(-z_A) + \frac{mV^2}{2}, E' = mg(-z'_A) + \frac{mV_{cmd}^2}{2} \quad (16)$$

$$\Delta z_e = z_A - z'_A = \frac{V^2 - V_{cmd}^2}{2g} \text{ where } E_{now} = E' \quad (17)$$

여기서, m 은 비행체의 질량을 나타내고 g 는 현재 고도에서의 중력가속도 값을 의미한다. 식(17)에서의 속도 명령은 최대 지속 선회 속도와 적기의 속도, 상대 거리, 각도에 대한 함수로 산출되는 값으로 E-M 차트 해석을 통해 주어지며 이는 2.4절에서 기술한다.

상승 또는 하강 중인 비행체의 경우에는 비행 경로각에 의해 원하는 에너지 교환량보다 고도나 속도를 더 잃거나 얻게 되므로 이에 대한 고려가 필요하게 된다. 따라서 수직 방향 VPP를 구성하는 두 번째 항은 공격기와 적기의 상승 속도 에너지의 차이로 고도 명령값을 산출한다.

$$\Delta z_v = \frac{V_T^2 \sin^2 \gamma_T}{2g} \text{sign}(\sin \gamma_T) - \frac{V_A^2 \sin^2 \gamma_A}{2g} \text{sign}(\sin \gamma_A) \quad (18)$$

위 식을 이용하여 식(17)의 총 에너지 전환 관계와 식(18)의 각 비행체의 비행 경로각에 의한 속도 에너지 관계를 이용해 생성된 수직방향 지연 VPP는 다음과 같다.

$$\dot{z}_T = z_T - (\Delta z_e + \Delta z_v) \quad (19)$$

앞서 식(15)의 수직 방향 요소는 위 식(19)로 대체하여 지연 VPP를 최종적으로 계산한다.

2.3.2 선도 가상 추적점(Lead VPP)

본 절에서는 기총 사격 상황에서는 예측 탄착점을 선도 VPP로 하여 기총 발사 기동을 수행할 수 있도록 이에 대한 내용을 기술하도록 한다.

선도 VPP인 기총 탄착점을 계산하기 위해서 기총과 탄환 궤적에 대한 모델링이 필수적인데 군사 보안상의 이유로 관련 데이터의 획득 및 사용이 불가능하므로, 본 연구에서는 X-Plane 상에서 제공되는 간단한 기총 모델[17]을 모델링하여 선도 VPP생성에 사용하도록 한다. 이를 위해 탄

Fig. 4. Approximate Range Function

Table 1. Mean Range and TOF

Mean Range to Target [m]	Mean TOF [sec]
329.8	0.3543
542.8	0.6043
858.2	0.9943
1051.4	1.3529
1352.7	1.9100

환의 비행시간(Time of Flight, TOF)에 대한 근사 거리 모델을 구성하여 기총의 거동 특성을 모델링 하도록 하였다. 대상 기총은 현재 운용 중인 F-16 기종에 주로 탑재된 M61A1 과 20mm 탄환으로 초기 발사 속도는 1,030m/s, 무게 100g 그리고 정면 면적 6.38sq.cm의 수치를 사용하였다. 탄환의 TOF에 따른 비행 거리는 본 연구실에서 개발한 MATLAB/Simulink 연동 프로그램을 사용하여 X-Plane 상에서 실험적으로 거리를 변화시키면서 고정 위치에 대한 탄착 시간 t_{bullet} 을 측정하여 다음 Table 1과 같이 획득하였다.

Figure 4의 빨간 점선은 참고 문헌[18]에서 획득한 근사 데이터로 측정 데이터의 경향성 및 유효성을 검증하기 위해 도시하였다. Fig. 4의 각 표식은 해당 위치에서의 목표점까지의 탄착 시간을 의미한다. 그리고 파란 실선은 각 측정치의 평균값을 이용한 근사 함수의 데이터를 나타내며 BFM[12,15]의 권장 사격 거리인 1,500m 이내에서 t_{bullet} 에 대한 근사 거리 함수를 2차 함수로 가정하여 다음 식 (20)과 같이 획득하였다.

$$\rho_{TOF}(t_{bullet}) = a_2 t_{bullet}^2 + a_1 t_{bullet} \quad (20)$$

where $a_2 = -170.3$, $a_1 = 1021.0$

Figure 4에서 보듯이, X-Plane 에서 제공된 기총의 측정 데이터는 실제 기총 모델의 데이터와 약간의 오차를 보이지만 유사한 경향성을 가지므로 선도 VPP 계산에 적합하다고 판단하였다.

Fig. 5. Vector Tracking Close Loop for lead VPP

선도 VPP는 탄환의 비행 궤적과 적기의 위치를 예측하여 벡터 tracking close loop[11] 방식을 사용하여 산출한다. 여기서, ρ_{TOF} 는 TOF에 대한 근사 거리를 의미하고 식(20)과 발사 초기 조건, 중력에 의한 처짐을 고려하면 예측 TOF에 대한 탄환의 비행 거리 벡터 ρ_{TOF} 를 구할 수 있고 탄환의 예측 TOF에 대한 궤적을 산출할 수 있게 된다. 미소 시간에 대한 적기의 위치는 참고문헌 [7]의 2차 근사식을 이용해 계산하고 현재의 상대 거리로부터 계산 가능한 초기 TOF로부터 TOF를 증가시키면서 탄환의 비행 거리와 적기의 예측 위치의 차이가 일정 범위 이내로 수렴할 때까지 계산하여 다음 식과 같이 선도 VPP인 탄착점 x_{VPP}^{Lead} 을 계산한다.

$$x_{VPP}^{Lead} = x_A + \rho_{TOF} + \frac{1}{2}g \cdot TOF^2 \quad (21)$$

2.4 전술 교전 속도 및 하중 배수 제어

앞서 기술한 2.3절의 지연 VPP를 계산하고 효과적인 교전을 수행하기 위해서는 속도 명령 산출이 요구된다. 이러한 속도 명령은 최대 선회율을 갖는 비행 영역을 유지하면서 교전을 수행하는 전술 속도(Tactical Velocity)를 의미한다. 이를 결정하기 위해서는 먼저 대상 비행체의 공력 특성 분석을 통해 최적 비행 영역을 정의하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 X-Plane 시뮬레이터를 활용하였으며 JCS aircraft사의 F-16C 모델[17]을 기준으로 비행체의 공력 특성 해석을 수행하였다. Fig. 6은 대상 항공기 모델에 대한 E-M 차트 해석 결과로 고도 변화에 따른 최적 비행 영역을 나타내고 있다.

Fig. 6. E-M Analysis Result at varying altitude

Figure 6의 빨간 실선은 주어진 고도와 최대 추력 상황에서 속도에 대한 최대 지속 선회율을 의미하며 최대 양력 계수 한계와 비여유마력이 영의 값을 갖는 지점($P_s=0$)으로 결정된다. 이 선의 위쪽 영역은 비여유마력이 음의 값을 갖는 영역으로 항공기가 현재의 고도나 속도를 동시에 유지할 수 없는 것을 의미한다. Fig. 6에서 고도 2,000m인 경우, 최대 지속 선회율은 코너 속도인 마하 0.33에서 11.94 deg/sec 이고 최소 선회 반경은 약 534m가 된다. Fig. 6에서 보듯이 최대 지속 선회율은 고도가 증가함에 따라 감소하고 코너 속도는 증가하는 것을 볼 수 있다.

만약 교전 중인 전투기가 코너 속도 근방에 위치하고 선회 기동 중이라면 이는 전술 기동을 실시하는 것으로 볼 수 있지만 전술 속도로 코너 속도만 유지하는 것은 교전을 지속할 수 없거나 적기의 공격 기회를 제공할 수 있는 문제를 유발하게 된다. 적기의 후방을 추적 중인 공격기는 자신의 공격 기회를 지속적으로 유지하기 위해서 적절한 거리를 유지해야 하므로 전술 속도는 적기의 비행 속도로 수렴해야 한다. 반면에, 공격기가 적기의 무기 사거리 내에 위치한 경우 공격기는 높은 측면각을 유도하거나 속도를 증가시켜 적기의 무기 발사 영역을 이탈하는 방어 기동을 실시하게 된다. 다시 말해, 전술 속도의 목표는 최단 시간에 작은 편차각을 가지면서 적기 후방의 적절한 위치로 유도하는 것으로 볼 수 있다. 따라서 필요 전술 속도는 코너속도와 적기의 속도, 그리고 교전 기하학을 기반으로 생성되어야 한다. 이를 위해 본 연구에서는 상대 거리 기반 속도 명령 V_{cmd}^{ρ} 와 코너 속도 V_{cmd}^{corner} 의 조합으로 전술 속도를 구성하였다. V_{cmd}^{ρ} 는 기총 사격을 위한 필요 여유 거리와 상대 거리 간의 오차와 접근율, 그리고 적기의 속도를 이용해 구성하였다.

$$w_\mu = \min[\frac{\mu_A}{90^\circ}, 1], w_\rho = 1 - w_\mu \quad (22)$$

$$\text{if } \mu_A < 90^\circ : \text{offensive} \quad (23)$$

$$V_{cmd}^\rho = \max[V_T + K_\rho(\rho - \rho_{gun}) + K_d \dot{\rho}, V_{corner}]$$

$$V_{cmd} = \begin{cases} V_{cmd}^\rho & \text{if } \rho > \rho_{max} \\ w_\mu V_{corner}^\rho + w_\rho V_{cmd}^\rho & \text{otherwise} \end{cases}$$

else: defensive

$$V_{cmd}^\rho = \max[V_T - K_\rho(\rho - 2\rho_{gun}) - K_d \dot{\rho}, V_{corner}]$$

$$V_{cmd} = \begin{cases} V_{cmd}^\rho & \text{if } \rho < 2\rho_{gun} \text{ and } \eta_A < 150^\circ \\ V_{corner} & \text{otherwise} \end{cases}$$

end

이와 함께 식(22)의 각도 가중치 w_μ 를 도입하여 90도 이상의 편차각인 경우 빠른 선회를 위해 w_μ 가 1.0의 값을 갖도록 설정하여 코너 속도에서 최대 선회율로 선회하도록 하였다. 이를 종합하여 전술 속도 명령 V_{cmd} 는 식(23)와 같이 설정하였다. 여기서, ρ_{max} 와 ρ_{gun} 는 각각 교전을 위한 최대 거리와 사격을 위한 여유 거리를 의미하며 참고문헌[12,19]을 참고하여 3,000m와 800m로 설정하였다. 따라서 위의 전술 속도는 앞서 해석한 최적 비행 영역을 지속적으로 고려하게 되므로 교전 동안 공격기의 기동 능력을 극대화할 수 있다.

전술 속도 외에, 공격기는 산출된 최적 비행 영역으로부터 비여유마력 또는 에너지를 관리하기 위해서는 비행 하중 배수의 제한이 필수적이다. 만약, 공격기의 속도가 V_{cmd} 부근 일 경우 공격기의 하중 배수는 최대 지속 하중 배수 $N_{TLF_{max}}^{sus}$ 로 제한된다. 그러나 속도가 V_{cmd} 보다 더 클 경우, 이는 속도 오차만큼의 운동에너지를 위치에너지로 전환할 수 있을 뿐만 아니라 선회 기동 중 보다 더 큰 하중 배수 인가가 가능하다. 여기서 공격기의 최대 순간 하중 배수 $N_{z_{max}}^{inst}$ 는 주어진 속도에서 최대 양력 계수에 의해 계산되고 최대 하중 배수 $N_{z_{max}}$ 는 속도에 따라 결정되는 $N_{TLF_{max}}^{sus}$ 와 $N_{z_{max}}^{inst}$, 그리고 N_z^{inst} 를 고려하여 다음 식(24)와 같이 설정하였다.

$$N_{z_{max}}(V_A) = \min[N_{TLF_{max}}^{sus}(V_A) + N_z^{inst}(V_A), N_{z_{max}}^{inst}(V_A)] \quad (24)$$

where

$$N_z^{inst}(V_A) = \begin{cases} \min[\max[\frac{V_A - V_{cmd}}{V_{cmd}}, 0], 1] & \text{if } \mu_A > 45^\circ \\ \max[N_{z_{max}}^{inst} - N_{TLF_{max}}^{sus}, 0] & \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}$$

위의 식에서 구한 최대 하중 배수는 앞서 기술한 식(10)의 추적 유도 명령에 적용하여 유도 명령의 최대 크기를 제한하도록 한다.

2.5 가상 추적점 스무딩(Smoothing)기법

앞서 언급한 바와 같이 2.2절의 추적 유도 기법을 적용하기 위해서는 단일 추적점이 요구되므로 각 가상 추적점을 이용해 단일 추적점을 생성하는 알고리즘이 필요하다. 이를 위해서 본 연구에서는 선도, 일치 및 지연 추적과 같은 각 추적 기동에 대해 교전 기하학에 따른 확률 분포를 결정하고 이를 이용하여 각 추적점들을 조합하여 하나의 추적점을 산출하고자 한다. 먼저, 공격기는 적절한 추적 기동을 결정하기 위해서 주어진 교전 상황에서 교전 기하학 변수를 이용해 각 추적 기동에 대한 확률값을 계산하게 된다. k 번째 스텝에서의 확률 $P(M_k^i)$ 은 각 추적 기동(선도, 일치 및 지연 추적)에 대한 적합성을 나타내는 값으로 현재 상황에서 적절한 추적 기동이 어떤 것인지를 판단할 수 있는 정도를 나타내는 것으로 연속 확률 변수 M_k^i 를 이용해 $i=1,2,3$ 을 기준으로 각각 선도($i=1$), 일치($i=2$) 및 지연($i=3$) 추적 기동의 사전(Prior) 확률을 의미한다. 여기서, 공격기의 상태 C_k 에 대한 각 추적 기동의 사후(Posterior) 확률은 $P(M_k^i | C_k)$ 로 표현되고 이는 베이즈(Bayes) 정리[20]를 이용해 다음과 같이 나타낼 수 있고 주어진 교전 상태에서 각 C_k 가 독립적이라고 가정하면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} P(M_{k+1}^i | C_{k+1}) &= \frac{P(M_{k+1}^i)P(C_{k+1} | M_{k+1}^i)}{\sum_{j=1}^3 P(M_{k+1}^j)P(C_{k+1} | M_{k+1}^j)} \\ &= \frac{P(M_k^i | C_k)P(C_{k+1} | M_{k+1}^i)}{\sum_{j=1}^3 P(M_k^j | C_k)P(C_{k+1} | M_{k+1}^j)} \end{aligned} \quad (25)$$

여기서 C_k 는 연속 확률 변수로 하중 배수, 상대 거리, 편차각, 그리고 측면각으로 구성된다. 위 식에서 $k+1$ 을 k 로 대체하고 현재 공격기의 상태에 대한 $P(C_k | M_k^i)$ 은 다음과 같이 기하학적 관계와 에너지 관계를 이용해 산출하도록 하였다.

$$P(C_k | M_k^i) = p_{geo}(C_k | M_k^i) p_{N_z}(C_k | M_k^i) \quad (26)$$

여기서, 현재의 교전 상태에서 각 추적 기동 M_k^i 에 대한 $p_{geo}(C_k | M_k^i)$ 와 $p_{N_z}(C_k | M_k^i)$ 는 양의 가중치를 갖는 균일 분포 함수와 단조함수로 각각 다음과 같이 구성하였다.

$$\text{if } \rho > \rho_{\max} \parallel \mu_A > 90^\circ \parallel \eta_A > 90^\circ \quad (27)$$

$$p_{\text{geo}}(C_k | M_k^2) = 1 + w_{\text{geo}} : \text{pure pursuit}$$

else

$$\text{if } |\rho - \rho_{\text{gun}}| < \rho_e \text{ and } \mu_A < 30^\circ \text{ and } \eta_A < 30^\circ$$

$$p_{\text{geo}}(C_k | M_k^1) = 1 + w_{\text{geo}} : \text{lead pursuit}$$

else

$$p_{\text{geo}}(C_k | M_k^3) = 1 + w_{\text{geo}} : \text{lag pursuit}$$

end

end

$$p_{N_z}(C_k | M_k^1) = 1 + w_{N_z}(1 - N_z / N_{z_{\max}}) : \text{lead pursuit} \quad (28)$$

$$p_{N_z}(C_k | M_k^2) = 1 + w_{N_z}(1 - N_z / N_{z_{\max}}) : \text{pure pursuit} \quad (29)$$

$$p_{N_z}(C_k | M_k^3) = 1 + w_{N_z}(N_z / N_{z_{\max}}) : \text{lag pursuit} \quad (30)$$

본 연구에서는 각 단계에서 계산된 식(25)의 $i=1,2,3$ 에 대한 사후 확률은 포화 방지를 위해 최소 0.1에서 최대 0.9의 값으로 제한하였다.

이와 함께, 교전에서는 추적 기동은 지연 추적이어서 일치, 선도의 순서 또는 그 반대로 연속적으로 전환된다. 그러나 식(25)은 기동 전환의 구속 조건이 고려되지 않고 계산되었기 때문에 선도 추적에서 지연 추적 기동으로, 또는 그 반대와 같은 급격한 기동 전환이 유발될 수 있다. 따라서 공격기의 기동의 부드러운 전환을 통해 교전 기동 성능을 유지하기 위해 식(25)의 결과를 기반으로 한 VPP 스무딩 기법을 도입하였다. VPP 스무딩 기법은 확률 계산 결과를 이용해 선도-일치, 일치-지연의 각 가중치를 w_k^{12} 과 w_k^{23} 로 정의하고 기동 전환 방향을 가중치 함수의 크기와 부호를 이용해 적분함으로써 기동 전환의 구속 조건과 연속성, 그리고 부드러운 전환 성능 등을 만족하도록 다음 식(31)과 같이 설정하였다. 여기서, w_{k+1}^{pursuit} 는 기동 전환의 순간 변화율을 나타내고 설계 변수 K 에 의해 결정되며 w_{k+1}^{VPP} 는 VPP의 스무딩을 위한 적분 가중치를 의미한다. 선도-일치 가중치 w_k^{12} 가 일치-지연 기동 가중치 w_k^{23} 보다 큰 경우, 이는 추적 기동이 선도와 일치 추적의 중간 단계를 의미하고 w_{k+1}^{pursuit} 가 양의 값인 경우 선도 추적 쪽으로, 음의 값인 경우 일치 추적 방향으로의 전환을 나타낸다. VPP 선택을 위한 w_{k+1}^{VPP} 는 선도-일치인 경우 0.5에서 1.0 사이로, 일치-지연인 경우 0.5에서 1.0값으로 제한하고 다음과 같이 계산된다.

$$\text{if } w_k^{12} > w_k^{23} \quad (31)$$

$$w_{k+1}^{\text{pursuit}} = K \cdot (P(M_k^1 | C_k) - P(M_k^2 | C_k))$$

$$w_{k+1}^{\text{VPP}} = \max[\min[w_k^{\text{VPP}} + w_{k+1}^{\text{pursuit}}, 1.0], 0.5]$$

$$\text{elseif } w_k^{12} < w_k^{23}$$

$$w_{k+1}^{\text{pursuit}} = K \cdot (P(M_k^2 | C_k) - P(M_k^3 | C_k))$$

$$w_{k+1}^{\text{VPP}} = \max[\min[w_k^{\text{VPP}} + w_{k+1}^{\text{pursuit}}, 0.5], 0.0]$$

else

$$w_{k+1}^{\text{pursuit}} = 0.0$$

$$w_{k+1}^{\text{VPP}} = w_k^{\text{VPP}}$$

end

$$\text{where } w_k^{12} = P(M_k^1 | C_k) + P(M_k^2 | C_k),$$

$$w_k^{23} = P(M_k^2 | C_k) + P(M_k^3 | C_k)$$

결과적으로 VPP는 w_{k+1}^{pursuit} 의 값에 따라 각 VPP와 일치 추적점을 조합하여 계산하여 결정하게 되고 이는 다음 식(32)과 같이 표현된다.

$$\mathbf{x}_{\text{VPP}} = \begin{cases} \frac{0.5 - w_{k+1}^{\text{VPP}}}{0.5} \mathbf{x}_{\text{VPP}}^{\text{Lag}} + \frac{w_{k+1}^{\text{VPP}}}{0.5} \mathbf{x}_{\text{VPP}}^{\text{Pure}} & \text{if } w_{k+1}^{\text{VPP}} \leq 0.5 \\ \frac{1 - w_{k+1}^{\text{VPP}}}{0.5} \mathbf{x}_{\text{VPP}}^{\text{Pure}} + \frac{w_{k+1}^{\text{VPP}} - 0.5}{0.5} \mathbf{x}_{\text{VPP}}^{\text{Lead}} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (32)$$

식(32)은 교전 상황에 맞는 추적 기동을 계산하고 기동 전환 가중치를 이용해 각 VPP를 조합하여 단일 추적점을 생성함으로써 기동 전환 순서의 구속 조건을 만족하고 부드러운 전환이 가능하게 한다.

앞서 기술한 2.2절의 추적 유도 방식은 일반적으로 자세 추적 유도(APG: Attitude Pursuit Guidance)와 속도 추적 유도(VPG: Velocity Pursuit Guidance)로 구분된다[13]. VPG의 경우 기동 목표물에 대해서 속도 벡터를 제어하게 되므로 비유도 무기인 기총 사격 시 조준 및 지향을 위해서는 적합하지 않으며 이 경우 APG에 의한 유도 명령 생성이 요구된다. 즉, 지연과 일치 추적 시 VPG로, 선도 추적일 경우 기체축에 고정된 기총으로 인해 APG가 요구된다. 따라서 추적 유도 방식에서도 수행 중인 추적 기동에 따라 유도 법칙의 속도 벡터에 스무딩 기법을 적용하도록 한다. 식(8)은 바람 좌표계를 기준으로 한 교전 유도 법칙으로 식(8)에 사용된 속도 벡터는 기총 사격을 위한 선도 추적 시 APG로의 전환을 위해 다음 식(33)과 같이 받음각과 옆미끄럼 짐각 만큼 회전 변환되어야 한다.

$$V_A^{\text{VPP}} = \begin{cases} V_A^w & \text{if } w_{k+1}^{\text{VPP}} \leq 0.5 \\ \frac{1 - w_{k+1}^{\text{VPP}}}{0.5} V_A^w + \frac{w_{k+1}^{\text{VPP}} - 0.5}{0.5} V_A^b & \text{otherwise} \end{cases} \quad (33)$$

$$\text{where } V_A^b = \mathbf{C}_{b/w}(0, -\alpha, \beta) V_A^w$$

식(33)에서 보듯이 V_A^{VPP} 는 일치-지연 추적 시 바람좌표계의 속도 벡터 V_A^w 를 사용하고 선도-일치 추적구간에서는 V_A^w 와 V_A^b 를 조합하여 유도 법칙을 VPG에서 APG로 전환하여 단일의 유도 법칙으로 전 기동 영역을 담당할 수 있어 교전 기동이 가능하도록 한다.

III. 교전 시뮬레이션

3.1 교전 시뮬레이션 환경

본 연구에서는 제안한 교전 유도 법칙을 검증하기 위해 상용 비행 시뮬레이터인 X-Plane과 MATLAB/Simulink 연동 프로그램을 이용해 Fig. 7과 8 같이 교전 시뮬레이션 환경을 구축하였다.

본 교전 시뮬레이터는 2대의 PC로 일대일 교전 시뮬레이터를 구성하였으며 유/무인 대 무인 실시간 교전 수행이 가능하다.

Fig. 7. Combat Simulation Structure

Fig. 8. X-Plane and MATLAB/Simulink based Combat Simulator

3.2 교전 성능 검증 시뮬레이션

교전 시뮬레이션에 앞서 본 연구에서 제안한 가상 추적점 기법이 높은 측면각과 접근 속도 상황에서 BFM의 대표적인 기동인 High Yo-yo [19] 기동이 가능한지 검증하고자 하였다.

공격기의 속도가 높은 상황에서는 적기에 대해서 높은 각도로 오버슈트가 발생할 수 있어 공격기는 오버슈트를 방지하고 속도를 감속시키기 위해서 고도를 상승시키면서 짧은 선회반경을 갖는 기동인 High Yo-yo를 실시해야 한다. 이를 검증하기 위해서 공격기의 속도는 $264m/s$, 적기의 속도는 $154m/s$ 로 설정하고 초기 편차각을 약 40도, 측면각은 77도 설정하고 같은 고도에 위치하도록 하여 지연 추적만 실시하도록 하였다. Fig. 9에서 보이는 $\langle \cdot \rangle$, $(\cdot)$, 그리고 $|\cdot|$ 의 표기는 각각 공격기와 적기, VPP의 교전 시간 동안 10초 단위로 샘플링(sampling)된 위치와 순서를 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 제안한 교전 유도 법칙은 초기 공격기의 속도가 적기의 속도보다 크게 높기 때문에 녹색 점실선으로 표시된 VPP는 여분의 속도 에너지에 해당하는 만큼의 고도 변화량을 계산하여 Fig. 9와 10에서처럼 고도를 증가시키도록 하는 것을 볼 수 있다. 또한, 공격기는 식(24)의 최대 하중 배수 명령값을 크게 증가시켜 순간 최대 선회 기동으로 선회를 시작하고 이에 따라 속도가 급격하게 감소하면서 선회 반경을 짧게 하여 빠른 선회를 수행한 뒤에 적기의 속도로 수렴하면서 Fig. 9에서 보듯이 적기의 비행 궤적을 따라 비행함으로써 선회원을 일치시키는 BFM을 실시하는 것을 볼 수 있다.

이를 토대로 본 연구에서는 유인 대 무인전투기의 일대일 교전 시뮬레이션을 수행하였다. 교전 시뮬레이션의 평가는 교전 기하학을 기반으로 한 성능 지수 J 를 사용하였으며 다음과 같은 평

Fig. 9. High Yo-yo Maneuver Trajectory

Fig. 10. High Yo-yo Maneuver Response

가 기준[7]을 사용하였으며, 식 (34)의 Δt 는 시뮬레이션 샘플링 시간을 의미하고 T 는 k 번째 스텝에서의 시뮬레이션 시간을 나타낸다.

$$J_A(k) = 50(1 - \frac{\mu_A}{\pi}) + 50(1 - \frac{\eta_A}{\pi}) \quad (34)$$

$$J_A = (\sum_{k=1}^n J_A(k) \cdot \Delta t) / T$$

일반적으로 교전 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서는 앞서 언급한 바와 같이, 비선형 6자유도 시뮬레이션 환경에서의 현실적 구현을 고려한 경우 측정 및 가용 변수의 부족과 계산량 등으로 이론적인 성능 검증이 어렵기 때문에 휴리스틱 방식에서와 같이 조종사 평가를 통해 통계적 성능 검증 과정을 수행하는 것이 일반적이다[8,9]. 따라서 본 연구에서는 교전 경험이 있는 숙련된 유인 조종사와의 교전 시뮬레이션을 통해 성능을 검증하도록 하였다.

적기는 공격기와 동일한 기종의 비행체를 사용하였으나 제안한 교전 유도 법칙의 성능 확인이 용이하도록 롤 각속도를 60 deg/sec 로 설정하고 공격기 최대 하중 배수의 60%로 기동성을 제한하였다. 유인 조종사는 무인전투기와 동일하게 E-M 해석 결과를 인지하도록 하여 최적 비행 영역에서 교전을 수행하도록 하였고 정면, 측면, 그리고 후면 등의 다양한 상황에서의 교전 시뮬레이션을 수행하였다. 본 논문에서는 지면 제약을 고려하여 정면 공격 상황에서의 교전 시뮬레이션 결과만 도시하도록 하였다.

Figure 11-13은 교전 동안의 비행 상태를 나타내고 Fig. 14은 정면 공격 상황에서의 40초 단위

Fig. 11. Combat States History

Fig. 12. Flight States and Command History

Fig. 13. Maneuver and Gunshot History

Overall

Fig. 14. Head-on Combat Simulation Trajectory

로 분할된 교전 비행 궤적을 보이고 있다. Fig. 14에서 공격기와 적기는 약 18초 부근에서 정면으로 교차한 뒤 선회를 시작하면서 교전을 시작한다. 이때 공격기는 Fig. 12의 속도 그래프에서 보듯이 교차 직후 코너 속도로 감속하여 적기보다 빠른 선회결과 짧은 선회 반경으로 선회하고 선회 후 적기 후방으로 진입하기 위해 30초 부근에서 고도를 약간 하강하면서 속도를 증가시키는 것을 볼 수 있다. 공격기는 Fig. 13에서 보듯이 교차 후 27초 부근부터 지연 추적을 시작하여 50초 부근에서 선도 추적을 실시하고 87초 부근에서부터 사격을 시작하고 약 98초 부근에서 적기가 격추되어 교전 시뮬레이션을 종료하였다.

Figure 14의 비행 궤적은 BFM에서 언급되는 'One Circle' 교전 형태[15,19]로 이런 형태의 교전에서는 선회 반경이 작은 쪽이 유리하게 되는데 속도가 낮을수록 선회 반경이 작아지므로 Fig. 12의 속도 명령이 교전 당시의 고도에서 계산된 코너 속도(약 130m/s)로 감소하는 것이 적절한 것을 알 수 있다. 이후, 공격기가 30초 부근

부터 속도를 증가시켜 적기의 후방을 추적하면서 Fig. 11에서 보듯이 상대거리를 수렴시키고 적기의 고도를 추종하여 공격 우위를 유지하게 되므로 교전 유도 법칙이 직관적인 방향으로 적절하게 유도하는 것을 확인할 수 있다. 식(34)의 교전 평가 지수는 Fig. 11에서 보듯이 20초부터 지속적으로 증가하면서 적기의 성능 지수보다 큰 값을 유지함으로써 공격 우위 상태를 갖는 것을 확인할 수 있다. 이러한 고충실도-실시간 교전 시뮬레이션을 통해, 본 연구에서 제안한 교전 유도 법칙이 BFM 원리와 무기 특성 기반의 VPP 개념과 교전 속도 명령, 하중 배수 제한, 그리고 VPP 스무딩 기법을 토대로 적절한 교전 기동이 가능함을 확인하였다.

IV. 결 론

본 연구에서는 일대일 근접 교전 상황에서의 무인전투기의 자율 교전을 위해 BFM의 개념과 원리를 반영한 VPP기반 교전 기동 유도 법칙을

제안하였다. 본 교전 유도 법칙은 기존의 간단한 추적 유도 기법을 사용하여 간단한 구조로 3차원 기동이 가능한 동시에 실시간 구현이 가능하며 기존의 연구에서의 행동 가능 집합의 제한이 없어 연속적인 기동이 가능하고 급격한 기동에서 정밀 조준 기동까지 넓은 영역을 다룰 수 있는 장점이 있다. 본 연구에서 제안한 VPP는 선회원 중심을 일치시키는 기하학적 관계와 속도 명령 추종을 위한 에너지 관계, 그리고 무기 거동 모델링 및 탄착점 예측을 토대로 생성하였다. 또한, 대상 비행체의 E-M 해석을 수행하여 최적 비행 영역을 산출하고 이를 이용해 교전 기동 중 에너지 손실을 최소화하면서 교전 성능을 극대화 하도록 하였다. 그리고 교전 기하학과 상태 변수를 이용해 확률 기반 누적 가중치를 계산하여 적절한 추적 기동을 선택하고 각 스텝에서 계산된 VPP와 적기의 현재 위치를 조합하여 단일 추적 점을 생성하는 VPP스무딩 기법을 제안하였다.

본 연구에서 제안한 교전 유도 법칙은 현실적인 구현 가능성을 고려하여 실제 가용한 상태 정보를 제한적으로 사용하였고 상용 X-Plane 비행 시뮬레이터와 전투기 모델을 활용한 고충실도-실시간 교전 시뮬레이터를 통해 성능을 검증하였으며 시뮬레이션 결과, BFM의 원리를 토대로 적절한 교전 기동이 가능한 것을 확인하였다. 향후 제안된 교전 유도 법칙의 성능을 보완 및 검증하기 위해서 유인 또는 무인전투기 간의 다양한 교전 시나리오를 설계하고 반복적 시뮬레이션을 통계적으로 그 성능을 검증할 계획이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소에서 지원하는 “무인항공기의 공대공 기동 알고리즘 연구” (과제번호 UD130041JD)와 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구(과제번호 2013031050)이며 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Isaacs, R. P., *Games of Pursuit*, The Rand Corp., Santa Monica, CA, Nov. 1951.
- 2) Isaacs, R. P., *Differential Games*, Wiley, NY, 1965.
- 3) Austin, F., Carbone, G., Falco, M. and Hinz, H., "Game Theory for Automated Maneuvering During Air to Air Combat,"

Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.13, No.6, Nov. 1990.

- 4) Virtanen, K., Karelaiti, J. and Raivio, T., "Modeling Air Combat by a Moving Horizon Influence Diagram Game," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.29, No.5, Sept. 2006.

- 5) McGrew, J.S., How, J.P., Williams, B. and Roy, N., "Air-Combat Strategy Using Approximate Dynamic Programming," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.33, No.5, Sept. 2010.

- 6) Eklund, J. M., Sprinkle, J., Kim, H. J. and Sastry S., "Implementing and Testing a Nonlinear Model Predictive Tracking Controller for Aerial Pursuit/Evasion Games on a Fixed Wing Aircraft," *American Control Conference*, June 2005.

- 7) Burgin, G. H. and Owens, A. J., *An Adaptive Maneuvering Logic Computer Program for the Simulation of One-on-One Air-to-Air Combat*, NASA CR-2583, 1975.

- 8) McManus, J. W. and Goodrich, K. H., "Application of Artificial Intelligence (AI) Programming Techniques to Tactical Guidance for Fighter Aircraft," *Proceedings of the 1989 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Aug. 1989.

- 9) Smith, R.E., Dike, B.A., Mehra, R.K., Ravichandran, B., and El-Fallah, A., "Classifier systems in combat : two-sided learning of maneuvers for advanced fighter aircraft," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 186, 1999.

- 10) Boyd, J. R. *Destruction and Creation*, US Army Command and General Staff College, Sept. 1976.

- 11) Choi, D. S., Lee, E. H., Cho, H. S., Song, J. I., "A Study of Enhanced Air-to-Air Gunnery Algorithm Development," *2007 KSAS Fall Conference*, Nov. 2007, pp. 537-540.

- 12) United States Air Force, *F-16 Combat Aircraft Fundamentals*, May 1996.

- 13) Siouris, G. M., *Missile Guidance and Control Systems*, Springer, New York, 2003.

- 14) Yamasaki, T., Takano, H., and Baba, Y., "Robust Path-Following for UAV using Pure Pursuit Guidance," *Aerial Vehicles*, edited by T. M. Lam, InTech, 2009.

- 15) Bonanni, P., *The Art of the Kill: A*

Comprehensive Guide to Modern Air Combat, Spectrum HoloByte, Alameda, CA, 1991.

16) Theodore, H.H., *The Sensitivity of Three-Point Circle Fitting*, NISTIR 5501, National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg, MD, 1994.

17) X-Plane.Org Software Store, JCS aircraft F16-C Fighting Falcon v10, <http://store01.prostores.com/servlet/x-planestore/Detail?no=353>,

(accessed Aug. 31, 2013).

18) United States, Department of the Army, *Helicopter Gunnery*, FM 1-140, 1996.

19) Shaw, R.L., *Fighter Combat Tactics and Maneuvering*, Naval Institute Press, Annapolis, MD, 1985.

20) Hayter, A., *Probability and Statistics for Engineers and Scientists*, 3rd edition, Thomson, Belmont, CA, 2007.