



Received: 2024/06/11
Revised: 2024/06/20
Accepted: 2024/08/27
Published: 2024/09/30

***Corresponding Author:**

HoJin Lee

Dept. of Battlefield Analysis and Development,
LIG Nex1
333, Pangyo-ro, Bundang-gu, Seonam-si,
Gyeonggi-do, 13488, Republic of Korea
Tel: +82-31-5178-4285
Fax: +82-31-5179-7086
E-mail: hojin.lee2@lignex1.com

해군 교전 분석을 위한 항공기 모델 적용 방안

A Study on an Aircraft Model Application for Naval Engagement Analysis

이호진*, 이성균, 고진용, 장재덕

LIG넥스원 전장분석개발팀 수석연구원

HoJin Lee*, Sungkyun Lee, Jinyong Go, Jaedeok Jang

Chief research engineer, Dept. of Battlefield Analysis and Development,
LIG Nex1

Abstract

본 논문에서는 해군의 작전 및 교전 분석을 수행하는 시뮬레이션에 필요한 항공기의 기동을 모의하기 위한 항공기 모델의 적용에 대해 살펴보았다. 항공기 모델은 항공기의 기동을 모의하기 위해 4개의 모델(운동방정식 모델, 추력 및 질량 계산 모델, 항법 모델, 제어 명령 생성 모델)로 구성하였으며, 고정익과 회전익을 고려하여 모델을 구성하였다. 항공기 모델을 적용한 기동 궤적을 생성하여 활용 가능성을 살펴보았다.

In this paper, we studied about an aircraft model application to simulate the maneuver of an aircraft required in the case of the simulation for analysis of naval engagement and operation. The aircraft model consists of four models(Dynamic equation model, Thrust & mass calculation model, Navigation model, and Control command model) considering a fixed-wing aircraft and a rotary wing aircraft to simulate the maneuver of an aircraft. We identified the availability through the simulation of the trajectory of the maneuver by using the aircraft model.

Keywords

해군 교전 분석(Naval Engagement Analysis),
고정익 항공기(Fixed Wing Aircraft),
회전익 항공기(Rotary Wing Aircraft),
3자유도 운동방정식(3-DOF Dynamic Equation),
항공기 기동 궤적(Aircraft Maneuver Trajectory)

1. 서론

해군은 정찰, 초계, 부설 및 공격 등의 다양한 임무와 교전을 수행하기 위해, 전술기, 해상 초계기와 같은 고정익 항공기와 해상 작전헬기, 기동 헬기 등과 같은 회전익 항공기를 운용하고 있다. 해군이 작전 또는 교전을 수행할 때 이와 같은 항공기들이 운용되고 있으며, 본 논문에서는 시뮬레이션을 통한 해군의 작전 및 교전 상황 등을 분석하기 위해 필요한 요소 중 하나인 항공기의 물리적 모델의 모의 방안에 대해 살펴보하고자 한다.

2. 항공기 모델 구성

본 논문에서 고려한 항공기 모델은 항공기를 질점 및 3축의 힘 방향 운동을 모의하는 병진 운동을 고려한 3자유도 모델로서, 각 항공기의 상세한 데이터를 확보하기 어려운 한계와 일반화된 모델을 구성하는 목적에 따라 이와 같이 고려한다. 그리고 고정익 및 회전익 항공기는 기체 형상 및 추진 방식 등에 차이가 존재하기 때문에 필요에 따라 이를 구분하여 모의한다.

본 논문에서는 항공기 모델의 내부 구성을 4개의 모델로 구분한다. 즉 항공기 운동방정식을 모의하는 운동방정식 모델, 항공기 기동을 위해 필요한 추력과 연료 소모 등에 따른 질량 변화를 계산하는 추력 및 질량 계산 모델, 항법 오차를 고려한 항법 모델, 그리고 기동 명령에 따라 항공기가 기동 가능하도록 제어 명령을 생성하는 제어 명령 생성 모델로 구성되며, 이를 통합한 항공기 모

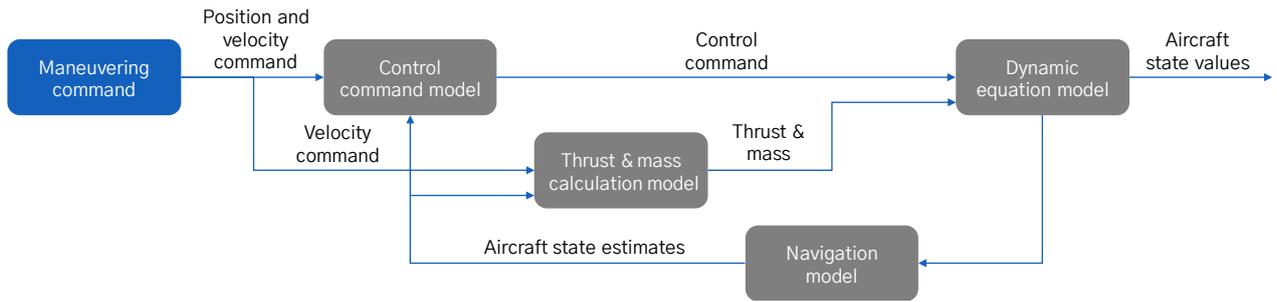


Fig. 1. The organization of an aircraft maneuver model

모델의 구성 형태는 Fig. 1과 같다.

2.1 운동방정식 모델

항공기의 운동방정식 모델은 항공기에 작용하는 힘의 요소를 반영하고, 이를 운동방정식에 적용하여 항공기의 기동에 따른 위치와 속도 변화 및 자세를 모의하는 모델이다. 고정익 및 회전익 항공기는 작용하는 힘의 요소와 운동방정식에 차이가 존재하므로 이를 구분하여 모의한다.

고정익 항공기의 운동방정식은 항공기에 작용하는 힘의 요소로 추력, 양력, 항력 및 중력을 고려하여 구성되며, 고정익 항공기에 작용하는 힘과 동체 좌표(xyz) 및 NED 좌표(XYZ)와의 관계는 Fig. 2와 같다[1]. Fig. 2에서 ϕ 는 롤각, γ 는 비행경로각, 그리고 ψ 는 방향각을 의미한다.

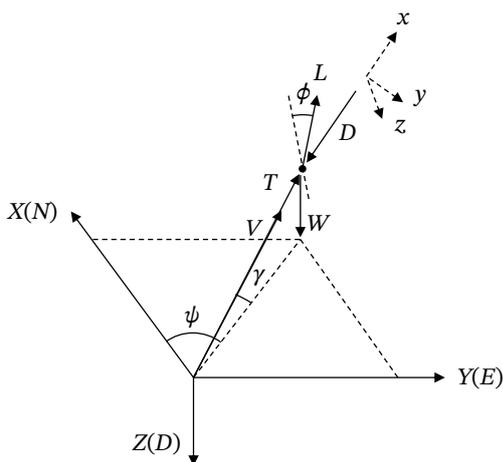


Fig. 2. The relation between the forces on a fixed wing aircraft and NED frame

고정익 항공기에 작용하는 힘의 요소 중에서 양력(L) 및 중력(W)는 식 (1)과 같이 계산하여 반영한다.

$$L = nW \tag{1a}$$

$$W = mg \tag{1b}$$

여기서, n : 하중배수 값,

m : 항공기의 질량,

g : 중력가속도.

고정익 항공기의 항력(D)는 형상 항력과 유도 항력을 고려하여 식 (2)와 같이 반영한다.

$$D = qS(C_{d,0} + C_{d,i}) \tag{2}$$

여기서, $C_{d,0}$: 형상 항력계수,

$$C_{d,i}: \text{유도 항력계수} (= \frac{C_L^2}{\pi e AR}),$$

$$C_L: \text{양력계수} (= \frac{nW}{qS}),$$

$$q: \text{동압} (= \frac{1}{2} \rho V^2),$$

$$AR: \text{고정익 날개의 가로세로비} (= \frac{b^2}{S}),$$

S : 날개 면적,

e : 날개 효율계수,

b : 고정익 날개 길이.

추력(T)는 고정익 항공기의 추력으로 2.2절에서 설명하며, $(F_{cmd})_x$, $(F_{cmd})_y$, $(F_{cmd})_z$ 는 기동 명령에 따른 제어 명령을 의미하며, 2.4절에서 설명한다.

Fig. 2의 고정익 항공기에 작용하는 힘과 좌표 간의 관계를 이용하여 구성한 NED 좌표계 기준의 고정익 항공기의 운동방정식은 식 (3)과 같다[2].

$$(3\text{페이지 상단 참조}) \tag{3}$$

$$\dot{V}_X = \frac{(T - D) \cos \gamma \cos \psi - L(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \gamma \cos \psi)}{m} + \frac{(F_{cmd})_X}{m} \tag{3a}$$

$$\dot{V}_Y = \frac{(T - D) \cos \gamma \sin \psi + L(\sin \phi \cos \psi - \cos \phi \sin \gamma \sin \psi)}{m} + \frac{(F_{cmd})_Y}{m} \tag{3b}$$

$$\dot{V}_Z = \frac{-(T - D) \sin \gamma - L \cos \phi \cos \gamma + W}{m} + \frac{(F_{cmd})_Z}{m} \tag{3c}$$

다음으로 회전익 항공기의 운동방정식은 항공기에 작용하는 힘의 요소로 로터에 의한 추력, 항력 및 중력 요소를 고려하여 구성되며, 회전익 항공기에 작용하는 힘과 동체 좌표(xyz) 및 NED 좌표(XYZ)와의 관계는 Fig. 3와 같다.

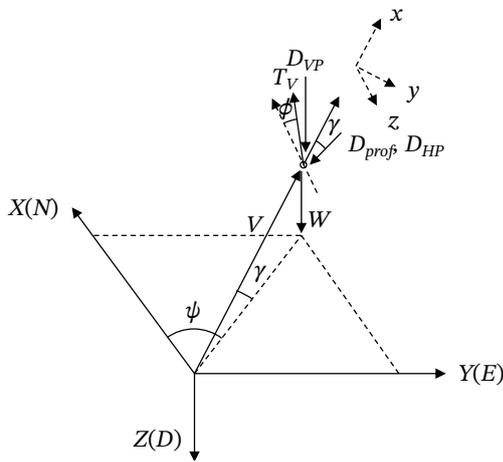


Fig. 3. The relation between the forces on a rotary wing aircraft and NED frame

회전익 항공기에 작용하는 힘의 요소인 중력(W)은 식 (1)의 고정익 항공기와 동일하게 반영한다. 그리고 회전익 항공기의 항력(D)은 형상 항력(D_{prof})과 수평/수직 방향 유해 항력(D_{HP}, D_{VP})을 고려하여 식 (4) – 식 (5)와 같이 계산하여 반영한다.

$$D_{prof} = \frac{1}{8} \sigma C_{d0} \rho \pi R_B^2 V_T^2 (4.3 \mu^2) \tag{4}$$

$$D_{HP} = \frac{1}{2} \bar{C}_{d0} \rho A_F V_H^2 \tag{5a}$$

$$D_{VP} = \frac{1}{2} \bar{C}_{d0} \rho A_F V_V^2 \tag{5b}$$

여기서, C_{d0}: 형상 항력계수,
 C̄_{d0}: 유도 항력계수,

σ: 회전익 내구성 (= $\frac{N_B C}{\pi R_B}$),

μ: 깃끝 속도비 ($\mu = \frac{V_{\bar{H}}}{V_T}$),

V_H: NED 좌표 기준 수평 속도 (= V cos γ),

V_V: NED 좌표 기준 수직 속도 (= V sin γ),

q: 동압 (= $\frac{1}{2} \rho V^2$),

R_B: 회전익 블레이드의 날개깃 반경,

N_B: 블레이드 개수,

C: 블레이드 현의 길이,

A_F: 동체 습윤부 면적,

V_T: 블레이드 깃끝의 속도.

T_H와 T_V는 회전익 항공기가 진행하는 방향과 수직인 방향의 추력으로 2.2절에서 설명한다. (F_{cmd})_X, (F_{cmd})_Y, (F_{cmd})_Z는 고정익 항공기와 동일하게 기동 명령에 따른 제어 명령을 의미하며, 2.4절에서 설명한다.

Fig. 3의 회전익 항공기에 작용하는 힘과 좌표 간의 관계를 이용하여 구성한 NED 좌표계 기준의 회전익 항공기의 운동방정식은 식 (6)과 같다.

$$(4\text{페이지 상단 참조}) \tag{6}$$

고정익 및 회전익 항공기의 롤각(φ)은 항공기가 직선 비행을 하거나 회전익 항공기가 제자리 비행(호버링)을 수행할 경우에는 0으로 고려하며, 선회 기동을 수행할 경우에는 하중배수 값을 적용하여 식 (7)과 같이 롤각을 계산한다[3]. 롤각이 입력되는 경우에는 입력된 롤각을 식 (3)의 고정익 혹은 식 (6)의 회전익 운동방정식에 직접 적용하여 기동 모의에 활용한다. 선회 기동 수행 시의 속력은 등속으로 고려한다.

$$\dot{V}_X = \frac{\{T_H \cos \gamma - T_V \cos \phi \sin \gamma - (D_{HP} + D_{prof})\} \cos \psi}{m} - \frac{T_V \sin \phi \sin \psi}{m} + \frac{(F_{cmd})_X}{m} \quad (6a)$$

$$\dot{V}_Y = \frac{\{T_H \cos \gamma - T_V \cos \phi \sin \gamma - (D_{HP} + D_{prof})\} \sin \psi}{m} + \frac{T_V \sin \phi \cos \psi}{m} + \frac{(F_{cmd})_Y}{m} \quad (6b)$$

$$\dot{V}_Z = \frac{-T_H \sin \gamma - T_V \cos \phi \cos \gamma + D_{VP} + W}{m} + \frac{(F_{cmd})_Z}{m} \quad (6c)$$

$$\phi = \cos^{-1}\left(\frac{1}{n}\right) \quad (7)$$

항공기의 비행경로각(γ)과 방향각(ψ)은 항공기를 질점으로 고려했기 때문에, 항공기의 속력 성분을 활용하여 식 (8) - 식 (9)와 같이 계산한다.

$$\gamma = \tan^{-1}\left(\frac{-V_Z}{\sqrt{V_X^2 + V_Y^2}}\right) \quad (8)$$

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{V_Y}{V_X}\right) \quad (9)$$

고정의 및 회전의 항공기의 위치는 식 (3)과 식 (6)의 운동방정식을 적분하여, 단위 시간(Δt) 이후 항공기의 속력을 식 (10)과 같이 계산한다.

$$V_{X(n+1)} = V_{X(n)} + \dot{V}_{X(n)}\Delta t \quad (10a)$$

$$V_{Y(n+1)} = V_{Y(n)} + \dot{V}_{Y(n)}\Delta t \quad (10b)$$

$$V_{Z(n+1)} = V_{Z(n)} + \dot{V}_{Z(n)}\Delta t \quad (10c)$$

그리고 이를 활용하여, NED 좌표 기준의 각 축에 대한 위치를 식 (11)과 같이 계산한다.

$$X(n+1) = X(n) + V_{X(n)}\Delta t \quad (11a)$$

$$Y(n+1) = Y(n) + V_{Y(n)}\Delta t \quad (11b)$$

$$Z(n+1) = Z(n) + V_{Z(n)}\Delta t \quad (11c)$$

2.2 추력 및 질량 계산 모델

항공기의 추진 모델은 항공기 운동방정식에 필요

한 추력과 연료 소모와 무장 발사 등에 따라 변하는 질량 값을 계산하여 출력하는 모델이다.

항공기 기동에 필요한 추력을 계산하기 위해, 각 기동 구간에서의 가속을 수행하는 가속거리(d_{ac}), 목표 속력(V_{com})과 기동 구간의 시작점의 속력(V_0)을 이용하여 목표 가속도를 식 (12)와 같이 계산한다.

$$a_d = \frac{V_{com}^2 - V_0^2}{2d_{ac}} \quad (12)$$

식 (12)의 목표 가속도와 항공기에 작용하는 힘의 관계를 고려하여 항공기 기동에 필요한 추력을 계산하며, 고정의 항공기와 회전의 항공기에 작용하는 힘의 요소가 다르기 때문에, 이를 구분하여 모의한다.

고정의 항공기에 필요한 추력은 2.1절에서 설명한 고정의 항공기에 작용하는 힘의 성분을 활용하여 식 (13)과 같이 계산할 수 있다.

$$T = ma_{des} + D + W \sin \gamma \quad (13)$$

회전의 항공기에 필요한 추력은 2.1절에서 설명한 회전의 항공기에 작용하는 힘의 성분을 활용하여 식 (14)와 같이 진행 방향의 추력 성분(T_H)과 수직 방향의 추력 성분(T_V)을 구분하여 계산할 수 있으며, 총 필요 추력은 식 (15)와 같이 계산할 수 있다.

$$T_H = ma_{des} + D_{HP} \cos \gamma + D_{prof} \cos \gamma + W \sin \gamma + D_{VP} \sin \gamma \quad (14a)$$

$$T_V = W \cos \gamma - D_{HP} \sin \gamma - D_{prof} \sin \gamma + D_{VP} \cos \gamma \quad (14b)$$

$$T = \sqrt{T_H^2 + T_V^2} \quad (15)$$

식 (13)과 식 (15)의 고정익 및 회전익 항공기의 필요 추력은 최대 추력 제한을 고려하여 적용한다.

항공기의 질량(m) 변화는 속력에 따른 연료 소모와 무장 발사 등에 따른 질량 변화를 고려하여 계산한다. 속력에 따른 연료 소모율을 활용하고, 선형 보간을 적용하여 현재 속력에서의 연료 소모율(\dot{m}_p)을 계산한다.

연료 소모율을 반영하여 연료 소모에 따른 항공기의 연료량(m_p) 변화를 식 (16)과 같이 계산한다. 그리고 무장이 장착된 경우에는 무장 발사 등에 따른 무장의 질량(m_{arm}) 감소와 연료 소모에 의한 질량 변화를 고려하여, 식 (17)과 같이 질량 변화를 지속적으로 계산하여 항공기 기동 모의에 적용한다.

$$m_{p_{i+1}} = m_{p_i} - \dot{m}_p \Delta t \quad (16)$$

$$m_{i+1} = m_i - m_{arm} - m_{p_i} \quad (17)$$

2.3 항법 모델

항법 모델은 항공기의 항법 센서를 모의하기 위한 모델로, 항법 센서의 오차를 고려하여 적용하는 방식을 고려한다. 2.1절에서 계산되는 NED 좌표계 기준의 위치와 속도 정보에 항법 센서의 오차를 고려하여 식 (18)과 같이 적용한다.

$$\vec{x}_{nav} = (1 + \epsilon)\vec{x}_{true} + d \quad (18)$$

\vec{x}_{nav} 는 항법 오차가 반영된 NED 좌표 기준의 항공기 위치와 속도이며, \vec{x}_{true} 는 운동 모델에서 계산되는 NED 좌표계 기준의 위치와 속력을 의미한다. 그리고 ϵ 는 센서 바이어스, d 는 센서의 랜덤 노이즈를 의미한다.

2.4 제어 명령 생성 모델

항공기의 제어명령 생성 모델은 기동 명령에 따른 제어 명령을 생성하여, 2.1절의 식 (3)과 식 (6)의 고정익 및 회전익 운동방정식에 적용하는 모델이다. 항공기가 기동해야 할 목표 위치 좌표와 목표 속력에 대한 값이 주어지면, 위치 정보를 활용하여 항공기 기동에 필요한 경로각 명령(γ_d) 및 방향각 명령(ψ_d)

을 식 (19)와 같이 계산한다.

$$\gamma_d = \tan^{-1} \left(\frac{-(Z_{cmd} - Z)}{\sqrt{(X_{cmd} - X)^2 + (Y_{cmd} - Y)^2}} \right) \quad (19a)$$

$$\psi_d = \tan^{-1} \left(\frac{Y_{cmd} - Y}{X_{cmd} - X} \right) \quad (19b)$$

X, Y, Z 는 NED 좌표 기준의 현재 항공기의 위치 좌표이며, $X_{cmd}, Y_{cmd}, Z_{cmd}$ 는 NED 좌표 기준의 목표 위치 좌표를 의미한다.

속력에 대한 목표값(V_{com})과 식 (19)의 경로각과 방향각에 대한 명령을 적용하여 NED 좌표 기준의 원하는 속도 명령을 식 (20)과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix}_{des} = \begin{bmatrix} V_{com} \cos \gamma_d \cos \psi_d \\ V_{com} \cos \gamma_d \sin \psi_d \\ -V_{com} \sin \gamma_d \end{bmatrix} \quad (20)$$

항공기 기동을 위한 제어 명령은 식 (20)과 NED 좌표 기준의 현재 속도를 비교하여 식 (21)의 기동을 위한 제어 명령을 구성할 수 있으며, 이를 활용하여 식 (22)와 같은 형태로 제어 명령을 식 (3)과 식 (6)의 운동방정식에 적용한다[5].

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_X \\ \dot{V}_Y \\ \dot{V}_Z \end{bmatrix}_{cmd} = K_w \left(\begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix}_{des} - \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} \right) \quad (21)$$

$$F_{cmd} = \begin{bmatrix} (F_{cmd})_X \\ (F_{cmd})_Y \\ (F_{cmd})_Z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{V}_X \\ \dot{V}_Y \\ \dot{V}_Z \end{bmatrix}_{cmd} \quad (22)$$

3. 항공기 기동 궤적 생성

2장에서 설명한 항공기 모델을 적용하여 모의한 고정익 항공기의 기동 궤적 예시는 Fig. 4와 같다. Fig. 4에서 ①은 이륙 지점으로부터 이륙하여 첫 번째 경로점까지의 기동을 수행한 궤적이며, ②는 첫 번째 경로점에서 두 번째 경로점까지 선회 기동을 수행한 궤적이다. 그리고 ③은 두 번째 경로점에서 세 번째 경로점까지 직선 기동을 수행한 궤적이며, ④는 세 번째 경로점에서 착륙 지점까지 기동을 수행한 궤적을 나타낸 것이다.

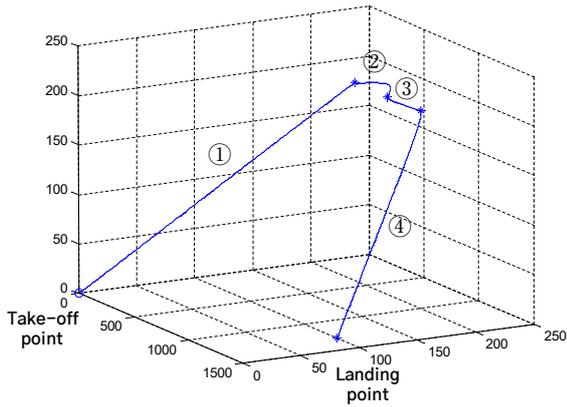


Fig. 4. Trajectory of a fixed wing aircraft simulation

항공기 모델을 적용하여 모의한 회전익 항공기의 기동 궤적 예시는 Fig. 5와 같다. Fig. 5에서 ①은 이륙 지점으로부터 수직으로 이륙하여 첫 번째 경로점까지의 기동을 수행한 궤적이며, ②는 첫 번째 경로점에서 두 번째 경로점까지 선회 기동을 수행한 궤적이다. 그리고 ③은 두 번째 경로점에서 세 번째 경로점까지 직선기동을 수행한 궤적이며, ④는 세 번째 경로점에서 착륙 지점까지 기동 및 수직으로 착륙을 수행한 궤적을 나타낸 것이다.

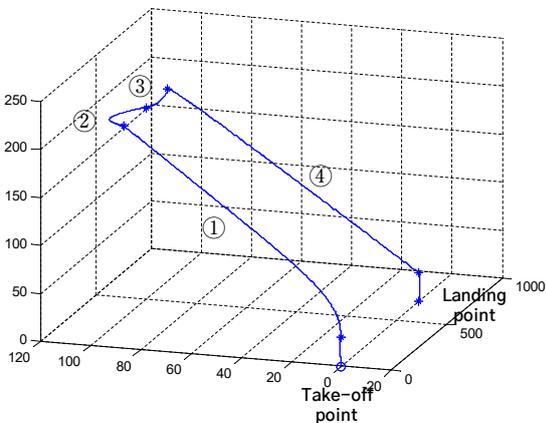


Fig. 5. Trajectory of a rotary wing aircraft simulation

Fig. 6는 항공기가 원 선회를 2회 수행한 기동 궤적에 대한 예시를 나타낸 것이다. Fig. 6에서 ①은 이륙 지점에서 원 선회를 위한 지점까지의 기동을 수행한 궤적이며, ②는 첫 번째 원 선회를 수행한 궤적이다. 그리고 ③은 다음 원 선회 지점까지 직선 기동을 수행한 궤적이며, ④는 두 번째 원 선회를 수행한 궤적이다. ⑤와 ⑥은 원 선회 후, 다음 경로점까지 직선 기동을 수행한 후, 착륙 지점까지 기동을 수행한 궤적을 나타낸 것이다.

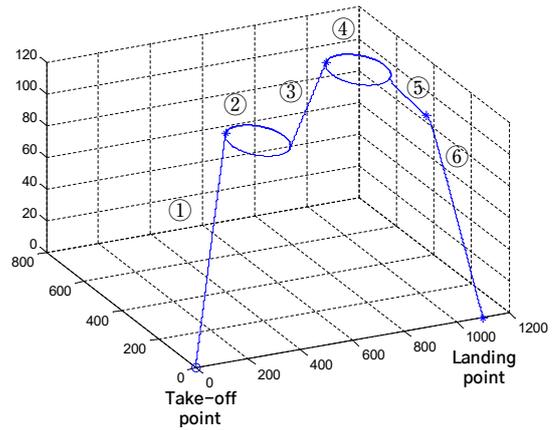


Fig. 6. Trajectory of a circle maneuver of an aircraft simulation

4. 결론

본 논문에서는 시뮬레이션을 통한 해군 작전 및 교전 상황 등을 분석하기 위해 포함되는 요소 중 하나인 항공기에 대해, 항공기 모델의 구성 및 항공기 기동을 모의하기 위한 항공기 모델에 적용되는 물리적인 힘과 방정식들을 살펴보았다.

일반적인 형태의 모델을 구성하기 위해, 항공기는 질점으로 고려하고, 힘 방향 운동을 모의하는 병진 운동을 고려하여 3자유도 모델로 고려하였으며, 항공기에 작용하는 힘의 요소를 적용하여 방정식을 구성하였다. 그리고 고정익 항공기와 회전익 항공기에 작용하는 힘의 요소는 차이가 존재하므로, 이를 구분하여 운동방정식을 구성하였다. 항공기 모델은 각 항공기의 기동 모의에 필요한 운동방정식을 포함한 운동방정식 모델, 추력과 질량 변화를 계산하는 추력 및 질량 계산 모델, 항법 센서 오차를 고려한 항법 모델, 그리고 항공기 기동 명령에 따른 제어 명령을 생성하는 제어 명령 생성 모델로 구성되어 적용하였다. 적용한 항공기 모델을 활용하여 고정익 및 회전익 항공기에 대한 기동 궤적을 모의하였으며, 원 선회 수행에 따른 기동 궤적 또한 생성하여 모의하였다.

해군 교전 분석을 위해 고려한 항공기 모델은 공학급 수준의 모델에 비해 보다 단순화 및 일반화된 형태의 항공기 모델을 고려하여 적용하였지만, 시뮬레이션을 통한 해군의 작전 및 교전 분석에 활용하기 위한 일반적인 형태의 항공기 기동 궤적 모의에는 충분히 활용 가능하다고 판단된다.

참고문헌

- [1] 김광연, 박정우, 탁민제, “3차원 일대일 충돌 감지 및 회피 알고리즘”, 한국항공우주학회지, Vol. 36, No. 10, pp. 996-1002, 2008.
- [2] 전대근, 은연주, 염찬홍, “질점 비행동역학 모델 기반 비선형 항공기 추적 필터”, 한국항공우주학회 2011년도 추계학술대회, pp. 1400-1406, 2011.
- [3] 오수현, 하철수, 강승은, 고상호, 이용원, “Dubins 곡선을 이용한 항공기 3자유도 질점 모델의 3차원 경로계획 및 유도”, 한국항공운항학회지, Vol. 24, No. 1, pp. 247-251, 2016.
- [4] 김종섭, 성재민, 양인석, 강명수, 조인제, “항공기 모델역변환제어 설계 및 평가”, 항공우주시스템공학회 2017년도 추계학술대회, pp. 337-339, 2017.
- [5] Stevens, B.L., and Lewis, F.L., Aircraft Control and Simulation, 2nd Edition, John Wiley and Sons, Inc., Hoboken, NJ, 2003.