論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 385-392(2018)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.385
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

초소형 관성측정모듈을 이용한 플라잉디스크의 수평축 모멘트 미계수 추정 연구

손현진*, 이주환*, 이영재**, 성상경***

A Study on Horizontal Moment Flight Coefficient Estimation of a Flying Disc Using Miniaturized Inertial Measurement Module

Hyunjin Son*, Ju Hwan Lee*, Young Jae Lee** and Sangkyung Sung***
Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University*,**,***

ABSTRACT

This paper suggests a new method to estimate the roll and pitch damping moment coefficients of a flying disc through sensor data from the onboard IMU module. This method can be easily performed than wind tunnel or computational fluid dynamics methods because it estimates aerodynamic coefficients simply after accumulating the inertial data through several repeated flight experiments. Estimated coefficients are applied to a simulator which is based on the flight dynamics of a flying disc. Finally, the predicted flight trajectory is compared with the true position provided by GPS, which demonstrated the validity of the proposed estimation method.

초 록

본 논문은 플라잉디스크에 탑재된 계측모듈의 IMU 데이터를 이용하여 롤링 및 피칭모멘트 감쇠미계수를 추정하는 방식을 새롭게 제시한다. 제안한 방식은 반복된 수 회의 원반 비행 실험을 수행하여 데이터를 구축한 뒤 공력 계수를 추정하므로, 풍동이나 전산유체해석을 이용하는 방법에 비해 수월한 실험적 대안이 될 수 있다. 추정한 공력 계수는 플라잉디스크의 비행동역학 모델을 토대로 구현한 시뮬레이터에 적용하여 비행 궤적을 예측하는 것에 이용되었으며, 이를 GPS의 위치 궤적과 비교함으로써 성능을 검증하였다.

Key Words : Flying disc(플라잉디스크), IMU(관성측정장치), Damping moment coefficient (모멘트 감쇠미계수)

† Received : January 23, 2018 Revised : March 8, 2018 Accepted : March 19, 2018
*** Corresponding author, E-mail : sksung@konkuk.ac.kr

Nomenclature

A	:	flying disc planform area (m^2)
$Advr$	:	advance ratio
c	:	damping coefficient
C_D	:	drag coefficient
C_L	:	lift coefficient
C_M	:	pitch moment coefficient
$C_M(\alpha)$	:	baseline pitching moment coefficient
C_{M_q}	:	pitch damping moment coefficient
C_{M_r}	:	r - pitching moment coefficient
C_N	:	yaw moment coefficient
$C_N(\alpha)$	:	baseline yawing moment coefficient
C_{N_p}	:	p - yawing moment coefficient
C_{N_r}	:	yaw damping moment coefficient
C_R	:	roll moment coefficient
$C_R(\alpha)$	:	baseline rolling moment coefficient
C_{R_p}	:	roll damping moment coefficient
C_{R_r}	:	r-rolling moment coefficient
C_Y	:	side force coefficient
C_N^B	:	transformation matrix from NED frame to body fixed frame
d	:	diameter of flying disc (m)
D	:	drag force (N)
$\vec{F}$	:	force vector
$\vec{g}$	:	gravity vector
I	:	moment of inertia matrix
k	:	spring constant
L	:	lift force (N)
m	:	total mass of flying disc and measurement module
m_F	:	flying disc mass
$\vec{M}$	:	aerodynamic moment vector
p,q,r	:	roll, pitch, and yaw rates
$\bar{q}$	:	dynamic pressure
R, M, N	:	roll, pitch, and yaw moments ($N \cdot m$)
x,y,z	:	Cartesian coordinates
Y	:	side force (N)
$\vec{V}$	:	velocity vector
V_T	:	relative velocity
α	:	angle of attack
β	:	sideslip angle
ζ	:	damping ratio
ϕ,θ,ψ	:	Euler angle rotations (roll, pitch, yaw respectively)
$\vec{\omega}$	:	angular velocity vector
ω_n	:	natural frequency
ω_d	:	damped natural frequency

Ⅰ. 서 론

플라잉디스크는 누구나 간편하게 즐길 수 있어 오늘날 많은 관심을 받고 있는 스포츠이다. 이는 단순한 원반 형상을 갖지만 비행 중 회전속도가 빨라 일반적인 항공기와는 다른 비행특성을 보인다. 이에 플라잉디스크의 비행동역학에 관한 연구 혹은 형상과 회전속도에 따른 공력 해석 연구들이 이루어져왔고, 대부분은 풍동이나 전산유체해석을 통해 공력 특성을 분석하였다[1,2,3]. 그밖에 플라잉디스크에 직접 센서를 부착하여 비행특성을 분석하려는 노력도 이루어졌다. 하지만 플라잉디스크는 비행 시 회전속도가 매우 빠르고 던져질 때 힘과 모멘트가 크게 가해지기 때문에 센서를 통해 정확한 값을 얻는 것에는 어려움이 있다. 이에 Koyanagi, R.은 플라잉디스크에 가속도계를 부착하고 가속도와 회전속도의 관계를 통해 회전속도를 추정하였다[4]. 또 Lee, J.는 자기센서를 이용해 회전속도를 추정하고 요모멘트 감쇠미계수를 추정하였다[5]. 그러나 아직 온보드 센서를 이용해 플라잉디스크의 롤링 및 피칭모멘트 감쇠미계수를 추정하려는 연구는 이뤄지지 않았다. 유사하게 플라잉디스크와 같이 빠르게 회전하며 비행하는 미사일의 롤링모멘트 감쇠미계수를 구하는 시도는 있었으나 이 역시 풍동을 기반으로 한 연구로 제한된다[6].

본 논문은 플라잉디스크에 계측 모듈을 탑재하여 비행 실험을 진행하고, 저장된 IMU 데이터를 이용해 플라잉디스크의 롤링 및 피칭모멘트 감쇠미계수를 추정하는 방법을 새롭게 제시한다. 구해진 수평축 모멘트 계수는 전산유체해석 및 실험적 기법을 통해 얻어진 타 공력계수와 더불어 플라잉디스크 비행동역학 모델을 기반으로 하는 시뮬레이터에 적용하였다. 최종적으로 시뮬레이션을 통해 예측된 플라잉디스크의 비행 궤적을 GPS의 위치 궤적과 비교하여 제안된 미계수 추정이 타당함을 검증하였다.

Ⅱ. 동역학 모델링

2.1 좌표계 정의

본 논문에서는 NED 좌표계(NED frame, 이하 n-frame), 항체고정좌표계(body fixed frame, 이하 b-frame), 바람좌표계(wind frame, 이하 w-frame), Heading axes 좌표계(이하 h-frame)의 4개 좌표계를 이용하여 플라잉디스크의 운동을 표현한다. n-frame은 플라잉디스크의 비행 시작점을 원점

으로 북쪽, 동쪽, 지면에 수직인 방향을 각각 X, Y, Z 축으로 정의하고, b-frame은 플라잉디스크의 무게 중심을 원점으로 하여 탑재되는 IMU 센서의 세 축과 일치하도록 X, Y, Z 축을 정의한다. n-frame과 b-frame 사이의 관계는 오일러 회전을 이용하여 표현하며, z축에 대해 회전대칭인 플라잉디스크의 형상을 고려하여 Yaw-Pitch-Roll로 회전 순서를 정하였다.

$$C_N^B = C_3(\psi)C_2(\theta)C_1(\phi) \tag{1}$$

외부 시점에서 보는 플라잉디스크의 형상은 Yaw 회전의 영향을 받지 않기 때문에, 식 (1)은 Roll-Pitch 두 번의 회전 변환만으로 상대 바람 시점에서 디스크의 형상을 결정하게 한다. 여기서 C_1, C_2, C_3은 각각 X, Y, Z축에 대한 회전 변환 행렬을 의미하며, 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned} C_1(\bullet) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\bullet) & \sin(\bullet) \\ 0 & -\sin(\bullet) & \cos(\bullet) \end{bmatrix}, \\ C_2(\bullet) &= \begin{bmatrix} \cos(\bullet) & 0 & -\sin(\bullet) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\bullet) & 0 & \cos(\bullet) \end{bmatrix}, \\ C_3(\bullet) &= \begin{bmatrix} \cos(\bullet) & \sin(\bullet) & 0 \\ -\sin(\bullet) & \cos(\bullet) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2}$$

정의된 오일러 회전 순서를 이용하면 시간에 따른 Euler angle propagation은 다음처럼 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi/\cos\theta & -\sin\psi/\cos\theta & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ -\tan\theta\cos\psi & \tan\theta\sin\psi & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{3}$$

본 논문의 시뮬레이션에 사용되는 일부 공력계수는 전산유체해석을 통해 얻어지므로 추가로 w-frame에 대한 이해가 필요하다. w-frame은 b-frame과 공력각(받음각(α) 및 옆미끄럼각(β))을 통해 정의하며, 플라잉디스크의 공력각은 일반적인 항공기와 다르게 Fig. 1과 같이 정의한다[7,8]. 이는 플라잉디스크가 회전하며 비행할 때 상대바람이 계속해서 바뀌어 받음각이 제대로 정의되지 않는 문제를 해결하기 위함이다.

따라서 h-frame은 b-frame의 Z축에 대하여 옆미끄럼각만큼 회전시킨 좌표계로 정의하고, w-frame은 h-frame의 Y축에 대하여 음의 받음각만큼 회전시킨 좌표계로 정의한다.

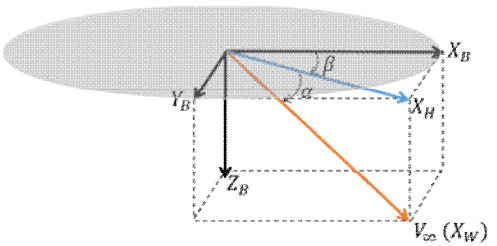

Fig. 1. Flying disc's aerodynamic angles

$$\begin{aligned} \beta &= \tan^{-1}\left(\frac{V_{B_Y}}{V_{B_X}}\right) \\ \overrightarrow{V_H} &= C_3(\beta)\overrightarrow{V_B} \\ \alpha &= \tan^{-1}\left(\frac{V_{H_Z}}{V_{H_X}}\right) \end{aligned} \tag{4}$$

2.2 힘 · 모멘트

플라잉디스크에 작용하는 공기역학적 힘과 모멘트는 X, Y, Z 세 축에 대해 6개를 정의하고 식 (5)와 같이 나타낸다. 여기서 L, D, Y, R, M, N은 각각 양력, 항력, 횡력, 롤링모멘트, 피칭모멘트, 요잉모멘트를 의미하고, C_L, C_D, C_Y, C_R, C_M, C_N 은 각각 양력계수, 항력계수, 횡력계수, 롤모멘트계수, 피치모멘트계수, 요모멘트계수를 의미한다. A는 플라잉디스크의 수평 면적이며, $\bar{q}$는 공기밀도와 비행 속력으로 계산되는 동압이다.

$$\begin{aligned} L &= C_L\bar{q}A, \quad D = C_D\bar{q}A, \quad Y = C_Y\bar{q}A, \\ R &= C_R\bar{q}Ad, \quad M = C_M\bar{q}Ad, \quad N = C_N\bar{q}Ad \end{aligned} \tag{5}$$

일반적인 항공기의 공력계수에는 받음각(α), 옆미끄럼각(β), 마하수(Ma), 고도(h), 조종면(δ_s), 추력계수(T_c)가 변수로 작용하지만, 플라잉디스크는 비행 중 고도차가 작고 속도가 빠르지 않으며, 조종면이나 추력 장치가 없기 때문에 공력계수가 식 (6)과 같이 간소화된다. 또한 비행 중 회전 속도가 매우 빠르기 때문에 공력 계수에 Z축 회전속도를 변수로 고려한다.

$$C_{FlyingDisc} = C(\alpha, r) \tag{6}$$

플라잉디스크의 양력과 항력은 받음각이 지배적인 변수로 회전속도의 영향이 적음이 알려져 있다[9]. 따라서 본 논문은 전산유체해석을 통해

받음각에 따라 계산된 양력계수와 항력계수를 사용한다. 반면 롤링모멘트와 요잉모멘트는 받음각이 주요한 변수가 아니며 감쇠미계수(damping derivative)가 지배적이다[6,10]. 따라서 롤모멘트 계수와 요모멘트계수의 계산 과정에서 받음각에 따른 Baseline Rolling moment coefficient($C_R(\alpha)$) 및 Baseline Yawing moment coefficient($C_N(\alpha)$)를 0으로 가정하고 식 (7)과 식 (8)처럼 나타낸다.

$$C_R = C_R(\alpha) + \frac{d}{2V_T}[pC_{R_p}(\alpha) + rC_{R_r}(\alpha)]$$
$$\simeq \frac{dp}{2V_T}C_{R_p}(\alpha) + C_{R_r}(\alpha, Advr),\ (Advr = \frac{rd}{2V_T}) \quad (7)$$

$$C_N = C_N(\alpha) + \frac{d}{2V_T}[pC_{N_p}(\alpha) + rC_{N_r}(\alpha)]$$
$$\simeq Advr \times C_{N_r}(r, V_T) \quad (8)$$

피칭모멘트는 받음각의 함수로 회전속도의 영향이 적음이 알려져 있으므로 식 (9)와 같이 나타낸다[3].

$$C_M = C_M(\alpha) + \frac{d}{2V_T}[qC_{M_q}(\alpha) + rC_{M_r}(\alpha)]$$
$$\simeq C_M(\alpha) + \frac{dq}{2V_T}C_{M_q}(\alpha) \quad (9)$$

한편, 플라잉디스크를 강체로 가정할 때 플라잉디스크에 작용하는 힘과 모멘트는 식 (10)처럼 나타낼 수 있으며, 추후 분석의 편의를 위해 힘은 n-frame에서, 모멘트는 b-frame에서 표현하였다.

$$\overrightarrow{F_N} = m\left(\overrightarrow{g_N} + \frac{d\overrightarrow{V_N}}{dt}\right)$$
$$\overrightarrow{M_B} = I\frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times I\vec{\omega} \quad (10)$$

식 (10)에서 $\overrightarrow{V_N} = [V_N\ V_E\ V_D]^T$와 $\overrightarrow{g_N} = [0\ 0\ g]^T$은 n-frame에서 표현된 비행속도벡터와 중력벡터이다. m은 플라잉디스크의 질량과 탑재되는 계측모듈의 질량의 합이고, $\vec{\omega} = [p\ q\ r]^T$는 b-frame에서 표현된 각속도 벡터이다. 또한 관성모멘트 매트릭스는 플라잉디스크가 질량 분포가 균일한 얇은 원판 형상을 갖는다고 가정하여 식 (11)처럼 나타낸다. 여기서 m_F는 계측 모듈을 제외한 플라잉디스크의 질량, d는 플라잉디스크의 지름을 의미한다.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix},\ I_{xx} = I_{yy} = \frac{1}{2}I_{zz} = \frac{1}{16}m_F d^2 \quad (11)$$

III. 수평축 모멘트 감쇠미계수 추정

3.1 수평축 모멘트 감쇠미계수

플라잉디스크는 비행할 때 wobble 현상이 나타나는데, 그 요인은 x, y축에 대한 초기각속도와 디스크에 작용하는 공력 모멘트의 두 가지임이 알려져 있다[3]. 이 때 숙련된 선수가 플라잉디스크를 던진다면 x, y축 초기각속도를 무시할 수 있으므로, wobble 현상은 공력모멘트의 영향만 받게 된다. 한편, 수평축에 작용하는 공력모멘트는 앞서 정의된 식 (5)와 식 (7), 식 (9)를 이용하여 식 (12)처럼 다시 정리할 수 있다.

$$R = \left\{\frac{dp}{2V_T}C_{R_p}(\alpha) + C_{R_r}(\alpha, Advr)\right\}\bar{q}Ad$$
$$M = \left\{C_M(\alpha) + \frac{dq}{2V_T}C_{M_q}(\alpha)\right\}\bar{q}Ad \quad (12)$$

롤모멘트와 피치모멘트는 각각 p-롤링모멘트 감쇠미계수(C_{R_p})와 q-피칭모멘트 감쇠미계수(C_{M_q})와 같은 damping factor를 포함하고 있으므로, 롤 및 피치모멘트는 시간이 지남에 따라 감쇠하며, 그에 따라 wobble 현상도 점차 사라진다. 그러므로 p-롤링모멘트 감쇠미계수와 q-피칭모멘트 감쇠미계수는 공력모멘트 및 수평 비행 궤적 결정에 중요한 요소가 된다. 본 논문에서는 이를 수평축 모멘트 감쇠미계수라고 부르며, 플라잉디스크에 탑재된 IMU의 데이터를 이용하여 추정한다.

3.2 수평축 모멘트 감쇠미계수 추정

Figure 2는 IMU가 비행중인 플라잉디스크의 각속도 p, q를 측정한 것으로 시간이 지남에 따라 그 크기가 감소하는 모습을 보인다. 이는 수평축 모멘트 감쇠미계수로 인해 x, y축에 대한 모멘트가 감소하기 때문이다.

시간에 따른 롤모멘트 및 피치모멘트의 감소 경향은 각속도 p, q의 감소 경향과 유사할 것이다. 따라서 본 논문은 수평축 모멘트의 댐핑 역할을 하는 수평축 모멘트 감쇠미계수를 각속도 p, q의 감쇠비로 추정하는 방식을 제시한다.

시간에 따른 각속도 변화는 진동이 감쇠하는 2차 시스템의 응답처럼 나타나며, 한 개의 자유도를

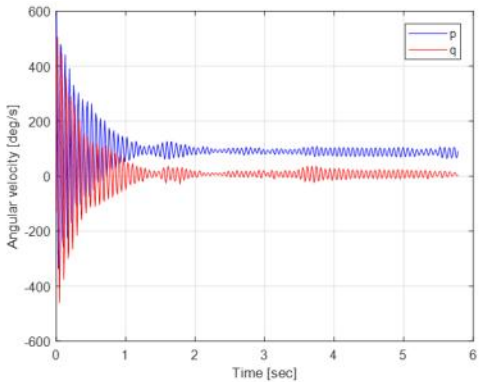

Fig. 2. Angular velocity p, q during the flight

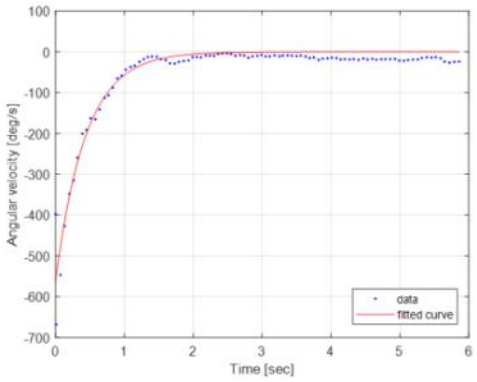

Fig. 3. Curve fitting result of the angular velocity p

갖는 2차 시스템의 표준형은 식 (13)과 같다. 여기서 ω_n과 ζ는 고유진동수와 damping ratio를 의미하고, m, c, k는 각각 질량, 댐핑 계수, 스프링 상수를 의미한다.

$$\ddot{x}(t)+2\zeta\omega_n\dot{x}(t)+\omega_n^2x(t)=0 \quad (13)$$
$$(where\,\omega_n=\sqrt{k/m},\,\zeta=\frac{c}{2\sqrt{mk}})$$

식 (13)의 damping ratio가 $0<\zeta<1$의 값을 가질 때 그 응답은 식 (14)와 같으며, 여기서 ω_d는 damped natural frequency이다[11].

$$x(t)=Ae^{-\zeta\omega_n t}\sin(\omega_d t+\phi) \quad (14)$$
$$(where\,A=\sqrt{\frac{(v_0+\zeta\omega_n x_0)^2+(x_0+\omega_d)^2}{\omega_d^2}},$$
$$\phi=\tan^{-1}\left(\frac{x_0\omega_d}{v_0+\zeta\omega_n x_0}\right),$$
$$\omega_d=\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}\;)$$

그러므로 시간에 따른 각속도 p, q를 식 (14)와 같은 형태의 함수로 표현하면 각속도의 감쇠비를 결정짓는 damping ratio(ζ)를 추정할 수 있다. 이 과정은 p-롤링모멘트 감쇠미계수와 q-피칭모멘트 감쇠미계수 추정에 동일한 방식으로 진행되므로 본 논문은 p-롤링모멘트 감쇠미계수만 상세히 다루도록 하며, 그 과정은 다음과 같다.

먼저 Fig. 2에서 볼 수 있듯이, IMU가 측정한 각속도 p의 오프셋은 0이 아니다. 이는 IMU를 장착하는 과정에서 센서의 Z축과 플라잉디스크의 Z축이 정확하게 일치하지 않기 때문에 생기는 오차인 것으로 판단된다. 각속도의 damping ratio를 추정하는 과정에서 오프셋은 중요한 요소가 아니므로 오프셋을 0으로 만들어 준다.

이후 각속도에 FFT를 적용하여 그 dominant frequency를 구한다. 이는 식 (14)를 고려했을 때 damped natural frequency(ω_d)로 볼 수 있다. 또한 underdamped 상태의 진동 시스템은 $y(t)=\pm Ae^{-\zeta\omega_n t}$의 범위 내에서 진동하므로, 각속도 p의 upper envelope과 lower envelope을 식 (15)와 같은 지수 함수의 형태로 curve fitting한다. 이를 식 (14)와 비교하면 식 (16)과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$y=ae^{-bt} \quad (15)$$

$$b=\zeta\omega_n \quad (16)$$

Figure 3은 각속도 p의 lower envelope을 지수함수 꼴로 curve fitting한 모습이다. 각속도 p의 damping ratio는 FFT로 구한 damped natural frequency와 curve fitting 함수의 지수를 이용하여 식 (17)과 같이 추정할 수 있다.

$$\frac{b}{\omega_d}=\frac{\zeta\omega_n}{\omega_d}=\frac{\zeta\omega_n}{\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}}$$
$$\therefore\zeta=\sqrt{\frac{b^2}{\omega_d^2+b^2}} \quad (17)$$

이와 같이 계산된 각속도의 damping ratio는 0과 1 사이의 값을 갖는 양수이다. 그러나 최종적으로 구하려는 수평축 모멘트 감쇠미계수는 음의 부호를 가져야 물리적으로 안정하다. 따라서 계산된 damping ratio의 부호를 바꾼 후 p-롤링모멘트 감쇠미계수의 값으로 사용한다. 마찬가지로 같은 과정을 각속도 q에 대해 적용해 q-피칭모멘트 감쇠미계수를 추정한다. 또한 본 논문은 좀

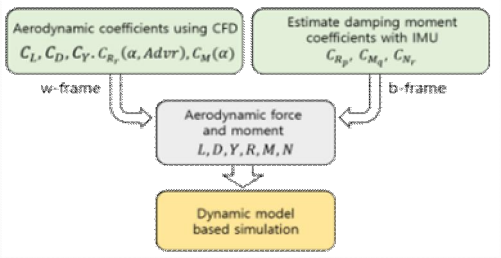

Fig. 4. Application method of aerodynamic coefficients to a simulator

더 신뢰성 있는 값을 얻기 위하여 같은 조건에서 실험을 10회 정도 반복하여 비행데이터를 구축한 뒤, 각 횟수마다 구한 모멘트 감쇠미계수의 평균값을 채택하였다.

공력 계수는 최종적으로 플라잉디스크 시뮬레이션에 Fig. 4와 같이 적용되는데, 이 때 전산유체해석 공력 데이터와 추정된 감쇠모멘트 계수의 좌표계가 w-frame과 b-frame으로 다름에 주의하여야 한다. 추가로 요모멘트 감쇠미계수 추정은 IMU 모듈에 내장된 자기센서를 이용하여 추정하는 방식을 이용하였다[5].

Ⅳ. 비행 실험 및 시뮬레이션 검증

4.1 H/W 구성

본 논문에서는 ㈜프리원에서 제작된 드라이버 계열 플라잉디스크 '수리'를 사용하여 실험을 진행하였다. Fig. 5는 플라잉디스크의 간단한 제원과 뒷면에 부착된 계측 모듈의 모습이다. 계측 모듈은 IMU 센서와 GPS 수신기를 포함하고, 수집한 비행 데이터를 SD카드에 저장할 수 있도록 설계되었다. 다음 Table 1은 사용된 MEMS IMU인 InvenSense사의 MPU-9250과 Ublox사의 NEO-M8N GPS수신기의 제원을 정리한 것이다.

4.2 비행 시뮬레이션 검증 및 결과

플라잉디스크의 비행 시뮬레이션은 2장에서 유도한 동역학 모델을 토대로 구현하였으며, 이에

Fig. 5. Specification of a flying disc

Table 1. Specification of IMU and GPS

	Model	Specification
IMU	MPU-9250	Gyroscope dynamic range : ±2000deg/s Accelerometer dynamic range : ±16g Size : 3(mm)×3(mm)×1(mm)
GPS receiver	NEO-M8N	GPS velocity accuracy : 0.05m/s GPS update rate : 10Hz Size : 16(mm)×12(mm)×2.5(mm)

추정한 모멘트 감쇠미계수를 적용하였다. 다음 Fig. 6은 시뮬레이터의 구성을 보여준다.

시뮬레이터의 상태변수는 n-frame 기준 위치와 속도, 오일러 자세각, b-frame 기준 각속도로 12개를 설정하였다. 따라서 n-frame 위치 초기값은 (0,0,0)으로 놓았다. n-frame 속도 및 b-frame 각속도 초기값은 각각 플라잉디스크가 던져지는 순간의 GPS 속도 측정값과 자이로스코프 각속도 측정값을 이용하였다. 마지막으로 초기 오일러 자세각은 비행 실험 당시 찍은 고속 카메라 영상을 이용하여 설정하였다. 이후 상태방정식은 4,5차 Runge-Kutta method를 사용하여 해석하였으며, 이는 MATLAB의 ode45를 이용하였다.

Figure 7은 플라잉디스크 시뮬레이션의 수평 비행 궤적 결과로, 파란 원으로 표시한 GPS 위치 결과와 비교하여 동역학 모델 및 시뮬레이션의 성능을 검증하였다. 또한 3장에서 추정한 수평축 모멘트 감쇠미계수를 검증하기 위해 검은 점선과 빨간 실선의 두 가지로 그래프를 나타냈다. 여기서 검은 점선은 기존 논문[3]에 주어진 수평축 모멘트 감쇠미계수와 IMU데이터로 요모멘트 감쇠미계수를 추정하는 방식[5]으로 확보한 값을 반영한 결과이다. 반면 빨간 실선은 본 논문의

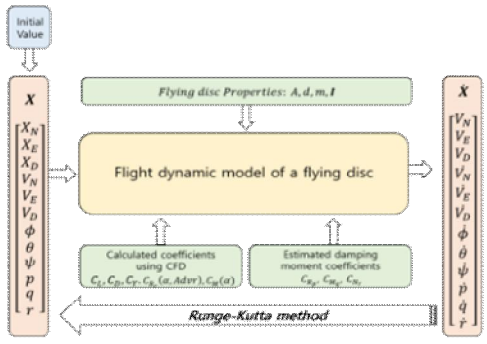

Fig. 6. Block diagram of a simulator

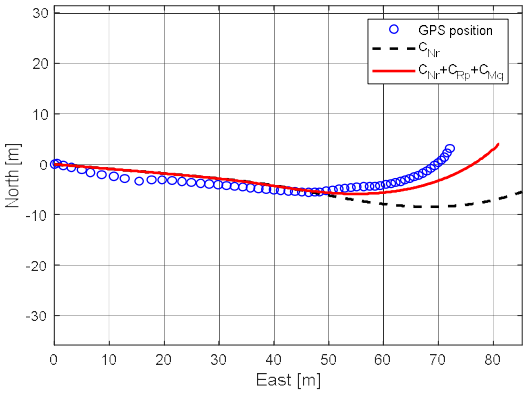

Fig. 7. Horizontal trajectory of a flying disc

Table 2. Horizontal moment flight coefficients used in Fig. 7

	Black dotted line (Reference [3])	Solid red line (Estimated)
C_{R_p}	-0.013	-0.0027
C_{M_q}	-0.014	-0.0028

방식으로 추정한 수평축 모멘트 감쇠미계수를 적용한 결과이다. 그 결과, 비행 후반부에서 빨간 실선이 GPS 궤적인 파란 원과 더 일치하는 모습을 보였다. 빨간 실선과 검은 점선에는 수평축 모멘트 감쇠미계수의 값을 제외한 기타 공력 계수와 비행동역학 모델이 동일하게 적용되었으므로, 추정한 수평축 모멘트 감쇠미계수가 기존 논문에 상수로 제시되어 있던 값보다 더 정확한 비행 궤적 예측을 할 수 있음을 알 수 있다. 이 때 사용된 수평축 모멘트 감쇠미계수는 Table 2에 정리하였다. 최종적으로 반복적인 비행시험 결과 분석을 통하여 수평축 모멘트 추정으로 더욱 정확한 궤적예측이 가능함을 확인하였다.

Ⅴ. 결 론

본 논문은 플라잉디스크에 계측 모듈을 탑재하고 비행 실험을 진행하였으며, 수집한 IMU 데이터를 이용해 수평축 모멘트 감쇠미계수를 추정하는 방식을 새롭게 제시하였다. 또한 기존 플라잉디스크에 대해 이뤄졌던 연구를 바탕으로 적절한 비행동역학 모델을 제시하였으며, 이를 기반으로 하는 시뮬레이터를 구현하였다. 추정한 모멘트 감쇠미계수는 전산유체해석을 통해 얻어진 공력 계수와 함께 시뮬레이터에 적용하였고, 그 결과 플라잉디스크의 수평 비행 궤적에 대한 예측이 향상되는 것을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국연구재단 연구지원사업의 지원에 의한 결과입니다. (NRF-2016R1A2B4010719, NRF-2016M1B3A1A01943689, NRF-2015M3C1B1034536)

References

1) Kim, T. U., Park, S. H., Sung, S., and Lee, J., “Numerical analysis of aerodynamic characteristics of a flying disc considering the loading effect,” *Proceeding of The Korean Society for Computational Fluid Engineering Spring Conference*, Vol. 2017, No. 5, 2017, pp. 20-21.

2) Potts, J. R., and Crowther, W. J., “Disc-wing Aerodynamics,” University of Manchester, 2005.

3) Hummel, S. A., "Frisbee Flight Simulation and Throw Biomechanics," University of California, Davis, 2003.

4) Koyanagi, R., and Ohgi, Y., "Measurement of kinematics of a flying disc using an accelerometer," *Procedia Engineering*, Vol. 2, No.1, 2010, pp. 3411-3416.

5) Lee, J., Lee, Y. J., Kim, K. R., and Sung, S., “A Novel Flight Coefficient Estimation of Flying Disc and its Performance Analysis via Onboard Magnetometer Measurement,” In *33rd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, pp. 3237.

6) Samardžić, M., Isaković, J., Miloš, M., Anastasijević, J., and Nauparac, D. B., “Measurement of the Direct Damping Derivative in Roll of the Two Calibration Missile Models,” *FME Transactions*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 189-194.

7) Lee, J., “Measurement Module Design and Flight Coefficient Estimation for Flying Disc Flight Simulation,” Department of Aerospace Information System Engineering, Konkuk University, 2017.

8) Stevens, B. L., Lewis, F. L., and Johnson, E. N., *Aircraft control and simulation,* 3rd ed., John Wiley & Sons, New Jersey, 2016, pp. 79-97.

9) Potts, J., and Crowther, W., “Frisbee (TM) aerodynamics,” In *20th AIAA Applied*

Aerodynamics Conference, 2002, pp. 3150.

10) Park, S. H., Kim, Y., and Kwon, J. H., "Prediction of Damping Coefficients Using the Unsteady Euler Equations," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, 2003, pp. 356-362.

11) Inman, D. J., *Engineering Vibration,* 4th ed., PEARSON, 2014, pp. 13-128.

12) Park, D., Kim, T. U., Park, S. H., and Sung, S., "Numerical analysis of 3D aero-dynamic characteristics for a spinning flying disc," *Proceeding of The Korean Society for Computational Fluid Engineering Fall Conference*, Vol. 2016, No. 11, 2016, pp. 38-39.

Appendix

다음은 시뮬레이션에 사용된 공력 계수 중 전산유체해석으로 얻어진 값을 정리한 것이다[12].

Table A1. $C_L, C_D, C_M(\alpha)$ at various AOA

AOA[deg]	C_L	C_D	$C_M(\alpha)$
-18	-0.5635	0.2295	-0.1196
-15	-0.4577	0.1632	-0.1092
-12	-0.3688	0.1089	-0.0928
-9	-0.2560	0.0782	-0.0742
-6	-0.1407	0.0601	-0.0559
-3	-0.0342	0.0506	-0.0363
0	0.0747	0.0493	-0.0168
3	0.1993	0.0599	0.0008
6	0.3407	0.0830	0.0177
9	0.4968	0.1210	0.0346
12	0.6606	0.1726	0.0541
15	0.8213	0.2350	0.0777
18	0.9807	0.3117	0.1043
21	1.1464	0.4106	0.1319
24	1.2939	0.5269	0.1574
27	1.4203	0.6551	0.1801
30	1.5277	0.7975	0.1972
33	1.6057	0.9467	0.2081
36	1.6418	1.0940	0.2119
39	1.6532	1.2399	0.2113

Table A2. C_{R_r} at various AOA and Advr

AOA[deg] \ Advr	0.6	0.8	1.2
-6	0.000702	0.001679	0.008233
-5	0.000350	0.001751	0.007592
-4	0.000016	0.001818	0.006986
-3	-0.000369	0.001896	0.006285
-2	-0.000716	0.001967	0.005654
-1	-0.001101	0.002045	0.004953
0	-0.001416	0.002109	0.004380
1	-0.003283	-0.001010	0.002015
2	-0.004930	-0.003760	-0.000072
3	-0.006767	-0.006820	-0.002398
4	-0.008223	-0.009250	-0.004244
5	-0.010123	-0.012420	-0.006650
6	-0.011860	-0.015340	-0.008850
7	-0.014302	-0.017550	-0.011293
8	-0.016139	-0.019230	-0.013129
9	-0.018455	-0.021350	-0.015446
12	-0.025030	-0.027360	-0.022020

Table A3. C_Y at various AOA and Advr

AOA[deg] \ Advr	0.6	0.8	1.2
-6	0.002068	-0.001860	-0.001093
-5	0.002179	-0.002330	-0.011460
-4	0.002289	-0.002800	-0.012000
-3	0.002414	-0.003330	-0.012600
-2	0.002525	-0.003800	-0.013130
-1	0.002631	-0.004250	-0.013640
0	0.002745	-0.004730	-0.014190
1	0.003594	-0.025600	-0.010960
2	0.004431	-0.000420	-0.007770
3	0.005201	0.001557	-0.004840
4	0.006004	0.003615	-0.001790
5	0.006908	0.005931	0.001652
6	0.007655	0.007844	0.004494
7	0.008773	0.008874	0.006885
8	0.009622	0.009655	0.008698
9	0.010591	0.010548	0.010771
12	0.013580	0.013300	0.017160