



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(1), 59-66(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.1.59

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

저고도 운용 고정익 항공기의 고장 시 추락지점 및 속도 분포 연구

남홍수¹, 박배선², 이학태³

Research on The Crash Location and Speed Distribution of Low Altitude Fixed-Wing Aircraft

Hong-Su Nam¹, Bae-Seon Park² and Hak-Tae Lee³

Dept. of Aerospace Engineering, Inha University, Incheon, Republic of Korea

ABSTRACT

In order to solve the problem of urban traffic congestion, Urban Air Mobility (UAM) concept using Electric Vertical Take-off and Landing (eVTOL) aircraft has been gaining popularity, and many domestic and international studies are underway. However, since these aircraft inevitably fly over densely populated areas, it is essential to ensure safety, which starts with accurately analyzing the crash risk. In this paper, the locations and impact speeds of crash are computed using six degree-of-freedom simulations of an eVTOL aircraft in a fixed-wing mode. System malfunction was modeled by a sudden loss of thrust with control surfaces being stuck during cruise. Because most of these eVTOL aircraft are still under development, a methodology of constructing a six degree-of-freedom dynamics model from generic specification is also developed. The results show that the crash locations are highly concentrated right under the aircraft within a square that has an edge length similar to the cruise altitude. Speed distribution is more complicated because almost identical crash locations can be achieved by two very different paths resulting in a large variation in the speeds.

초 록

도심의 교통체증 문제를 해결하기 위해 eVTOL(Electric Vertical Take-Off and Landing) 항공기를 이용한 도심항공교통(UAM) 개념이 등장하여, 많은 국내외 기관들의 연구가 진행되고 있다. 하지만 도심 위를 필연적으로 비행하게 되는 eVTOL 기체가 차세대 교통수단으로 자리 잡기 위해서는 안전성의 확립이 필수적이다. 추락 시 위험도는 항공 안전과 관련된 대표적인 요소이며, 위험도 분석을 위해서는 돌발 상황으로 인한 기체의 추락 및 충돌 지점 예측이 필요하다. 고정익 모드로 운항하는 비행체의 경우 자세 혹은 방향을 결정하는 데 조종면이 큰 역할을 차지한다. 따라서 본 연구에서는 eVTOL 기체의 추락 시 위험도를 분석하기 위해 추진 시스템이 고장 난 기체의 조종면 각도에 따른 추락 지점의 분포를 추정하는 방법을 제시한다. 여기서, 성능과 형상이 공개된 eVTOL 기체를 대상으로 분석한 데이터를 사용하였다. 또한, 초기 조건에 따른 추락 지점의 분포와 확률을 계산하여 추락할 확률이 높은 구간을 도출하였으며, 추락 순간의 속도를 계산하였다.

Key Words : Urban Air Mobility(도심항공교통), eVTOL Aircraft(전기동력 수직이착륙 항공기), Crash Probability Distribution(추락 확률 분포), Ground Risk(지상 위험)

† Received : October 20, 2021 Revised : December 23, 2021 Accepted : December 26, 2021

¹ Graduate Student, ² Postdoctoral Researcher, ³ Associate Professor

³ Corresponding author, E-mail : haktae.lee@inha.ac.kr, ORCID 0000-0002-0674-9931

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

최근 대도시 지상교통 혼잡의 해결 수단으로서 전기 동력 수직이착륙(Electric Vertical Take-Off and Landing, eVTOL) 항공기를 이용한 도심항공교통(UAM) 개념이 주목을 받고 있다. eVTOL 기체는 수직 이착륙이 가능하므로 일반 여객기와 다르게 활주로 같은 큰 공간을 필요로 하지 않는다. 또한 지상의 교통 상황과 독립적으로 운용할 수 있다는 이점을 가지고 있다. 때문에, 현재 다양한 국내외 기관들이 관련 연구를 수행하고 있다[1].

eVTOL 기체는 일반적인 여객기와 다르게 2,000ft 이하의 저고도로 도심 상공에서 운용될 예정이다. 그로 인해 크게 2가지 문제가 거론되고 있다. 바로 저고도 비행으로 인한 직접적인 소음문제와 도심지에 추락할 경우 인명 피해 등 2차 피해가 높은 확률로 발생하는 안전과 관련된 문제이다. 특히 eVTOL 기체가 상용화되기 위해서는 안전성과 관련된 기체인증에 대한 규정이 확립되어야 한다.

현재까지 도심상공을 저고도에서 운용하는 무인기에 대하여 지상위험모델(Ground risk model)을 이용하여 위험도를 평가하는 연구가 많이 진행되어 왔다 [2-9]. eVTOL 또한 저고도로 도심상공을 비행하기 때문에 ground risk model은 eVTOL의 기체인증에 대한 평가 기준을 마련하는데 기반이 될 수 있다.

Ground risk model은 Fig. 1에서 보이듯이 추락 시 지상위험에 고려되는 다양한 모델들의 결합이다. ground risk model의 하위 모델은 대표적으로 추락 시 영향을 받는 영역을 특정하는 impact model, 운동에너지, 에너지밀도 등을 고려하는 stress model, 그리고 추락 위치의 인구밀도나 차량 교통량 등을 이용하여 사람과 재산에 대한 위험을 특성화하는 exposure model 등이 있다[2,6].

Impact model의 관련 연구로 Wu, P. P.는 경사각(Bank angle)과 비행경로각(Flight path angle)을 변수로 6자유도 운동모델을 활용하여 추락영역을 추정하였으며[7], Levasseur, B.는 선회율(Turn rate)과 비행경로각(Flight path angle)을 변수로 몬테카를로 방법을 통해 추락영역을 모델링 하였다[8]. 또한 활공거리와 간단한 수식을 통하여 무인기의 추락영역을 추정한 Bertrand, S.의 연구가 있다[9].

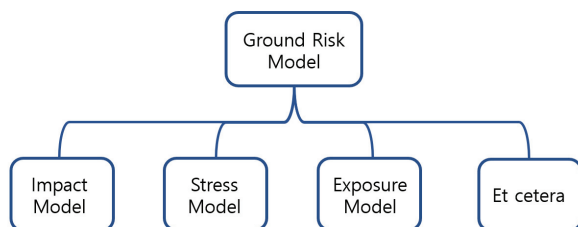


Fig. 1. Component of GRM

본 논문에서는 ground risk model 중 impact model에 해당하는 eVTOL 기체의 추락 지점 분포를 추정하기 위해 기체의 추진 시스템이 고장난 상황을 가정하고, 에일러론(Aileron)과 엘리베이터(Elevator)를 변수로 사용하여 모델링 하였다. 또한 추락 지점에 대한 확률분포와 추락순간의 속도를 분석해 보았다. eVTOL 기체들은 상세한 스펙들이 공개되지 않았기 때문에 대상 기체는 역설계를 통해 대략적인 성능을 추정하였으며, 그 결과를 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II장은 대상기체에 대한 분석과정을 보여준다. III장은 시뮬레이션을 하기 위해 사용한 가정들과 초기 조건을 기술하고 시뮬레이션을 통해 얻은 결과를 제시한다. IV장은 결론을 정리한다.

II. eVTOL 기체 분석

2.1 대상기체 선정

본 연구에서 사용된 대상 기체는 현대 'S-A1'의 형상과 공개된 스펙을 참고하여 모델링 하였다.

Figure 2는 'S-A1'의 형상을 보여준다. eVTOL 기체 중에서 추력벡터편향(Vectored Thrust) 방식을 사용하는 기체이다. 추력벡터편향 방식을 사용하는 대부분의 기체들은 로터의 회전수를 조절하여 자세를 제어하는 Wingless(multi-copter) 방식의 기체와는 달리 순항 시 고정익 모드로 날개의 조종면(Control surface)을 이용하여 자세를 제어한다.

Table 1은 현대자동차가 CES 2020 현장에서 공개한 'S-A1'의 간략한 제원을 보여준다.

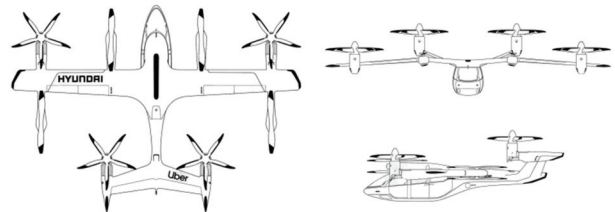


Fig. 2. Three-view diagram of S-A1

Table 1. S-A1 specifications

Passenger (including pilot)	5	Max range	100km
Gross weight	3,125kg	Nominal cruise speed	240km/h
Overall length	10.7m	Max cruise speed	290km/h
Wing span	15m	Cruising altitude	300-600m

2.2 세부제원 추정

2.2.1 공력 해석 도구

본 연구에서는 기체의 공력 미계수를 추정하기 위해 MIT에서 개발된 공력해석 프로그램인 AVL을 사용하였다[10]. 3차원 와류격자법(Vortex Lattice Method, VLM)을 이용하는 AVL은 얇은 lifting surface로 구성된다. 이러한 표면과 그 후류는 holseshoe vortex filament들로 이루어진 single-layer vortex sheet으로 나타난다. 와류격자법은 익형의 캠버선에 여러개의 holseshoe vortex를 생성하기 때문에 비교적 정확한 결과를 얻을 수 있다.

2.2.2 중립점 및 무게중심 추정

중립점(Neutral point)은 기체 전체의 공력 중심점으로 주익과 미익의 형상과 위치가 정해지면 자동으로 정해진다. 그러므로 AVL에 주익과 미익만의 정보를 이용하여 중립점의 위치를 계산하였다. 이때, 주익과 미익의 정보는 Fig. 2의 삼면도와 CATIA를 이용하여 측정하였다. 기체 nose의 위치 $x_{nose} = 0$ 이라고 했을 때 대상기체의 중립점의 위치 $x_{NP} = 4.38m$ 가 나온다. Fig. 3은 삼면도로부터 측정한 주익과 미익의 형상정보를 AVL에 입력한 결과이다.

일반적인 고정익 기체는 단순히 정적 여유(Static margin, S.M)를 이용하여 무게중심을 추정해야 하지만, 수직이착륙 기체는 호버링 시에 프로펠러의 위치로부터 무게중심의 위치를 추정할 수 있다.

Figure 4는 기체의 로터 종류에 따라 힘이 작용되는 중심점을 표시한 것이다. 파란색으로 표시된 5엽 프로펠러는 틸트 로터로 순항 시와 이착륙 시 모두 쓰이는 프로펠러이다. 주황색으로 표시된 2엽 프로펠러는 각 위치에서 위아래로 1쌍씩 위치하며, 수직 이착륙 시에 쓰이는 프로펠러이다.

프로펠러들 사이의 거리로부터 기체의 무게중심(Center of gravity)이 Fig. 4와 같은 위치에 있어야 함을 예측할 수 있다. 무게중심은 기체가 호버링 상황일 때 수직 이착륙용 로터에 필요한 induced power가 틸트 로터에 필요한 induced power의 약 2배가 되는 위치가 되도록 임의로 가정하였다. 이는 후에 보다 정확한 정보를 가용하면 수정될 수 있다.

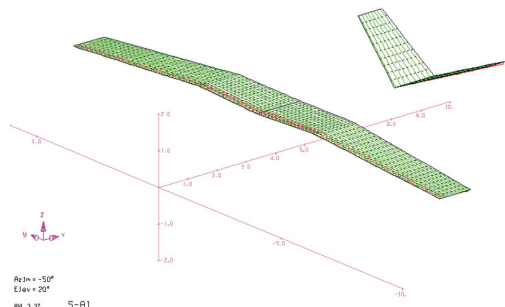


Fig. 3. AVL(Wing&Tail)

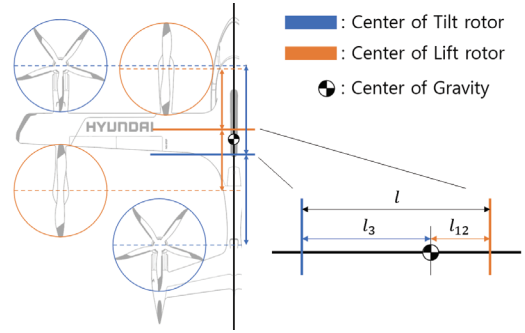


Fig. 4. Point of application of force

Table 2. Estimated power when hovering

Propeller	2blade (upper)	2blade (lower)	5blade
Induced power (per prop)	44.44kN	44.44kN	21.27kN

Momentum Theory에 따라 식 (1)과 같이 각 프로펠러의 induced velocity u 를 계산 후 식 (2)를 이용하여 induced power P_{ed} 를 계산하였다. 여기서 A 는 프로펠러 디스크의 면적, V 는 프로펠러 축 방향 전진속도, T 는 각 프로펠러의 추력을 의미한다.

$$u = -\frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}} \quad (1)$$

$$P_{ed} = T(V + u) \quad (2)$$

Figure 4에서 무게중심을 l_{12} 와 l_3 의 비율이 4:11이 되는 위치(이때 $x_{cg} = 4.175m$)에 놓고 계산했을 때 수직 이착륙용 로터에 필요한 Induced power가 틸트 로터에 필요한 Induced power의 약 2배가 되는 것을 확인하였다. 상세한 계산 결과는 Table 2에 요약되어있다.

앞서 추정된 무게중심과 중립점으로부터 정적 여유는 15.8%로 계산되었으며, 이는 적절한 값으로 판단된다.

2.2.3 트림상태의 양력계수

eVTOL의 일반적인 순항고도는 300~600m 사이의 값으로 고도에 따른 밀도변화를 무시하기에 충분하다. 그러므로 본 연구에서는 고도 450m의 밀도값인 $1.17kg/m^3$ 로 밀도를 상수 취급한다. 또한 순항 시 기체에 작용하는 양력과 중력의 크기는 서로 같다. 이를 이용해 대상기체의 순항 시 필요한 양력계수를 계산하면 순항속도 240km/h 기준 양력계수 $C_L = 0.61$ 이 나온다.

대상기체의 주익과 미익의 익형은 각각 NACA 2412, NACA 0012로 가정하고 주익과 미익의 불임각(Incidence angle)을 조절하여 기체의 자세각이 0도일 때 $C_L = 0.61$ 이 나오는 트림상태가 되도록 하였다.

Table 3. Drag coefficient(Excluding Wings)

	C_f	f	FF	C_D	$C_{D,total}$
Fuselage	0.0024	5.73	1.33	0.0062	0.0162
Nacelle1	0.0028	6.20	1.27	0.0009	
Nacelle2	0.0026	9.00	1.10	0.0017	
Nacelle3	0.0028	5.78	1.33	0.0013	
Propeller	0.0029	-	1.00	0.0003	

일반적인 익형을 가정해도 6 자유도 동역학 모델에는 큰 영향을 끼치지 않으며, 익형 정보가 중요한 정확한 항력 또는 최대 양력계수 등의 예측은 본 연구의 범위를 벗어난다.

2.2.4 동체 및 기타 항력 추정

날개에 대한 항력계수는 AVL을 통한 공력해석을 통해 얻었으나 날개 이외에 동체, 나셀, 회전하지 않는 프로펠러의 항력계수는 식 (3)~(6)과 같이 형상인자(Form factor, FF)를 사용하는 Raymer의 경험식을 사용하여 계산하였다[11]. 또한 그 결과를 토대로 AVL의 입력파일에 항력계수를 따로 추가하였다. 여기서 C_f 는 마찰계수, f 는 Fineness ratio를 의미한다.

Table 3은 각 파트의 표면적과 식 (3)~(6)을 이용해 추정한 날개를 제외한 부분의 항력계수 $C_{D,total}$ 의 결과를 보여준다.

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (3)$$

$$f = \frac{d}{\sqrt{(4/\pi) A_{max}}} \quad (4)$$

$$FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{S_{wet} C_f FF}{S_{ref}} \quad (6)$$

2.2.5 공력 미계수

Table 4는 앞선 결과들과 AVL의 공력해석을 통해 얻은 동체 축 기준의 힘-과 모멘트에 관련된 미계수 값을 보여준다. 여기서 아래 첨자 X, Y, Z 와 l, m, n 은 각각 동체 축 기준 힘과 모멘트에 대한 미계수를 의미하고 아래 첨자 u, v, w 와 p, q, r 은 각각 동체 축 기준 속도와 각속도의 섭동, δ_e 와 δ_a 는 각각 엘리베이터와 에일러론의 각도를 의미한다. 미계수들의 단위는 기본적으로 무차원이며, 조종면에 관련된 미계수만 단위가 [1/deg]이다. 공력 미계수 추정에 동체는 모델링하지 않았다. 일반적으로 동체가 추가되면 댐핑이 약간 증가하지만 전체적인 공력 특성이 변하지

는 않으며, AVL과 같은 와류격자법을 이용하는 도구에서는 동체 모델이 오히려 정확도를 떨어뜨리는 현상이 발생할 수도 있다.

2.2.6 관성모멘트

기체의 관성모멘트는 일반적으로 무게중심 기준 xy 평면과 yz 평면에 대해 대칭이므로 $I_{xy}, I_{yx}, I_{yz}, I_{zy}$ 는 모두 0이다. 나머지 관성모멘트는 Fig. 5와 같이 CATIA를 통해 형상을 모델링 한 후 'shell' 기능을 이용하여 기체 내부를 제거해 나가며 기체 무게를 2,650kg이 되게 하였다. 또한 대상 기체는 5인승이므로 사람의 무게를 100kg으로 가정하여 내부에서 무게가 100kg인 5개의 더미들의 위치를 바꿔가며 무게중심을 맞추었다. 결과적으로 기체 전체 무게는 3,125kg이 되게 하였고 앞서 추정한 무게중심인 nose를 기준으로부터 4.175m가 떨어진 위치가 무게중심이 되도록 하였다. Table 5는 관성모멘트를 추정한 결과이고 단위는 모두 [$kg \cdot m^2$]이다.

Table 4. Body-axis derivatives

C_{Xu}	-0.0749	C_{Zu}	-1.2309	C_{μ}	0.0001
C_{Xw}	0.3874	C_{Zw}	-6.0143	C_{mw}	-0.9552
C_{Xq}	-0.4973	C_{Zq}	-10.8339	C_{mq}	-31.8115
$C_{X\delta_e}$	-0.0009	$C_{Z\delta_e}$	-0.0167	$C_{m\delta_e}$	-0.0575
C_{Yv}	-0.1570	C_{lv}	0.0007	C_{nv}	0.0407
C_{Yp}	0.1347	C_{lp}	-0.6131	C_{np}	-0.0319
C_{Yr}	0.0661	C_{lr}	0.1669	C_{nr}	-0.0349
$C_{Y\delta_a}$	0.0006	$C_{l\delta_a}$	-0.0036	$C_{n\delta_a}$	0.0002

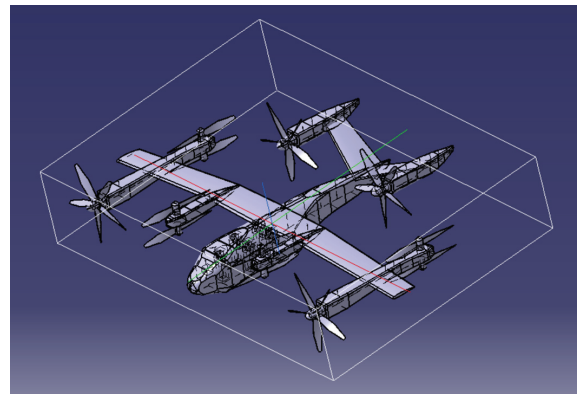


Fig. 5. CATIA modeling

Table 5. Moment of inertia

I_{xx}	31,935	I_{xy}	0	I_{xz}	2,393
I_{yx}	0	I_{yy}	20,518	I_{yz}	0
I_{zx}	2,393	I_{zy}	0	I_{zz}	50,200

III. 시뮬레이션

3.1 6자유도 강체 동역학 모델

eVTOL 기체의 추락지점 분포를 확인하기 위해서는 기체의 궤적과 자세를 정밀하게 추정하는 것이 중요한 요소이다. 따라서 동역학적인 특성을 정밀하게 추정할 수 있는 6자유도 모델링을 통해 시뮬레이션하였다. 식 (7)과 식 (8)은 각각 종방향과 횡방향 운동에 대한 미계수 식으로써 각 state에 의해 동체 축 방향 힘과 모멘트 계수로 변환된다. 여기서 U_0 는 동체 x축 기준 초기 진행속도 그리고 소문자 u, v, w, p, q, r 은 각 축 방향 속도와 각속도의 섭동을 의미한다.

$$\begin{bmatrix} \Delta C_X \\ \Delta C_Z \\ \Delta C_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{Xu} & C_{Xw} & C_{Xq} & C_{X\dot{\delta}_e} \\ C_{Zu} & C_{Zw} & C_{Zq} & C_{Z\dot{\delta}_e} \\ C_{mu} & C_{mw} & C_{mq} & C_{m\dot{\delta}_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u/U_0 \\ w/U_0 \\ q\bar{c}/(2U_0) \\ \delta_e \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta C_Y \\ \Delta C_l \\ \Delta C_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{Yv} & C_{Yp} & C_{Yr} & C_{Y\dot{\delta}_a} \\ C_{lv} & C_{lp} & C_{lr} & C_{l\dot{\delta}_a} \\ C_{nv} & C_{np} & C_{nr} & C_{n\dot{\delta}_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v/U_0 \\ pb/(2U_0) \\ rb/(2U_0) \\ \delta_a \end{bmatrix} \quad (8)$$

식 (9)와 식 (10)은 각 미계수들을 동체 축 기준 힘 $\Delta F_{(.)}$ 와 모멘트 $\Delta M_{(.)}$ 로 변환시키는 식이다. 여기서 b 는 날개의 스패, \bar{c} 는 날개의 평균 시위 길이, S 는 날개의 면적을 의미한다.

$$\begin{aligned} \Delta F_x &= 0.5\rho V^2 S \Delta C_X \\ \Delta F_y &= 0.5\rho V^2 S \Delta C_Y \\ \Delta F_z &= 0.5\rho V^2 S \Delta C_Z \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \Delta M_x &= 0.5\rho V^2 S b \Delta C_l \\ \Delta M_y &= 0.5\rho V^2 S \bar{c} \Delta C_m \\ \Delta M_z &= 0.5\rho V^2 S b \Delta C_n \end{aligned} \quad (10)$$

식 (11)과 식 (12)는 뉴턴의 법칙에 의하여 유도된 강체 기체의 운동방정식이다. 여기서 대문자 U, V, W, P, Q, R 은 각 축 방향 속도 및 각속도를 의미한다. 식 (9)와 식 (10)으로부터 계산된 힘과 모멘트 그리고 식 (11)과 식 (12)를 이용하여 U, V, W, P, Q, R 의 변화량을 얻을 수 있다. 본 논문에서는 선형화된 운동방정식을 사용하지 않고 비선형 방정식을 그대로 수치적으로 적분하였다.

$$\begin{aligned} M_{x0} + \Delta M_x &= I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} - I_{xz}PQ + (I_{zz} - I_{yy})QR \\ M_{y0} + \Delta M_y &= I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(P^2 - R^2) \\ M_{z0} + \Delta M_z &= I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} F_{x0} + \Delta F_x &= m(\dot{U} - VR + WQ) \\ F_{y0} + \Delta F_y &= m(\dot{V} + UR - WP) \\ F_{z0} + \Delta F_z &= m(\dot{W} - UQ + VP) \end{aligned} \quad (12)$$

3.2 초기 조건

본 연구에서는 eVTOL 기체의 순항고도 300~600m 사이 500m 상공에서 속도 240km/h로 순항하는 기체의 모든 추진 시스템에 이상이 발생하여 추락하는 최악의 상황을 가정한다. 또한, 기체의 초기 Euler각 ϕ, θ, ψ 는 모두 0을 사용하였으며, 추락 시 에일러론과 엘리베이터 모두 특정한 각도로 고정되어 있다고 가정하였다. 시뮬레이션의 결과로부터 나온 모든 그래프는 초기 위치가 x축은 0, y축은 0 그리고 z(height)축은 500m이며, 초기 진행 방향은 x축 양의 방향이다. 또한 본 연구에서 사용하는 모든 조종면의 부호는 동체 축 기준방향을 양의 값으로 한다.

3.3 결과

3.3.1 전형적인 추락궤적

우선 1가지 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 6은 기체의 에일러론이 -2° , 엘리베이터가 -2° 로 추락할 때의 궤적을 보여준다. 최종적으로 추락지점은 (530, 124, 0)에 위치하며, 추락순간 기체의 속도는 약 89m/s이다.

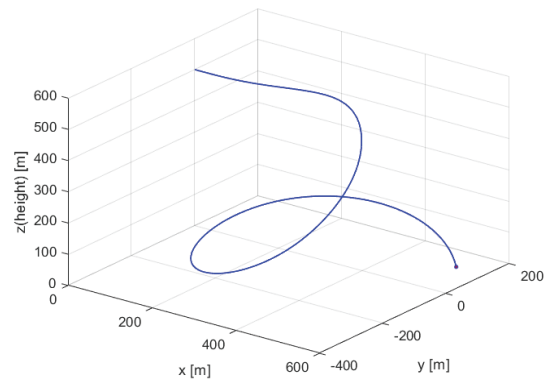


Fig. 6. Trajectory($\delta_a = -2^\circ$, $\delta_e = -2^\circ$)

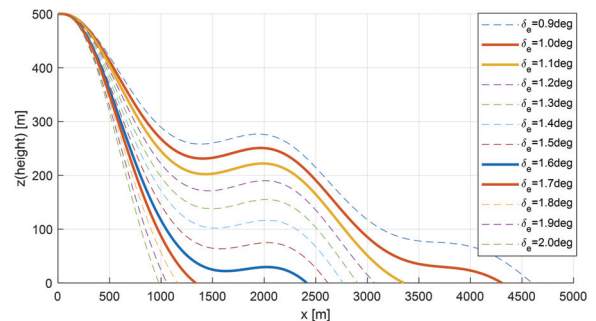


Fig. 7. Trajectories($\delta_a = 0$, $\delta_e = [0.9:0.1:2]$)

3.3.2 세로운동 특성

Figure 7은 에일러론은 0도로 고정하고, 엘리베이터를 0.9도에서부터 2도까지 0.1도 간격으로 바꾸어가며 시뮬레이션을 수행한 결과이다. 실제로 고장 시에 가로 방향의 운동 없이 활공(Gliding)하는 것은 불가능하지만 추락 특성을 파악하기 위한 의미 있는 단서를 제공한다. 활공 시에 장주기 운동(Phugoid motion)을 하며 추락한다. 따라서 추락하며 속도가 증가하여 다시 상승하는 구간이 존재하며, 엘리베이터의 각도는 큰 차이가 나지 않지만 '다시 상승하기 전에 지면에 추락하는가'와 '다시 한번 상승하는가'에 따라 추락 지점이 크게 차이가 날 수 있다. 그 예시로 $\delta_e = 1.6^\circ$ 일 때와 $\delta_e = 1.7^\circ$ 일 때의 추락 지점을 비교하면 대략 1km가 차이 난다.

3.3.3 몬테카를로 시뮬레이션(균일 분포 가정)

Figure 8은 에일러론과 엘리베이터 모두 ± 10 도 범위에서 0.2도 간격으로 총 10,201가지 경우에 대해 시뮬레이션한 모든 추락궤적을 보여준다.

Figure 9는 Fig. 8의 궤적을 통해 기체가 최종적으로 지상에 추락하는 지점의 위치 분포를 보여준다. 극단적으로는 기체 전방 최대 9,100m까지 추락 지점이 위치하나 추락 지점 대부분이 특정 영역에 모여 있다.

식 (13)은 모든 추락 지점이 균일한 확률을 가진다고 가정했을 때 각 격자 내부의 추락 지점을 정량적으로 표현하는 확률 분포 함수이다. 여기서 n 은 격자 내부에 추락하는 지점의 개수, N 은 전체 추락 지점의 수이고, A_{grid} 는 격자의 면적을 나타낸다.

$$p(x,y) = \frac{n}{N} \times \frac{1}{A_{grid}} \quad (\text{단위: } 1/m^2) \quad (13)$$

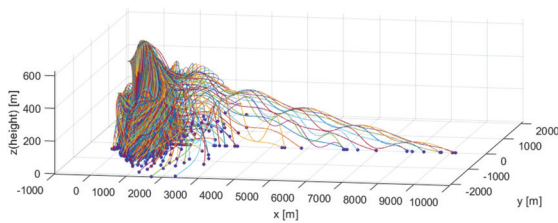


Fig. 8. Trajectories($\delta_a, \delta_e = [-10:0.2:10]$)

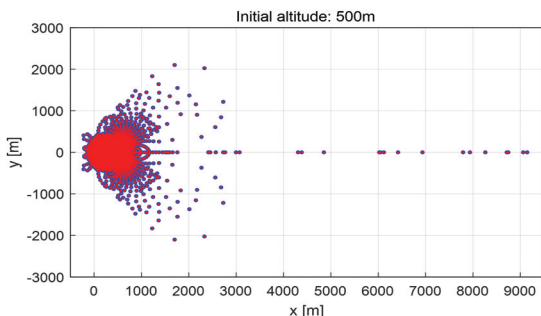


Fig. 9. Crash distribution

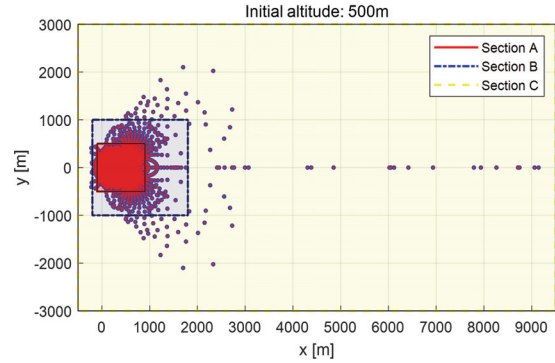


Fig. 10. Crash distribution(Section division)

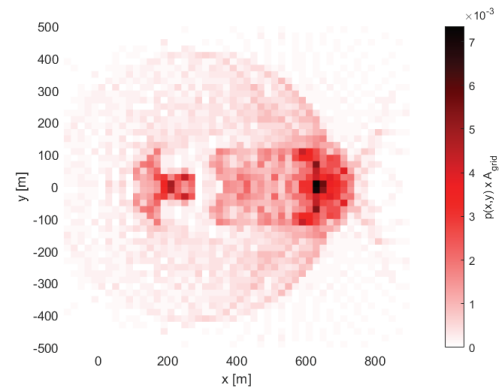


Fig. 11. Crash probability distribution

Figure 10은 식 (17)을 이용하여 추락 영역을 크게 3가지 영역으로 구분한 것이다. 빨간색의 A 영역은 추락확률이 95%인 구간으로 기체 전방 400m 기준으로 사방 500m의 사각형을 형성한다. 파란색의 B 영역은 추락확률이 99%인 구간으로 기체 전방 800m 기준으로 사방 1,000m의 사각형을 형성한다. 노란색의 C 영역은 추락확률이 100%에 해당하는 영역으로 바람과 같은 외란이 없다는 가정하에 이 영역을 넘어가면 추락지점이 위치하는 것은 물리적으로 불가능함을 나타낸다. A 영역과 C 영역의 면적의 차이는 A 영역 대비 C 영역이 44배나 되지만 추락분포 확률은 5%밖에 차이가 나지 않는다.

Figure 11은 Fig. 10의 A 영역을 20m x 20m 크기의 격자로 나누어 격자당 추락 확률 분포를 자세하게 보여준다.

Figure 12는 Fig. 10의 A 영역에서 각 격자 내부에 추락하는 경우들의 추락 순간 속력의 평균을 보여준다. 추락 순간의 속력은 운동에너지와 직접적인 연관이 있으며, ground risk model 중 에너지를 이용하는 stress model에 적용할 수 있다.

Figure 13은 동일한 격자 내부 영역에 추락하는 서로 다른 3가지의 궤적을 보여준다. 유사한 위치에 추락하더라도 추락 순간의 속도는 차이가 나는 것을 알 수 있다.

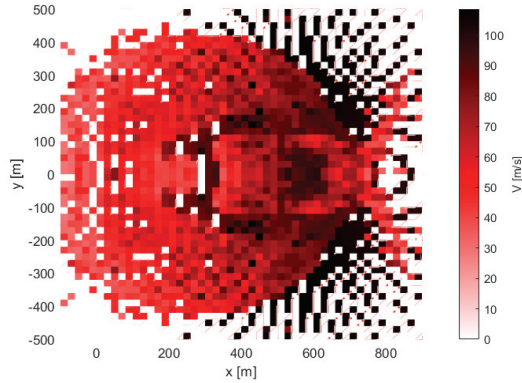


Fig. 12. Average speed distribution

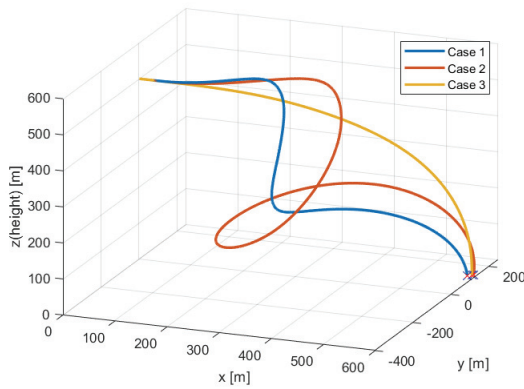


Fig. 13. Trajectories(Same grid)

Table 6. Crash instantaneous speed

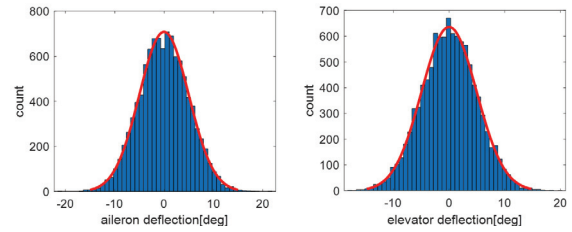
	δ_a [deg]	δ_e [deg]	V [m/s]
Case 1	-4.0	-4.4	68.3
Case 2	-2.2	-2.6	85.5
Case 3	7.0	0.4	107.6

Table 6은 Fig. 13의 궤적들에 대한 추락 순간 속도 V 를 보여준다. Case 1과 Case 3은 추락 순간 속력이 40m/s 정도 차이 나는 것으로 계산된다.

3.3.4 몬테카를로 시뮬레이션(정규 분포 가정)

Figure 14와 같이 에일러론과 엘리베이터의 각도를 평균 0도, 표준편차 5도인 정규 분포라고 가정하였으며, 앞선 시뮬레이션과 같이 10,201회의 경우에 대해 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 15는 그 결과로 최종 추락 지점의 분포를 보여준다.

Figure 16은 추락 지점의 분포를 Fig 10과 같은 영역으로 나눈 것이다. 결과적으로 A 영역은 추락확률이 89.8%, B 영역은 추락확률이 97.7%, C 영역은 추락확률이 100%로 나왔다. 또한, 균일 분포로 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과와 비교했을 때의 결과는 Table 7에 제시되어 있는데 유의미한 차이를 보이지 않는다.



(a) Aileron distribution (b) Elevator distribution
Fig. 14. Deflection angle normal distribution

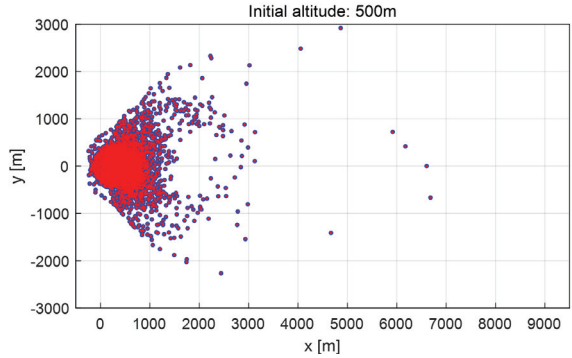


Fig. 15. Crash distribution

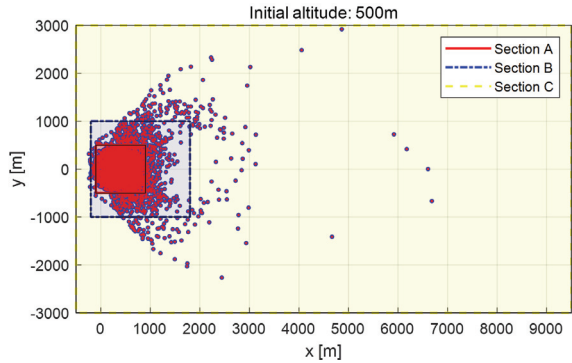


Fig. 16. Crash distribution(Section division)

Table 7. Crash probability

	Uniform distribution	Normal distribution
Section A	95%	89.8%
Section B	99%	97.7%
Section C	100%	100%

IV. 결 론

본 연구에서는 eVTOL 기체의 공개된 성능으로부터 관성모멘트와 공력 미계수 등을 추정하여 6자유도 강체 동역학 모델을 구성한 후 추락궤적을 계산하였다. eVTOL 기체가 순항 중에 모든 추력을 상실

하는 최악의 상황에 대해 조종면이 특정한 각도로 움직인 후 고정되었다고 가정하였다. 또한, 조종면이 고정되는 각도의 확률 분포는 균일한 분포일 때와 정규 분포일 때에 대해 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하여 추락 지점과 추락 순간의 속력을 구하였다.

새로운 해석을 통해 추락 시 장주기 운동으로 인해 조종면의 작은 각도 차이라도 추락 지점의 위치는 크게 차이 날 수 있음을 보여주었다.

500m 상공에서 순항 시 추진 시스템이 작동하지 않는 상황이라면 최대 9,100m 정도까지 활공이 가능하지만, 조종면 각도를 균일 분포라 가정한 시뮬레이션의 경우 95%가 기체 전방 400m 기준으로 사방 500m의 영역을 형성하는 구간에 추락하는 것을 알 수 있다. 또한 같은 격자 내부에 추락하더라도 추락 궤적에 따라 추락 순간의 속력 차이가 크게 날 수 있다는 결과를 보여준다.

본 연구의 한계점으로는 추락 지점을 예측하는데 조종면의 각도를 변수로 이용하였기 때문에 고정익 모드로 비행하는 기체에 한정해서만 적용이 가능하다는 것이다.

향후 다양한 eVTOL 기체를 대상으로 추락 지점을 예측할 예정이다. 또한 그 결과를 바탕으로 비행경로 상의 인구밀도, 추락 순간의 운동에너지, 다양한 환경조건 등 다른 ground risk model의 하위 모델들과 결합하여 eVTOL의 위험도를 평가하는 기준을 마련하는 데 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 국토교통부의 '빅데이터 기반 항공안전 관리 기술개발 및 플랫폼 구축(21BDAS-B158275-02)' 연구의 지원에 의하여 이루어진 연구로서, 관계부처에 감사드립니다.

References

- 1) Korea Urban Air mobility(K-UAM) Roadmap, Ministry of Land, Infrastructure and Transport KOREA, 2020. pp. 4~7.
- 2) Washington, A., Clothier, R. A. and Silva, J., "A review of unmanned aircraft system ground risk models," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 1, No. 95, 2017, pp. 24~44.

- 3) Bertrand, S., Raballand, N. and Viguier, F., "Evaluating Ground Risk for Road Networks Induced by UAV operations," *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, June 2018, pp. 168~176.

- 4) Zhang, X., Liu, Y., Zhang, Y., Guan, X., Delahaye, D. and Tang, L., "Safety Assessment and Risk Estimation for Unmanned Aerial Vehicles Operating in National Airspace System," *Journal of Advanced Transportation*, Vol. 2018, Article ID. 4731585, 2018, pp. 1~11.

- 5) Primatesta, S., Rizzo, A. and La Cour-Harbo, A., "Ground Risk Map for Unmanned Aircraft in Urban Environments," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 97, No 3, 2020, pp. 489~509.

- 6) Kim, Y. S. and Bae, J. Y., "Small UAV Failure Rate Analysis Based on Human Damage on the Ground Considering Flight Over Populated Area," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 49, No. 9, 2021, pp. 781~789.

- 7) Wu, P. P. and Clothier, R. A., "The development of ground impact models for the analysis of the risks associated with Unmanned Aircraft Operations over Inhabited Areas," *11th International Probabilistic Safety Assessment and Management Conference and the Annual European Safety and Reliability Conference*, 2012, pp. 5222~5235.

- 8) Lévassieur, B., Bertrand, S., Raballand, N., Viguier, F. and Goussu, G., "Accurate Ground Impact Footprints and Probabilistic Maps for Risk Analysis of UAV Missions," *2019 IEEE Aerospace Conference*, March 2019, pp. 1~10.

- 9) Bertrand, S., Raballand, N., Viguier, F. and Muller, M., "Ground Risk Assessment for Long-Range Inspection Missions of Railways by UAVs," *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems(ICUAS)*, June 2017, pp. 1134~1351.

- 10) Drela, M. and Youngren, H., *AVL 3.30 User Primer*, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2010, pp. 1~39.

- 11) Raymer, D., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 4th Ed., AIAA Education Series, 2006, pp. 327~332.