

전기체 2차원 모델을 이용한 공력탄성학적 특성에 관한 연구

편봉도¹ · 배재성^{2,†}¹한국항공대학교 항공우주산업기술연구소²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

A Study on Aeroelastic Characteristic using Two-dimensional Full Aircraft

Bong-Do Pyeon¹, Jae-Sung Bae^{2,†}¹Research Institute of Aerospace Engineering and Technology, Korea Aerospace University²School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

Solar-powered unmanned aerial vehicles(SPUAV), which are being actively developed domestically and internationally, generally feature high aspect ratio(AR) wings. These high AR wings necessitate a lightweight design as their weight increases, rendering them susceptible to flutter. Consequently, flutter analysis is critical from the initial design phase. Typically, flutter analysis is conducted using a standard section wing or more precisely through a 3D model. However, due to the extended analysis time required by 3D models, this study opts for a 2D aircraft model. The 2D model computes faster than the 3D model and intuitively secures the flutter boundary. In this study, a structural/aerodynamic force model of the 2D aircraft was established, and the findings were compared with those from a 3D half model. The results showed that the flutter analysis between the 2D model and the 3D half model was similar, within about a 3% margin, thus validating the proposed 2D model's effectiveness.

초 록

국내외로 연구가 활발한 태양광 무인항공기는 일반적으로 고세장비 특징을 갖는다. 고세장비 날개는 날개 무게가 증가함에 따라 경량 설계되어 플러터에 취약하다. 따라서 초기 설계부터 플러터 해석이 필요하다. 대체로 플러터 해석은 날개 단면을 활용하거나 3D 모델을 이용하여 보다 정확하게 플러터 해석을 수행한다. 그러나 3D 모델은 해석에 시간이 많이 소모되기 때문에 본 연구에서는 2D 전기체 모델을 이용하고자 한다. 2D 전기체 모델은 3D 모델에 비해 계산이 빠르며 직관적으로 플러터 경계를 확보할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 2D 전기체의 구조/공기력 모델을 수립하고 3D 반-모델과 해석결과를 비교하였다. 결과적으로 2D 전기체 모델과 3D 반-모델의 플러터 해석 결과, 오차는 약 3% 이내로 유사하고, 제시된 2D 전기체 모델의 타당성을 검증하였다.

Key Words : Aeroelasticity(공력탄성학), Flutter(플러터), Quasi-Steady Aerodynamic Force(준-정상 공기력), High Aspect Ratio(고세장비), Minimum State Variable Approximation(최소 상태변수 근사법 MSA)

1. 서 론

태양광 에너지를 사용하는 태양광 무인항공기(solar

powered UAV)는 낮에는 태양에너지를 이용한 발전을 하고 밤에는 저장된 에너지를 사용하기 때문에 기존의 무인항공기에 비해 더 긴 비행시간을 갖는 장점이 있다. 태양광 에너지를 무인기에 적용하여 더 많은 활용성을 높이기 위해 태양광 무인항공기는 고세장비 날개를 가지도록 설계된다. 고세장비 주날개를 가질 경우 같은 비행 속도에서 더 많은 양력을 발생시킬 수

Received: Mar. 13, 2024 Revised: Jun. 12, 2024 Accepted: Jun. 26, 2024

† Corresponding Author

Tel: ***-****-**** E-mail: jsbae@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

있고, 익면적이 넓기 때문에 태양광 발전에 유리하다.

그러나 앞선 이점이 존재하지만, 고세장비라는 특징 때문에 주날개는 무거워진다. 그렇기 때문에 반드시 경량화 설계가 필요하다. 이러한 과정을 거친 주날개의 경우 매우 유연하기 때문에 낮은 고유 진동 모드가 발생하고 그로 인한 공력탄성학적 동적 불안정현상인 플러터가 발생하기 쉽다. 이에 항공기 설계 초기단계부터 플러터가 발생하지 않도록 반드시 공력탄성학적 해석이 필요하다. 일반적으로 플러터 해석의 경우, 2차원 날개 모델(typical section)을 이용하여 간단하고 빠르게 플러터 해석을 수행하여 플러터 경계를 얻는다. 또한 일반적으로, 3차원 구조모델을 구성하고 CFD 등으로 공기력 해석을 선 수행한 후 플러터 해석을 수행하고 있다.

Romeo[1]등은 세장비가 28인 고세장비 고고도 장기체공 무인기에 대한 해석을 수행하였는데 공기력 해석의 경우 CFD를 사용하였고, 구조는 3차원 주날개 대칭형 모델로 구성하여 플러터 경계를 확보하였다.

Nisa[2]등은 세장비가 17인 고세장비 글라이더에 대해 플러터 해석을 수행하였고, 주날개는 3차원 반-모델에 대해서만 수행하였다. 동체가 포함된 경우, 플러터 경계가 변동될 것을 언급하였으나 해당 연구에서는 포함하지 않고 수행하였다.

Qiao[3]등은 참고문헌[2]와 비슷한 세장비를 갖는 복합재 날개에 대한 플러터 해석을 수행하였고, 구조 모델은 3차원 주날개 모델을 사용하였다. 또한 동일하게 공기력은 CFD를 통해 계산하였다.

Lee[4, 5]등은 4인승 선미익 경항공기 날개에 대해 플러터 해석을 수행하였다. 구조 모델의 경우 3차원 전기체 모델로 수립하였고, 공기력의 계산은 이전 참고문헌과 달리 MSC/NASTRAN의 DLM을 사용하여 비정상 공기력을 계산하였다. 이때 날개만으로 한정하여 해석을 수행하였다.

또한 Cho[6]등은 아음속 영역에서 항공기 플러터 해석을 수행하였다. 구조 모델은 상용 유한요소프로그램을 이용하여 3차원 모델을 수립하였다. 또한 공기력의 계산은 DLM을 사용하였으며 이때, 모든 양력면과 동체를 포함한 전기체에 적용하였다. 플러터 해석의 경우, MSC/Nastran의 p-k방법을 이용하여 해석을 수행하였다.

국내에서는 한국항공우주연구원의 Lee[7]은 고고도 태양광 무인기 EAV-3에 대하여 플러터 해석을 수행한 바 있다. 해당 무인기의 구조 모델은 앞선 참고문헌 사례와 동일하게 3차원 모델을 사용하였으며, 공기력 계산에는 MSC/NASTRAN의 DLM을 이용하였다.

이처럼 국내외 연구 사례에 따르면, 플러터 해석은 2차원 날개 모델을 사용하는 경우와 3차원 모델(날개 또는 전기체)을 사용하는 경우가 대부분이다. 이때 3차원 모델의 공기력(비정상 공기력)은 대체로 CFD를 이용하여 계산한다. 그러나 2차원 날개 모델과 달리 3차원 전기체 모델의 경우 구조 형상이 복잡할 경우, 구조 모델을 확보하는데 시간적 소모가 크며, 추가적으로 CFD를 이용하여 공기력을 계산할 경우 동일하게 시간 소모가 커지는 단점이 있다.

이에 본 연구에서는 참고문헌[2]의 결과처럼, 동체가 포함된 전기체 모델의 해석의 필요성을 느끼고, 보다 2차원 날개 모델처럼 직관적이며 간단하게 항공기 초기 설계 시 플러터 경계를 찾을 수 있도록 2차원 전기체 모델을 제시하고자 한다.

본 연구에 사용된 모델은 한국항공대학교에서 개발한 4.2 m급 태양광 무인항공기이다. 2차원 전기체 모델을 수립하기 위해 다음과 같은 가정을 하였다. 양력은 오롯이 주날개, 수평꼬리날개만 발생시키고, 수직꼬리날개는 제외하였다. 또한 동체는 양력을 발생시키지 않고 플러지 운동과 피치 운동은 주날개와 수평꼬리날개에 의해서만 발생한다고 가정하였다.

공기력 모델의 경우 Theodorsen의 2차원 아음속 준-정상(quasi-steady) 공기력을 사용하였다. 준-정상 공기력의 경우 받음각에 따라 날개의 z축 병진 속도 성분으로 인한 공기역학적 감쇠와 날개의 y축 회전 속도 성분으로 인한 감쇠가 추가로 발생하기에 적절하다고 판단하였다. 또한 피치 각속도의 영향까지 고려하기 위해 유체 입자의 코리올리 가속도로 인한 모멘트까지 추가[8]하여 준-정상 공기력을 구성하였다.

마지막으로 제시한 2차원 전기체 모델의 공탄성 해석 결과를 비교하기 위해 3차원 반-모델에 대해서도 공탄성 해석을 수행하였다.

2. 전기체의 공탄성 모델

2.1 구조 모델

Figure 1은 2차원 전기체의 단면도를 나타낸다. 본 2차원 전기체 단면 모델은 2차원 익형 모델(typical section model)로부터 확장하였고, 주날개와 수평꼬리날개는 앞전과 뒷전을 직선으로 이어 표시하였으며, 동체는 실제 원형 동체이지만 계산의 편의를 위해 직선으로 표현하였다. 또한 주날개와 동체, 수평꼬리날개와 동체는 각각 선형 스프링(k_{h_m}, k_{h_t})과 비틀림 스프링(k_{t_m}, k_{t_t})으로 구속하여 모델을 수립하였다.

또한 운동방정식을 구성하기 위해 일반화된 좌표계로 사용된 자유도는 6개이며 각각 동체의 플런지(plunge, H)와 피치(pitch, θ), 주날개 플런지(h_1)와 피치(α_1), 그리고 수평꼬리날개 플런지(h_2)와 피치(α_2) 자유도이다. 단면 모델의 운동에너지와 포텐셜에너지를 Eq. 1, 2와 같다.

$$T = \frac{1}{2} m_f [-\dot{H} - x_\theta \dot{\theta}]^2 + \frac{1}{2} I_{f, cg} \dot{\theta}^2 + \frac{1}{2} m_m [-\dot{h}_1 - x_{a_1} \dot{\alpha}_1]^2 + \frac{1}{2} I_{w, cg} \dot{\alpha}_1^2 + \frac{1}{2} m_t [-\dot{h}_2 - x_{a_2} \dot{\alpha}_2]^2 + \frac{1}{2} I_{t, cg} \dot{\alpha}_2^2 \quad (1)$$

여기서, 하첨자 f, m, t 는 각각 동체, 주날개, 수평꼬리날개 의미하며 $I_\theta = I_{f, cg} + m_f x_\theta^2$, $I_{\alpha_1} = I_{w, cg} + m_m x_{a_1}^2$,

$I_{\alpha_2} = I_{t, cg} + m_t x_{a_2}^2$ 이다

$$V = \frac{1}{2} k_{h_m} (H - h_1)^2 + \frac{1}{2} k_{h_t} (H + l_t \theta - h_2)^2 + \frac{1}{2} k_{t_m} (\theta - \alpha_1)^2 + \frac{1}{2} k_{t_t} (\alpha_2 - \theta)^2 \quad (2)$$

Equation 1과 2를 라그랑지 방정식에 대입하여 정리하면 2차원 모델의 질량 행렬과 강성 행렬을 얻을 수 있다. 행렬은 Eq. 3처럼 나타낼 수 있다.

$$[\mathbf{M}] \ddot{\mathbf{q}} + [\mathbf{K}] \mathbf{q} = \mathbf{Q}_i \quad (3)$$

여기서,

$$\mathbf{q} = \{H, \theta, h_1, \alpha_1, h_2, \alpha_2\}$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m_f & m_f x_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ m_f x_\theta & I_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_m & m_m x_{a_1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_m x_{a_1} & I_{a_1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_t & m_t x_{a_2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_t x_{a_2} & I_{a_2} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_{h_m} + k_{h_t} & k_{h_t} l_t & -k_{h_m} & 0 & -k_{h_t} & 0 \\ k_{h_t} l_t & k_{t_m} + k_{t_t} + k_{h_t} l_t^2 & 0 & -k_{t_m} & -k_{h_t} l_t & -k_{t_t} \\ -k_{h_m} & 0 & k_{h_m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -k_{t_m} & 0 & k_{t_m} & 0 & 0 \\ -k_{h_t} & -k_{h_t} l_t & 0 & 0 & k_{h_t} & 0 \\ 0 & -k_{t_t} & 0 & 0 & 0 & k_{t_t} \end{bmatrix}$$

Equation 3과 같이 두 행렬의 1,2행, 1,2열을 보면 동체는 주날개와 수평꼬리날개의 플런지강성에 의해 결합됐고, 피치 강성과 플런지 강성으로 인한 모멘트가 동체 피치각에 영향을 주는 것을 알 수 있다.

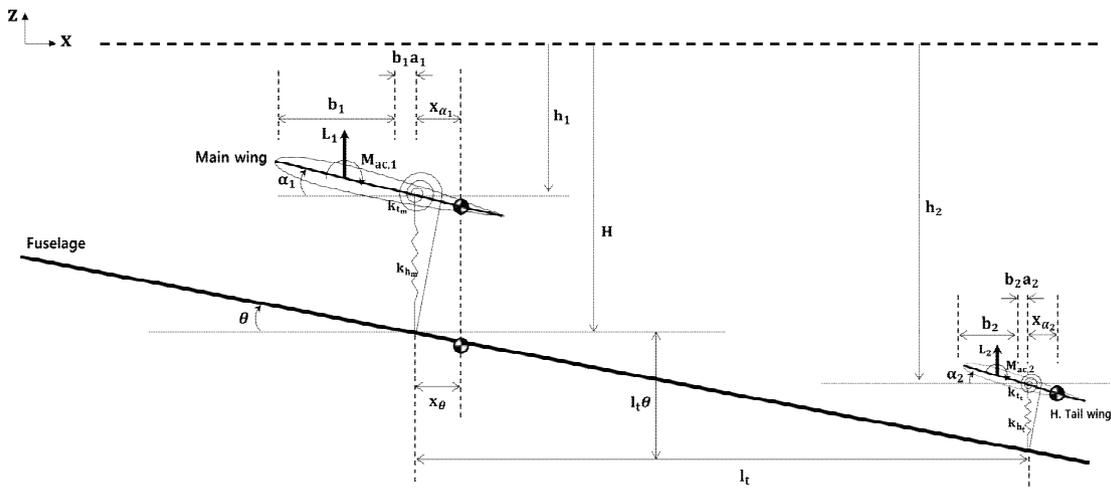


Fig. 1 2D Aircraft Structure Model

또한 언급한 행과 열을 제외한 4x4 행렬의 경우, 각 자유도로 분리(decoupled)됐고, 실제 물리적으로 주날개와 수평꼬리날개는 연결되지 않음을 알 수 있다.

Equation 3을 모드 접근법(modal approach)을 통해 강체 모드를 포함한 6개의 고유 모드와 고유값을 얻을 수 있다. 사용된 파라미터는 Table 1과 같으며, 선형연구조로서 2차원 전기체를 구성하는 파라미터는 3차원 모델에 대해 유한요소 모델 수립 및 지상진동시험을 거쳐 얻어진 데이터이다.

Table 1 System variables of aircraft 2D model

Variable	Value	Unit
m_f	2.164	kg
m_m	0.919	kg
m_t	0.045	kg
x_θ	0.015	m
x_{a_1}	0.015	m
x_{a_2}	0.0075	m
I_θ	1.307	kgm ²
I_{a_1}	1.341	kgm ²
I_{a_2}	0.063	kgm ²
k_{h_m}	510	N/m
k_{h_t}	8,750	N/m
k_{t_m}	5,300	Nm/rad
k_{t_t}	0.005	Nm/rad

2.2 공기력 모델

본 절은 앞서 구한 2차원 구조 모델에 대하여 2차원 공기력 모델을 구하였다. 2차원 공기력은 Theodorsen의 준-정상(quasi-steady) 공기력을 사용하고, 이를 위해 가상일의 원리를 사용하였다. 전기체 2차원 모델의 가상일은 Eq. 4로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta W = & L_1 \left[-\delta h_1 - \delta H + b_1 \left(\frac{1}{2} + a_1 \right) \delta(\alpha_1 + \theta) \right] \\ & + L_2 \left[-\delta h_2 - \delta H + b_2 \left(\frac{1}{2} + a_2 \right) \delta(\alpha_2 + \theta) \right] \\ & - L_t \left(l_t - b_2 \left(\frac{1}{2} - a_2 \right) \right) \delta \theta \\ & + M_{ac,1} \delta(\alpha_1 + \theta) + M_{ac,2} \delta(\alpha_2 + \theta) \end{aligned} \quad (4)$$

Equation 4에서 하첨자 1과 2는 각각 주날개와 수평꼬리날개를 의미한다. 또한 동체는 공기력을 발생시키지 않는다는 가정하고, 오롯이 주날개와 수평꼬리날개의 수직 가상변위와 회전 가상변위에 대한 가상일만 고려하였다. 추가로 동체의 회전 가상변위에 의한 수평꼬리날개는 수직 가상변위가 추가적으로 발생하기 때문에 고려해야 하며, Eq. 4의 3번째 식으로 추가하였다.

마지막으로 탄성축(elastic axis)를 기준으로 피치 각 속도의 영향을 고려하기 위해 유체 입자에 대한 코리올리 가속도로 인한 모멘트를 추가함으로써 탄성축에서 모멘트는 Eq. 5와 같다.

$$\begin{aligned} M_{ea,1} &= L_1 b_1 \left(\frac{1}{2} + a_1 \right) - \frac{\pi \rho_\infty U_\infty b_1^3}{2} (\dot{\alpha}_1 + \dot{\theta}) \\ M_{ea,2} &= L_2 b_2 \left(\frac{1}{2} + a_2 \right) - \frac{\pi \rho_\infty U_\infty b_2^3}{2} (\dot{\alpha}_2 + \dot{\theta}) \end{aligned} \quad (5)$$

Equation 5를 통해 얻어진 준정상 공기력 벡터는 Eq. 6과 같다. 준정상 공기력 벡터의 경우 주날개와 수평꼬리날개의 공기력이 동체의 수직변위(H)와 피치각(θ)에 영향을 주는 것을 확인할 수 있다. Equation 3에 Eq. 6을 대입한다면 주파수 영역과 시간 영역에서 선형 공탄성 해석을 수행할 수 있다.

$$Q_i = q_\infty \begin{bmatrix} Q_{HH} & Q_{H\theta} & Q_{Hh_1} & Q_{Ha_1} & Q_{Hh_2} & Q_{Ha_2} \\ Q_{\theta H} & Q_{\theta\theta} & Q_{\theta h_1} & Q_{\theta a_1} & Q_{\theta h_2} & Q_{\theta a_2} \\ Q_{h_1 H} & Q_{h_1 \theta} & Q_{h_1 h_1} & Q_{h_1 a_1} & 0 & 0 \\ Q_{a_1 H} & Q_{a_1 \theta} & Q_{a_1 h_1} & Q_{a_1 a_1} & 0 & 0 \\ Q_{h_2 H} & Q_{h_2 \theta} & 0 & 0 & Q_{h_2 h_2} & Q_{h_2 a_2} \\ Q_{a_2 H} & Q_{a_2 \theta} & 0 & 0 & Q_{a_2 h_2} & Q_{a_2 a_2} \end{bmatrix} q \quad (6)$$

3. 전기체의 공탄성 해석

3.1 해석 방법

공탄성 해석은 주파수 영역과 시간 영역에서 수행하였다. 모달 영역에서 공탄성 지배방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \left[[M_{hh}] p^2 + ([C_{hh}] - \frac{1}{4} \rho \bar{c} V [Q_{hh}^I] / k) p \right. \\ & \left. + ([K_{hh}] - \frac{1}{2} \rho V^2 [Q_{hh}^R]) \right] \{u_a\} = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

여기서, M_{hh} , C_{hh} , K_{hh} , Q_{hh}^R , Q_{hh}^I 는 각각 일반화된 질량, 감쇠, 강성행렬이고 공기력의 실수부, 허수부를 나타낸다.

먼저 주파수 영역 해석을 위해 3차원 전기체 반-모델(half model)의 고유 모드 6개를 선정하였다. 그 이유는 2차원 전기체 모델의 경우 동체, 주날개, 꼬리날개의 수직변위 자유도와 회전변위 자유도만 존재하기 때문이다. 이에 3차원 반-모델의 해석은 ZAERO 공탄성 모듈의 G-방법을 사용하였고, 전기체 2차원 모델은 Eq. 7을 이용한 p-k 방법을 사용하였다.

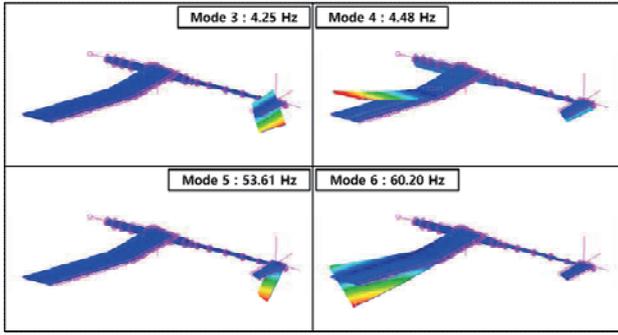


Fig. 2 Eigenmodes of 3D Aircraft Half Model

Figure 2는 공탄성 해석에 사용한 전기체 3차원 반-모델의 고유 모드를 나타낸다. 1차, 2차 모드는 강체 플러지, 강체 피치모드로 Fig. 2에는 표시하지 않았다. 3차모드는 수평꼬리날개의 회전모드이며, 4차모드는 주날개의 플러지모드와 수평꼬리날개의 회전모드가 합쳐진 모드이다. 이후 5차모드와 6차모드는 각각 수평꼬리날개의 플러지모드와 주날개의 비틀림모드이며 총 6개의 고유 모드를 활용하여 주파수 영역에 대하여 공탄성 해석을 수행하였다.

또한 주파수 영역에서 공탄성 해석을 수행한 결과(선형 플러터 경계)를 기준으로 전기체 2차원 모델의 시간영역에서 공탄성 응답을 확인하고자 하였다. Eq. 3을 직접 적분할 수 있도록 상태방정식 형태로 변환하고, 준정상 공기력은 최소상태변수근사법(minimum state variable approximation, MSA)를 이용하였으며, 이때 사용된 공기역학적 근은 6개이다. 이에 시간영역의 해석을 위해 Eq. 8로 구성된 행렬을 직접 적분하여 계산하였다.

$$\{\dot{y}\} = [A]\{y\} + [B] \quad (8)$$

여기서, $\{y\} = [\{v\}^T \{x\}^T \{x_a\}^T]^T$

$$[A] = \begin{bmatrix} -[\bar{M}]^{-1}[\bar{C}] & -[\bar{M}]^{-1}[\bar{K}] & [\bar{M}]^{-1}[\bar{D}] \\ [I] & [0] & [0] \\ [E] & [0] & [R] \end{bmatrix}$$

$$[B] = [([\bar{M}]^{-1}\{f\})^T \{0\}^T \{0\}^T]^T$$

3.2 주파수 영역 해석 결과

Figure 3은 3차원 반 모델의 주파수 영역에서 플러터 해석 결과를 나타내며, 왼쪽 그림은 6개 모드에 대한 전체 그림이며, 오른쪽 그림은 플러터 부근에서 확대한 그림이다. 이때 플러터 경계는 9.28 m/s, 3.86 Hz이다. 플러터 접근 모드는 2차모드(강체 피치모드, 빨간색 세모)와 3차모드(수평꼬리날개 회전모드, 노란색 직선)이다. Fig. 3에서 보는 바와 같이, 강체 피치모드인 2차모드가 3차모드에 근접하고 플러터 모드는 3차모드로 나타난다.

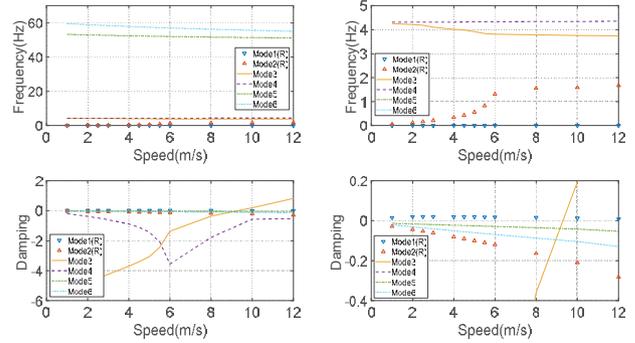


Fig. 3 Flutter Result of 3D Half model using ZAERO

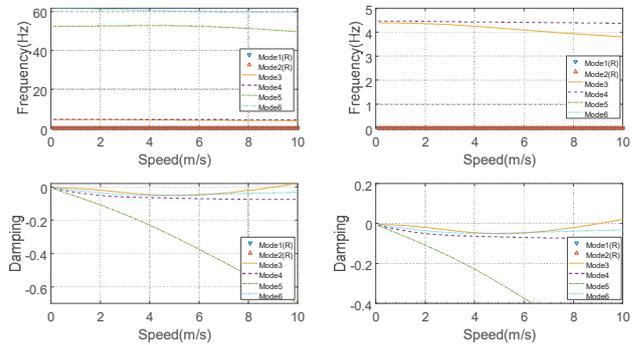


Fig. 4 Flutter Result of 2D Model using pk method

Figure 4는 전기체 2차원 모델의 주파수 영역 해석 결과로 9.01m/s, 3.879 Hz로 앞선 결과와 비슷한 플러터 경계를 가진다. Fig. 3과 동일하게 왼쪽 그림은 6개 자유도에 대한 결과를 도시하였고, 오른쪽 그림은 플러터 부근에서 확대한 그림이다. Fig. 3과 달리 Fig. 4에서는 3차원 반 모델의 결과와 달리 강체 모드로 인한 플러터 접근은 알 수 없다.

이는 공탄성 지배방정식은 두 방법이 동일하지만, G-방법은 강체 모드($g=0$)의 감쇠의 증감을 추가적으로 외삽하여 계산하기 때문에 다르게 표시된다. 그러나 결과적으로 전기체 2차원 모델의 플러터 모드는 3차모드에서 발생함을 알 수 있고, 플러터 경계는 유사한 값을 가진다. 이에 2차원 전기체의 플러터 모드 중 3차모드가 어떠한 모드인지 확인하기 위해 2차원 모델의 고유 벡터를 Table 2에 3차모드까지 기입하였다.

Table 2 Eigenvectors of 2D Aircraft model

Variable	Eigenvector		
	Mode 1 (Plunge)	Mode 2 (Pitch)	Mode 3
H	-0.5657	-0.005	0.0114
θ	0.0162	0.6056	-0.0312
h_1	-0.5657	-0.005	-0.0285
α_1	0.0162	0.6056	-0.0315
h_2	-0.5657	-0.005	-0.0279
α_2	0.0162	0.6056	12.5772

Table 2는 2차원 전기체 모델의 고유 벡터를 나타내며, 플러터 모드인 3차모드에서 수평꼬리날개의 회전모드 벡터가 가장 큰 값으로 지배적임을 알 수 있다. 이는 2차원 전기체 모델의 경우 수평꼬리날개의 회전모드로 인한 피치 운동이 발생하고, 이를 통해 플러터가 발생함을 알 수 있다.

3.2 시간 영역 해석 결과

3.2절에서 얻어진 플러터 경계인 플러터 속도 9.01m/s, 3.88 Hz를 기준으로 3가지의 비행 속도를 정하였다. 수렴 영역인 6m/s, 플러터 경계 부근

8.8m/s, 플러터 경계를 지난 9.05m/s에서 공탄성 응답을 얻었다. 초기조건은 수평꼬리날개의 각변위(α_2) 1 deg이다.

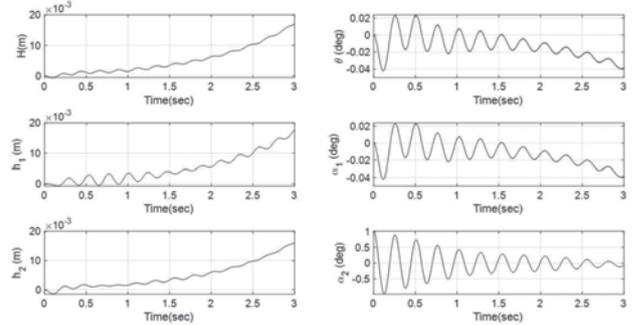


Fig. 5 Time Response at airspeed 6 m/s

Figure 5는 2차원 전기체 모델의 비행 속도 6m/s에서 시간응답을 보인다. 6m/s는 플러터 경계이전 속도로 수렴영역이며, 동체 피치각(θ), 주날개 피치각(α_1), 수평꼬리날개 피치각(α_2)이 감쇠 진동하는 것을 알 수 있으나 이내 일정 값으로 수렴한다. 이때 동체, 주날개, 수평꼬리날개의 수직변위는 3초 동안 2mm 이내로 약간 증가함을 알 수 있다.

속도를 증가시켜 8.8m/s에서 시간응답을 Fig. 6에 나타내었다. 수평꼬리날개의 피치각을 보면 ± 1 도로 지속적으로 진동하는 것을 알 수 있으며 동체와 주날개의 피치각은 동일한 진폭으로 각각 진동하는 것을 볼 수 있다. 또한 비행 속도 6m/s와 달리 동체, 주날개, 수평꼬리날개의 수직변위는 3초 내 10mm 까지 2초까지 작은 진동이 있으며, 빠르게 증가함을 알 수 있다.

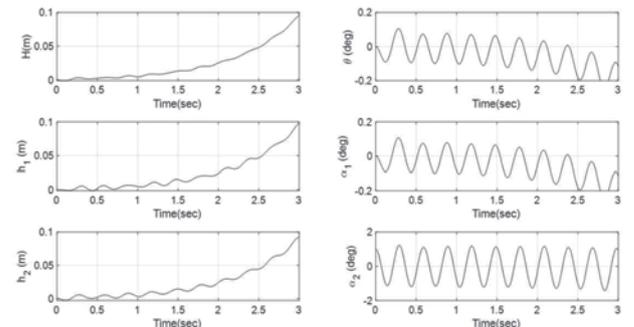


Fig. 6 Time Response at airspeed 8.8 m/s

마지막으로 비행속도를 플러터 경계를 넘어선

9.05m/s에서 시간응답을 Fig. 7에 나타내었다. 앞선 비행 속도와 달리 수평꼬리날개의 피치각은 1초만에 약 5배를 넘어 3초 만에 약 20배까지 크게 발산하며 진동함을 알 수 있다. 이에 따라 동체와 주날개의 피치각, 그리고 수직 변위가 8.8m/s의 응답에 비해 진폭이 2배까지 발산하며 진동함을 볼 수 있다. 따라서 수평꼬리날개의 피치 운동으로 인해 주날개와 연결된 동체의 피치 운동이 발생하였고 이를 통해 플러터가 발생함을 알 수 있다.

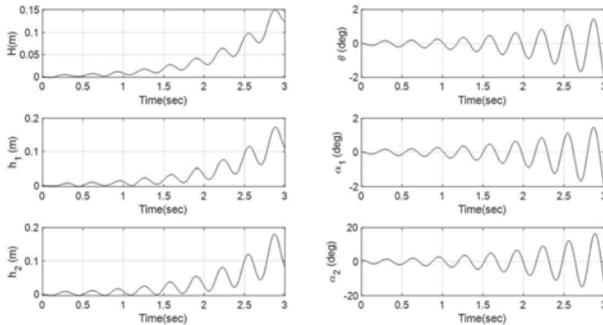


Fig. 7 Time Response at airspeed 9.05 m/s

Table 3은 3차원 반-모델과 2차원 전기체 모델의 주파수영역과 시간영역에서 공탄성 해석 결과를 나타내고, 두 모델의 플러터 경계의 오차는 약 3%로 잘 맞는 것을 확인할 수 있다.

Table 3 Flutter Results of Each Model

Flutter Boundary	3D (Freq.)	2D (Freq.)	2D (Time)
Speed [m/s]	9.28	9.01	9.05
Frequency [Hz]	3.86	3.88	3.87

4. 결 론

본 논문에서는 2차원 전기체 모델을 이용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 일반적인 3차원 모델과 다르게 2차원 모델은 보다 직관적으로 플러터 경계를 간단하고 빠르게 얻을 수 있는 이점이 있다. 이를 확인하기 위해 2차원 전기체 모델에 대하여 구조 모델을 수식화하고, 2차원 준-정상 공기력을 확장하여 공탄성 해석을

수행하였다. 먼저 주파수영역에서 해석 결과로서 2차원 모델의 플러터 경계는 9.01m/s, 3.88Hz이며, 3차원 반 모델의 플러터 경계 9.28m/s, 3.86Hz로 약 3% 이내로 유사한 값을 가짐을 확인할 수 있었다.

또한 2차원 모델에 대하여 주파수영역 해석으로 얻어진 플러터 경계를 기준으로 시간응답을 확인하였다. 플러터 경계를 지난 9.05m/s에서 수평꼬리날개의 진폭이 3초만에 초기치의 20배로 발산형 진동이 발생함에 따라 플러터가 발생함을 알 수 있었다. 본 논문의 결과로서 전기체의 초기 설계를 수행할 때 3차원 모델이 아닌 2차원 전기체 단면 모델로도 초기 플러터 경계를 확보가 가능함을 알 수 있다. 추후 본 연구에서는 준-정상 공기력만을 사용하였으나, 2차원 비정상 공기력 이용한 공탄성 해석을 수행하여 이전 결과와 비교하고 제시된 2차원 전기체 모델의 타당성을 입증 예정이다.

후 기

이 논문은 2024년 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업(과제번호:2022R1A6A1A03056784)과 경기도의 경기도지역협력연구센터(GRRC)사업의 일환으로 수행하였음[GRRRC항공2023-B05].

References

- [1] G. Romeo, G. Frulla and E. Cestino, "Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations", *Proc. IMechE, Vol. 221, Part G: J. Aerospace Engineering*, 2007.
- [2] A.K. Nisa, Y.A. Ndaomanu, R.A. Sasongko, L. Gunan, T. Mulyanto and A. Jusuf, "Flutter Analysis of High Aspect Ratio Wing of Sailplane Aircraft", *International Journal of Engineering & Technology*, Vol. 7, pp. 173-180, 2018
- [3] S. Qiao, J. Jiao, Y. Ni, H. Chen and X. Liu, "Effect of Stiffness on Flutter of Composite Wings with High Aspect Ratio", *Hindawi Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2021, Article ID 6683032, 2021

- [4] S.W. Lee, J.W. Shin, J.W. Kim and J.Y. Shim, “Wing Flutter Analysis for 4-Seat Canard-Type Small Aircraft”, *Proceedings of The Korean Society for noise and Vibration Engineering*, pp.680-683, 2005.
- [5] S.W. Lee, T.U. Kim, U.H. Hwang and S.K. Paek, “Efficient Flutter Analysis for Aircraft with Various Analysis Conditions”, *Proceedings of The Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, pp.49-52, 2005.
- [6] C.M. Cho, K.H. Byun, “Flutter Analysis of a Subsonic Aircraft Using MSC/NASTRAN”, *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 27, No. 2, pp.122-133, 1999.
- [7] S.W. Lee, S.W. Park, J.W. Shin, “Flutter Analysis of a High-Altitude Solar Powered UAV”, *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers - A*, Vol. 41, No.12, pp.1215-1221, 2017.
- [8] F.L.C. Ribeiro, P. Paglione, G.A.S. Roberto and S.S. Marcelo, “AEROFLEX : A TOOLBOX FOR STUDYING THE FLIGHT DYNAMICS OF HIGHLY FLEXIBLE AIRPLANES”, *VII Congresso Nacional de Engenharia Mecanica*, 2012.