

지상 플러터 실험을 위한 시간 영역에서의 비정상 공기력 계산

이주연¹ · 김종환¹ · 배재성^{2,†}

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Computation of Unsteady Aerodynamic Forces in the Time Domain for GVT-based Ground Flutter Test

Juyeon Lee¹, Jonghwan Kim¹ and Jaesung Bae^{2,†}

¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University,

²School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract : Flutter wind-tunnel test is an expensive and complicated process. Also, the test model may have discrepancy in the structural characteristics when compared to those of the real model. “Dry Wind-Tunnel” (DWT) is an innovative testing system which consists of the ground vibration test (GVT) hardware system and software which computationally can be operated and feedback in real-time to yield rapidly the unsteady aerodynamic forces. In this paper, we study on the aerodynamic forces of DWT system to feedback in time domain. The aerodynamic forces in the reduced-frequency domain are approximated by Minimum-state approximation. And we present a state-space equation of the aerodynamic forces. With the two simulation model, we compare the results of the flutter analysis.

Key Words : Dry Wind Tunnel, Ground Vibration Test, Flutter Test, Unsteady Aerodynamic Force, Minimum-state Approximation

-기호설명-

f_a : 공기력
 q_∞ : 동압
 ρ : 밀도
 b : 레퍼런스 길이
 U_∞ : 자유 흐름 속도
 k : 환산 진동수
 $\bar{Q}_{i,j}$: 공기력 상관계수
 x_a : 공기력 상태변수

1. 서 론

비행체 구조물은 비행 시 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 공력탄성학적 현상을 야기한다. 이러한 공력탄성학적 문제에는 동적 불안정 현상인 플러터(Flutter), 돌풍(Gust)에 대한 응답 문제, 정적 불안정 현상인 다이버전스(Divergence), 그리고 구조 변형에 해당하는 공력하중을 예측하는 하중 재분포 문제 등이 있다. 이러한 공력탄성학적 현상들은 구조물의 파괴 또는 제어 성능과 직접 연관되므로 항공기 설계 시 공탄성 해석이 반드시 수행되어야 한다.

실험적 방법으로 공력탄성학적 현상을 확인하는 방법으로는 풍동을 이용한 플러터 실험이 있다. 그러나 풍동 실험은 축소 모델 제작 시 기하학적 상사성, 동역학적 상사성 등을 고려해야 하므로 유동 속도의 제

한과 비용이 많이 드는 등 여러 가지 제약 조건이 존재한다. 이러한 점들을 보완하기 위해 Zeng et. al.은 지상 진동 시험 장치에 공기력의 영향을 고려해 주는 Dry Wind Tunnel(DWT) system을 제안하였다[1]. Chen은 로드셀(load cell)과 가진기로 구성된 GVT(Ground Vibration Test), 힘 제어기(force controller)와 힘 생성 소프트웨어(force generation software)로 구성된 MIMO 힘 제어기(MIMO force controller)를 이용한 지상 플러터 실험 시스템을 개발하였다[2]. Kearns는 플러터 해석에 대한 지상시험을 수행하였으며, 자력진동(self-excitation)이 일어날 때까지 가진력을 증가시켜, 자력진동이 발생할 때 플러터 속도를 구하고 플러터 해석 결과 값과 비교하였다[3]. Peeters은 GVT의 소요 시간을 단축하기 위해 최근에 개발된 Software/Hardware 적인 발전을 소개하고, 항공기 개발 과정에 있어서 어떻게 연계되어 활용될 수 있는지 방안을 제시하였다[4].

본 연구에서는 국내에서 아직 보고되지 않은 DWT system과 관련하여, GVT에 적용하기 위한 공기력 시스템을 구현하였다. DHM(Doublet Hybrid Method)[5]을 이용하여 공기력을 계산하였고, 이를 상용 공탄성 해석 프로그램인 ZONA Tech.ZAERO의 아음속 공기력 코드인 ZONA6을 이용하여 검증하였다. 또한 시간 영역에서의 공기력을 구하기 위해 Karpel의 최소 상태변수 근사 방법(Minimum state approximation, MSA)을 이용하였다[5-8]. 시간 영역에서의 선형 공탄성 방정식 모델과 본 연구진이 제안한 공기력의 영향을 피드백으로 고려한 모델의 모달 변위를 상호 비교하였으며 해석 결과 본 연구에서 제시한 시간 영역에서의 공기력 방정식의 타당성을 입증하였다.

2. 공기력 계산 및 검증

2.1 해석모델

본 연구에서 해석 및 검증을 위해 사용한 모델은 1950년대 미국 NASA에서 풍동 실험을 수행한 HA-145E 모델이다. 실제 풍동 실험 데이터가 존재할 뿐만 아니라 공탄성 해석 예제로 널리 사용된 날개로, 구조모델에 대한 검증이 추가로 필요하지 않은 장점이

있다.

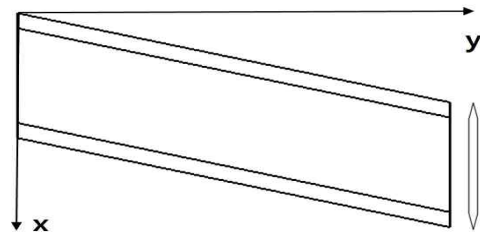


Fig. 1 Reference model HA-145E

해석 모델을 Fig. 1에, 해석 모델에 대한 제원을 아래 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Characteristics of HA-145E

Wing span	Chord length	Sweepback angle	Wing area
140 mm	52.5 mm	15 deg	7381 mm ²

2.2 상용 프로그램을 이용한 공탄성 해석

해석 및 검증을 위하여 상용 공탄성 해석 프로그램을 이용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 공탄성 해석 시 필요한 구조 해석 모델 수립 및 자유진동 해석은 상용 FEM 프로그램인 MSC.PATRAN/NASTRAN을 이용하여 수행하였으며, ZONA Tech社의 ZAERO를 이용해 플러터 해석을 수행하였다. 마하수는 0.45이며 주파수 영역 해석 방법 중 G-Method를 이용하였다. 해석 결과를 Table 2에 나타내었다.

2.3 최소 상태변수 근사 방법을 이용한 공기력 계산

비정상 상태 공기력을 계산하기 위해서는 임의의 진동에 대한 공기력 상관계수가 요구된다. 특정 환산 진동수에 대해 계산한 공기력 상관계수를 하나의 연속함수로 근사하기 위해 본 연구에서는 Karpel이 제시한 최소 상태변수 근사 방법을 사용하였으며, 식(1)에 이를 나타내었다.

$$\bar{Q}(s) = [P_1] \left(\frac{b}{U_\infty} \right)^2 s^2 + [P_2] \left(\frac{b}{U_\infty} \right) s + [P_3] + [D] (s[I] - [\bar{R}])^{-1} [E] s \quad (1)$$

Table 2 Results of flutter analysis

Flutter speed	Flutter frequency
148.3 m/s	111.2 Hz

최소 상태변수 근사방법의 식을 실수부 $[F(k)]$ 와 허수부 $[G(k)]$ 로 나누어 표현하면 다음 식(2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} [F(k)] &= [P_3] - [P_1]k^2 + k^2[\overline{D}](k^2[\overline{J}] + [\overline{R}]^2)^{-1}[\overline{E}] \\ [G(k)] &= [P_2]k - k[\overline{D}](k^2[\overline{J}] + [\overline{R}]^2)^{-1}[\overline{R}][\overline{E}] \end{aligned} \quad (2)$$

$k=0$ 과 $k=k_1$ 를 이용하여 식(2)을 정리하면 식(3)과 식(4)를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} [P_1] &= \{[F(0)] - [F(k_1)]\} / k^2 + [\overline{D}](k_1^2[\overline{J}] + [\overline{R}]^2)^{-1}[\overline{E}] \\ [P_2] &= [G(k_1)] / k_1 + [\overline{D}](k_1^2[\overline{J}] + [\overline{R}]^2)^{-1}[\overline{R}][\overline{E}] \\ [P_3] &= [F(0)] \end{aligned} \quad (3)$$

마찬가지로 $k=k_2$ 를 식(2)에 대입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} [\overline{D}][C(\overline{R}, k_2)][\overline{E}] &\cong \{[F(k_2)] - [F(0)]\} / k_2^2 \\ &\quad - \{[F(k_1)] - [F(0)]\} / k_1^2 \\ [\overline{D}][C(\overline{R}, k_2)][\overline{R}][\overline{E}] &\cong [G(k_1)] / k_1 - [G(k_2)] / k_2 \\ [C(\overline{R}, k_2)] &= (k_2^2[\overline{J}] + [\overline{R}]^2)^{-1} - (k_1^2[\overline{J}] + [\overline{R}]^2)^{-1} \end{aligned} \quad (4)$$

여러 개의 환산진동수에 대해 주어진 공기력 데이터를 가장 정확하게 근사할 수 있는 $[\overline{D}]$, $[\overline{E}]$, $[\overline{R}]$ 을 구하는 것이 중요하다. 행렬 $[\overline{R}]$ 은 시간 지연을 의미하므로 음수 값을 갖는 대각행렬로 구성된다. 초기 행렬 $[\overline{R}]$ 을 가정한 뒤 최소자승법(Least-square method)을 사용하여 $[\overline{D}]$ 와 $[\overline{E}]$ 를 구한다.

Figure 2는 ZAERO와 DHM, 그리고 최소 상태변수 근사 방법을 사용하여 플러터에 영향을 미치는 저차 모드(1차, 2차)에서의 공기력 상관계수를 나타낸 그래프이다. 마하수 0.45로 설정하였으며, 6차 모드까지의 진동 모드 형상을 이용하였다. 사용한 환산진동수 k 는 0.05, 0.08, 0.1, 0.11, 0.12, 0.14, 0.16, 0.18, 0.2, 0.3, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0, 1.3 이다.

ZAERO와 DHM의 값을 비교해 보면 공기력 상관계수 결과가 서로 유사함을 알 수 있다. 또한 DHM의 결과를 근사화한 최소 상태변수 근사 방법의 결과 값을 비교한 결과 근사 방법이 타당함을 알 수 있다.

최종적으로 얻고자 한 근사된 공기최소 상태변수 근사 방법으로 계산된 공기력 상관 계수를 이용해 시

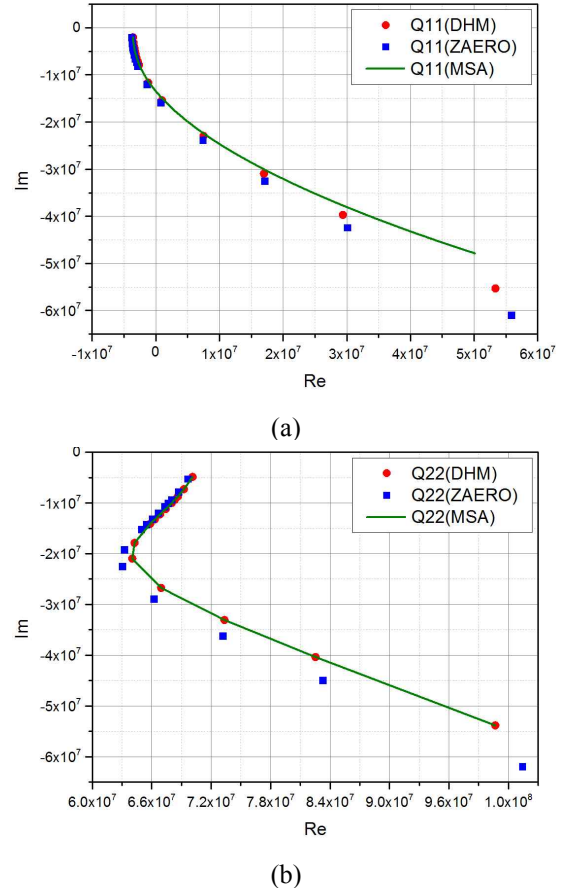


Fig. 2 Comparison of aerodynamic influence coefficient & Minimum State Approximation result
((a) : 1st mode, (b) : 2nd mode)

간 영역에서의 공기력을 계산하는 과정을 3절에서 기술하였다.

3. 시간 영역에서의 공기력 계산

3.1 실시간 공기력 계산을 위한 상태공간방정식

시간 영역에서의 공기력을 계산하기 위해 식(1)을 이용하여 공기력을 구하고, 이를 상태공간방정식으로 표현하였다. 식(1)의 $(s[\overline{J}] - [\overline{R}])^{-1}[\overline{E}]s\{X(s)\}$ 항을 $\{X_a(s)\}$ 로 치환한 후 전체 식을 역 라플라스 변환하고, 컨볼루션 적분을 하여 시간 영역에서의 공기력 상관 계수를 얻을 수 있다. 이를 이용해 날개의 임의의 운동에 대한 공기력을 식(5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}\overline{F}(t) &= \frac{1}{2} \rho b^2 [P_1] \dot{x}(t) + \frac{1}{2} \rho b U_\infty [P_2] x(t) \\ &+ \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 [P_3] x(t) + \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 [D] x_a(t) \\ &= f_1 \ddot{x}(t) + f_2 \dot{x}(t) + f_3 x(t) + f_4 x_a(t)\end{aligned}\quad (5)$$

공기력 상관계수를 근사하면서 추가된 상태변수는 $x_a(t)$ 이고, 식(5)을 상태공간방정식으로 표현하면 다음 식(6)과 같다.

$$\begin{aligned}\dot{x}_a(t) &= A x_a(t) + B u(t) \\ y(t) &= C x(t) + D u(t)\end{aligned}\quad (6)$$

$$A = [\overline{R}], \quad B = [0] [\overline{E}] [0]$$

$$C = [f_4], \quad D = [f_1 f_2 f_3]$$

이 때, 입력 벡터는 $u(t) = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \dot{x} \\ x \end{bmatrix}$ 이고, 출력 벡터 $y(t)$

는 각 모드의 공기력을 나타낸다.

3.2 시간 영역 해석을 위한 방정식 전개

앞 절에서 제시한 공기력 상태공간방정식이 실제로 DWT system에 적용되어 올바른 해석이 가능한지 살펴보고자 다음의 연구를 수행하였다.

공탄성 해석을 위해 구조 비선형성을 제외한 다음 식(7)과 같은 선형 공탄성 방정식을 사용하였다.

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F(t, x, \dot{x})\} \quad (7)$$

본 연구에서 위의 방정식을 하나의 선형 시스템으로 표현한 모델을 Implicit system, 공기력을 따로 계산하여 피드백 해주는 모델을 Explicit system이라 칭하였다.

Implicit system을 구성하기 위해 식(7)의 우변에 공기력 항을 대입하여 정리하면 다음 식(8)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}([\overline{M}]s^2 + [C]s + [\overline{K}])\{X(s)\} \\ = [D]\{X_a(s)\} + \{F(s)\}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}[\overline{M}] &= [M] - \frac{1}{2} \rho b^2 [P_1], \quad [\overline{C}] = [C] - \frac{1}{2} \rho b U_\infty [P_2], \\ [\overline{D}] &= \frac{1}{2} \rho b U_\infty^2 [D], \quad [\overline{K}] = [K] - \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 [P_3],\end{aligned}\quad (8)$$

$$\{X_a(s)\} = (s[\overline{J}] - [\overline{R}])^{-1} [E]s\{X(s)\}$$

식(8)를 이용해 최종적인 상태방정식을 구성하면 다음 식(9)와 같다. 식(9)에서, $\nu = \dot{x}$ 로 치환하였다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\nu} \\ \dot{x} \\ \dot{x}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\overline{M}]^{-1}[\overline{C}] - [\overline{M}]^{-1}[\overline{K}] & [\overline{M}]^{-1}[\overline{D}] \\ [\overline{J}] & [0] \\ [E] & [0] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \nu \\ x \\ x_a \end{bmatrix} \quad (9)$$

Explicit System은 3.1절에서 전개한 공기력의 상태 공간 방정식을 피드백 시스템으로 사용한다. 이때 구조 방정식의 표현은 다음과 같다.

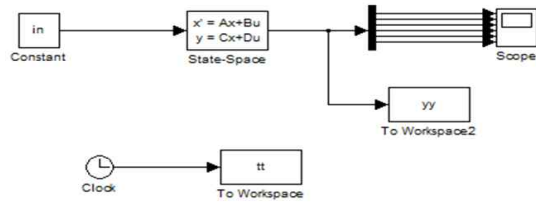
$$\begin{bmatrix} \dot{\nu} \\ \dot{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [0] - [M]^{-1}[K] \\ [\overline{J}] \\ [0] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \nu \\ x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} [\overline{D}] \\ [E] \end{bmatrix} f(t) \quad (10)$$

3.3 Matlab simulink를 이용한 시간 영역 해석

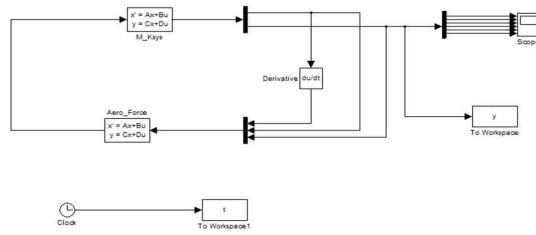
두 시스템을 Matlab simulink로 구성하여 속도에 따른 모달 변위 값을 비교하였다. 아래 Fig. 3은 Matlab simulink로 표현한 두 시스템의 블록 다이어그램이다.

2.2절에서 구한 플러터 부근의 속도를 기준으로 플러터 지점에 해당하는 속도와 플러터 지점 전, 후의 속도를 대입하여 두 시스템을 시뮬레이션 하였다.

시뮬레이션 결과, 두 시스템의 출력 변위가 일치하며 플러터 지점과 거의 동일한 속도에서 플러터가 발생하는 것을 확인하였다. 이는 Explicit system에 적용한 공기력의 상태공간방정식인 식(6)의 계산이 입증됨을 보여준다. 출력된 모달 변위는 Fig. 4~6에 나타내었다.



(a) Block diagram of Implicit system



(b) Block diagram of Explicit system

Fig. 3 Matlab simulink model

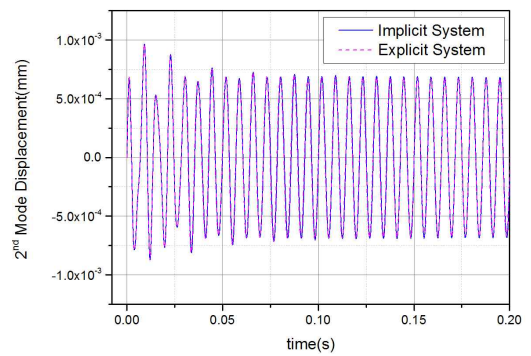
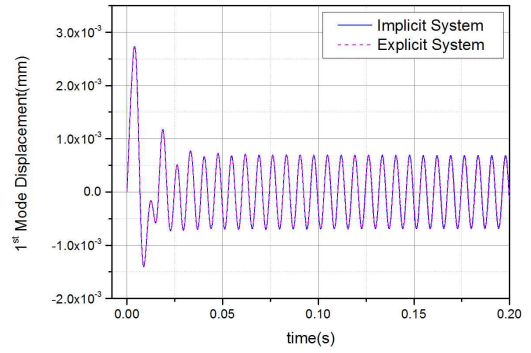


Fig. 5 Displacement of 1st & 2nd mode (148.8m/s)

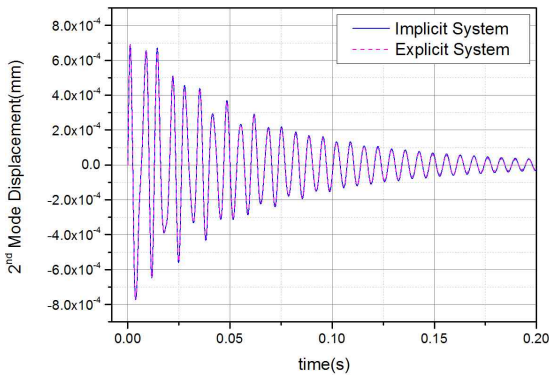
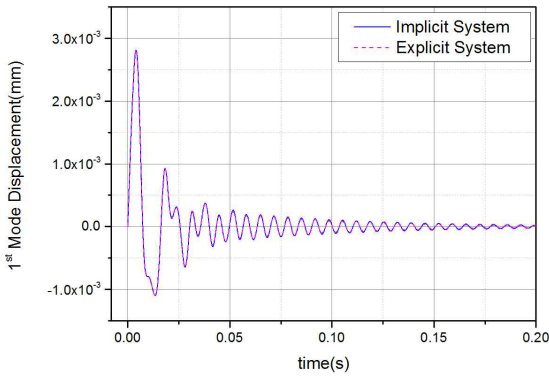


Fig. 4 Displacement of 1st & 2nd mode (140m/s)

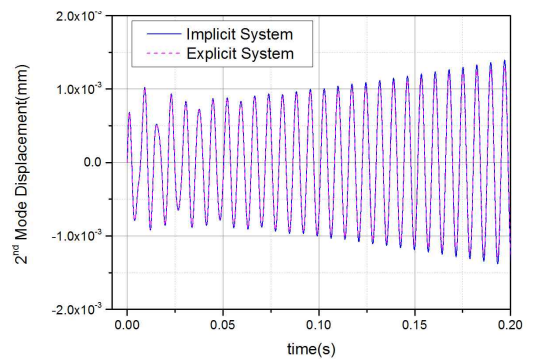
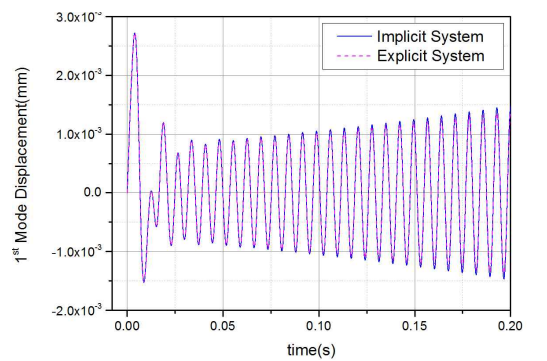


Fig. 6 Displacement of 1st & 2nd mode (150m/s)

4. 결 론

본 연구에서는 향후 DWT System에 적용하기 위한 시간 영역에서의 공기력을 계산하였다. DHM을 이용해 공기력 상관 계수를 계산하였으며, 시간 영역에서의 공기력을 구하기 위해 Karpel의 최소 상태변수 근사 방법 이용하였다.

상용 프로그램을 이용하여 플러터 발생 지점 속도를 구한 뒤, 본 연구에서 제시한 Implicit/Explicit system의 변위를 확인하였다. 두 모델 모두 플러터 지점 속도와 거의 동일한 속도에서 플러터가 발생하였다는 것을 확인하였다. 이는 Explicit system에 대응하는 Dry wind tunnel system을 구현하기 위한 시간 영역의 공기력 계산이 입증됨을 보여준다. 향후 본론에 제시한 상태 공간 방정식을 이용해 지상 플러터 실험에 사용할 실시간 공기력 생성 시스템을 구현할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 초고속비행체 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] Zeng, J., Kingsbury, D., W., Ritz, E., Chen. P-C., Lee, D-H and Mignolet, M., P., "GVT-Based Ground Flutter Test without Wind Tunnel," AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ACS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2011.

[2] Chen, P-C., "Dry wind tunnel system," US Patent, 8,393,206, 2013

[3] Kearns, J.P., "A ground flutter simulation," Defense Technical Information Center, 1957, pp.1-14.

[4] Peeters., B., Hendricx., W., and Debille J., "Modern Solution for Ground Vibration Testing of Large Aircraft," Sound & Vibration, 2009, pp.8-15.

[5] 배재성, 구조 비선형성을 고려한 공탄성 특성 및 플러터 억제, 박사학위 논문, 한국과학기술원, 2002

[6] Hoadley, Sherwood T., and Mordechay Karpel. "Application of aeroservoelastic modeling using minimum-state unsteady aerodynamic approximations." Journal of guidance, control, and dynamics 14.6 (1991): 1267-1276.

[7] Karpel, Mordechay, and Sherwood Tiffany Hoadley. "Physically weighted approximations of unsteady aerodynamic forces using the minimum-state method." (1991).

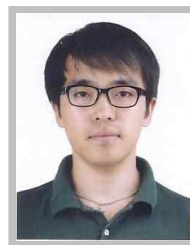
[8] Hoadley, Sherwood T., and Mordechay Karpel. "Application of aeroservoelastic modeling using minimum-state unsteady aerodynamic approximations." Journal of guidance, control, and dynamics 14.6 (1991): 1267-1276.

저 자 소 개



이주연

2016년 한국항공대 항공우주 및 기계공학부 졸업. 현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 석사과정. 관심 분야는 공력탄성학.



김종환

2012년 한국항공대 항공우주 및 기계공학부 졸업. 2013년 동 대학원 석사. 2015년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 박사과정. 관심분야는 공력탄성학 및 태양광 무인항공기.



배재성

1996년 한국항공대 항공기계과 졸업. 1998년 한국과학기술원 대학원 석사. 2002년 동 대학 박사. 2005년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 관심분야는 공력탄성학 및 구조 진동 제어.