

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(2), 99-105(2017)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.2.99>

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

실시간 플러터 해석 프로그램 개발

이주연, 배재성*, 황재혁, 노진호

Development of Real-Time Flutter Analysis Program

Ju-Yeon Lee, Jae-Sung Bae*, Jai-Hyuk Hwang and Jin-Ho Roh

Korea Aerospace University

ABSTRACT

Wind tunnel test which is one of the method to predict the aeroelastic characteristics has difficulties to make scale-down structural model and achieve a specified free stream velocity. It is very costly and complicated to consider similarity relationships between real structure and scale-down structural model. "Dry Wind-Tunnel(DWT)" was proposed to overcome these difficulties. This is made up of Ground Vibration Test hardware and software to compute the aerodynamic forces. In the present study, program for computing the real-time unsteady aerodynamic forces which is an important part of DWT system was developed by Matlab Simulink and dSPACE. In addition, using this program and software which is a part of the test structure, a real-time flutter analysis was conducted and the results are verified by ZAERO.

초 록

공력탄성학적 현상들을 확인하는 방법 중 하나인 풍동실험은 축소 모델을 제작해야하기 때문에 복잡하고 비용이 많이 들며, 유동 속도의 제한이 있는 등의 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하여 풍동실험을 대체할 수 있는 Dry Wind-Tunnel(DWT) 기법이 제안되었다. 이는 지상 진동 실험 장치와 공기력을 계산하는 소프트웨어로 구성되어 실시간으로 유체의 영향을 고려해준다. 본 연구에서는 DWT의 핵심적인 요소인 실시간 공기력 계산 프로그램을 개발하고, 구조 모델을 소프트웨어로 표현하여 두 시스템을 실시간 연동해 플러터 해석을 수행하였다. Matlab Simulink와 dSPACE를 이용하여 실시간 플러터 해석을 수행하고 이를 상용프로그램인 ZAERO를 사용한 결과와 비교하여 검증하였다.

Key Words : Dry Wind Tunnel, Flutter Analysis(플러터 해석), Minimum-State Approximation(최소 상태변수 근사), Real time(실시간)

1. 서 론

비행체 구조물은 비행 시 공기력과 구조물의 상호작용으로 인해 공력탄성학적 현상들을 야기하

다. 대표적으로 동적 불안정 현상인 플러터(Flutter), 돌풍(Gust)에 대한 응답 문제와 정적 불안정 현상인 다이버전스(Divergence), 그리고 구조 변형에 의한 공력 하중을 예측하는 하중 재분포

† Received : October 6, 2016 Revised : January 24, 2017 Accepted : January 31, 2017

* Corresponding author, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

문제 등이 있다. 이러한 공력탄성학적 현상들은 구조물 파괴 및 제어 성능과 직접적으로 연관이 되므로 항공기 설계 시 공탄성 해석은 필수적인 과정이다. 공력탄성학적 현상을 확인하는 대표적인 방법으로는 풍동 실험이 있다. 그러나 풍동 실험은 축소 모델이 필요하여 실제 모델과의 기하학적, 동역학적 상사성을 고려해야 하는 등 복잡하고 비용이 많이 드는 단점이 있으며 유동 속도의 제한 또한 존재한다. Zeng, Jie 등[1]은 이러한 단점들을 보완하여 풍동 실험을 대체할 수 있는 Dry Wind Tunnel(DWT) 시스템을 제안하였다. 그들은 실시간 공력 해석 기법을 GVT(Ground Vibration Test) 하드웨어와 조합하여, 실물 크기의 구조물에 가진기로 비정상 공기력을 피드백 함으로써 전통적인 풍동실험을 대체한다.

Chen[2]은 로드셀(load cell)과 가진기로 구성된 GVT 실험 장치와 공기력 생성 프로그램, MIMO 힘 제어기(MIMO force controller)를 이용하여 지상 플러터 실험을 수행하였다. 그들은 로드셀을 이용해 가해지는 공기력을 확인하고 보정하여 비교적 간단한 장치로 정확하게 공탄성 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 DWT 시스템을 구현하는데 필요한 핵심적 요소인 실시간 비정상 공기력 계산 프로그램을 개발하고 검증하고자 한다. 먼저 실시간 비정상 공기력 계산 프로그램을 개발하기 위해 DHM(Doublet Hybrid Method)을 이용해 주파수 영역에서의 비정상 공기력 상관 계수 (Unsteady Aerodynamic Influence Coefficient)를 계산하였고 [3], 이에 Karpel의 최소 상태변수 근사 방법 (Minimum state approximation, MSA)을 적용하여 시간 영역에서의 공기력 방정식을 구하였다 [4-6]. 이를 상태 공간 방정식으로 표현하고[7], Matlab Simulink와 dSPACE를 사용해 실시간 공기력 계산 프로그램을 개발하였다. 계산된 실시간 공기력 결과는 시뮬레이션 결과와 비교하였다. 또한 DWT 시스템의 GVT 하드웨어 부분을 FEM 구조 모델을 가지고 dSPACE로 단순하게 구현하여, 이를 개발한 공기력 계산 프로그램과 결합해 실시간으로 공탄성 해석을 수행하였다. 이 같은 공탄성 해석을 수행한 이유는 구조 모델의 dSPACE와 실시간 공기력 계산을 위한 dSPACE를 연동함으로써 DWT 시스템을 모사할 수 있기 때문에, 이 시스템에서의 공탄성 해석 결과를 통해 개발한 실시간 공기력 계산 프로그램의 검증 및 DWT 시스템에 적용 가능성을 볼 수 있다. 실시간 공탄성 해석 결과는 상용 프로그램인 ZAERO의 해석 결과와 비교하여 검증하였다.

II. 본 론

2.1 실시간 비정상 공기력 계산

지상 플러터 실험에서 가장 특징적인 부분은 비정상 공기력을 계산하는 부분이다. 풍동 실험을 대체할 수 있는 이유는 실시간으로 구조의 변형 데이터를 가지고 공기력을 계산해 유체의 영향을 바로 고려해 주기 때문이다. 따라서 풍동 실험에서 실제 구조가 받는 공기력을 정확하게 계산하는 것이 중요하다.

2.1.1 주파수 영역에서 공기력 계산

먼저 본 연구에 사용한 평판 모델의 제원은 Table 1과 같다. 제시한 모델에 작용하는 공기력의 검증을 위해 공탄성 해석 프로그램인 ZONA Tech. ZAERO의 아음속 공기력 코드 ZONA6를 사용하였다. Fig. 1은 DHM을 이용하여 마하수 0일 때 주파수 영역에서 계산한 공기력 상관계수와

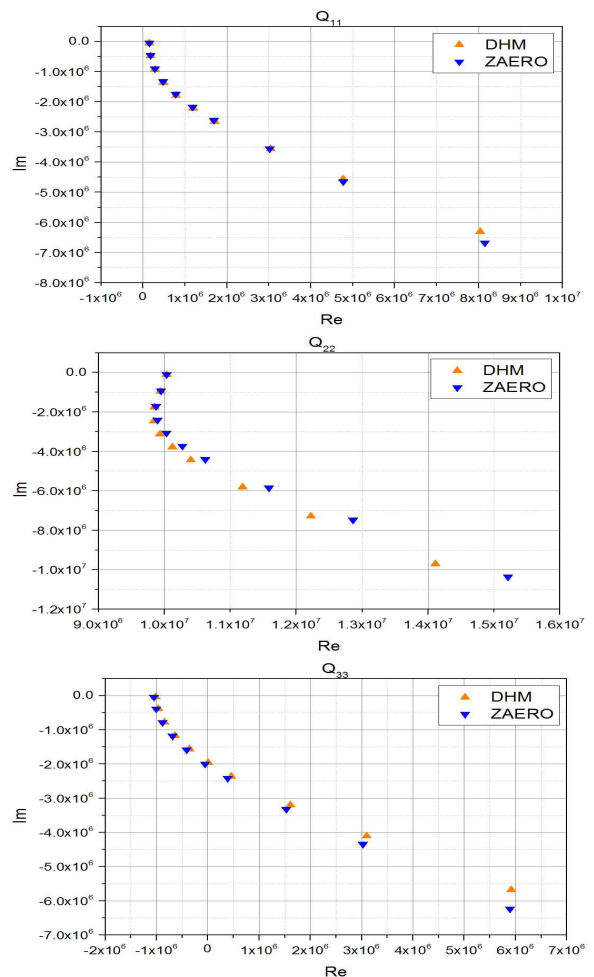


Fig. 1. Comparison of aerodynamic influence coefficient between DHM and ZAERO

Table 1. Characteristics of Reference model

Wing span	Chord length	Thickness
450 mm	300 mm	1 mm
Elastic Modulus	Poisson Ratio	Density
72 GPa	0.33	2700 kg/m ³

ZAERO를 이용하여 계산한 공기력 상관계수를 비교하여 나타난 그래프이다. 여기서 ZAERO와 DHM의 결과가 서로 유사함을 알 수 있다. 검증된 DHM의 공기력 상관계수를 가지고 시간 영역에서의 공기력 상관계수를 구하기 위해 라플라스 영역으로 근사하는 방법을 다음 절에 제시하였다.

2.1.2 최소 상태변수 근사 방법

비정상 공기력을 계산하는데 ROM(Reduced Order Model)은 정확도 측면에서 매우 중요하다. 본 연구에서는 특정 환산 진동수에 대해 계산한 공기력 상관계수를 하나의 연속함수로 근사하기 위해 Karpel의 최소 상태변수 근사 방법을 사용하였으며, 식(1)과 같다.

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

여기서 $[P_1]$ 은 외형적 질량, $[P_2]$ 는 공기역학적 감쇠, $[P_3]$ 은 비회전 정상 공기력, $[\bar{D}]$, $[\bar{R}]$, $[\bar{E}]$ 는 폴을 지정하고 시간지연과 관련된 행렬이며 b 는 레퍼런스 길이로, 일반적으로 코드길이의 1/2을 사용한다. 전 절에서 DHM을 이용하여 계산한 공기력 상관 계수와 이를 최소 상태변수 근사방법을 사용한 결과를 비교하여 Fig. 2에 나타내었다. 이를 통해 공기력 ROM이 매우 정확하게 계산된 것을 확인 할 수 있다.

2.1.3 공기력의 상태공간방정식

실시간 공기력을 얻기 위해 식(1)을 가지고 공기력 구한 뒤 이를 상태공간방정식으로 나타내었다. 식(1)의 $\left(\frac{b}{U_\infty} s [\bar{I} - \bar{R}]^{-1} [\bar{E}] \left(\frac{b}{U_\infty}\right) s\right)$ 항을 $\{X_a(s)\}$ 로 치환한 후 전체 식을 역 라플라스 변환하여 시간 영역에서의 공기력 상관 계수를 얻을 수 있다[7]. 이를 이용해 날개의 임의의 운동에 대한 공기력을 식(2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_a(t) &= Ax_a(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx_a(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (2)$$

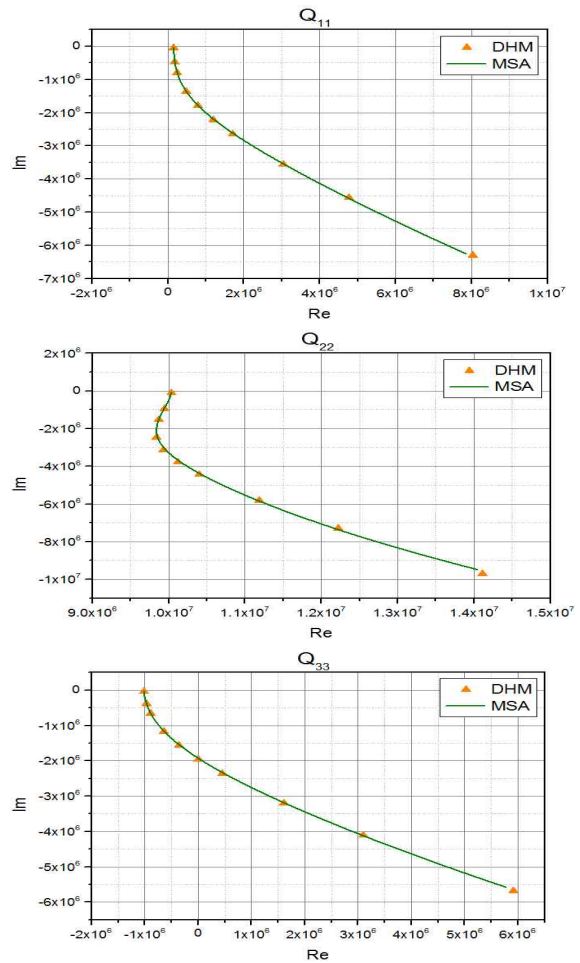


Fig. 2. Comparison of aerodynamic influence coefficient with MSA results

식(2)의 입력 벡터 $u(t)$ 는 모드별 가속도와 속도, 변위이며 출력은 모드별 공기력이다. 상태 공간 방정식을 구성하는 행렬 A, B, C, D 는 다음과 같이 구성된다.

$$\begin{aligned} A &= \left[-\frac{U_\infty}{b} [\bar{R}] \right], \\ B &= \left[[0] [\bar{E}] [0] \right], \\ C &= \left[\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 [\bar{D}] \right], \\ D &= \left[\frac{1}{2} \rho b^2 [P_1] \quad \frac{1}{2} \rho b U_\infty [P_2] \quad \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 [P_3] \right] \end{aligned}$$

2.1.4 실시간 공기력 계산 및 검증

전 절에서 제시한 상태공간방정식을 Matlab Simulink로 모델링한 블록다이어그램과 dSPACE를 이용해 실시간 공기력을 계산하였다. Fig. 3(a)는 실시간 공기력 계산 결과와 비교하기 위한 시뮬레이션 블록다이어그램이며, Fig. 3(b)는 실시간 공기력 계산에 사용한 블록다이어그램이

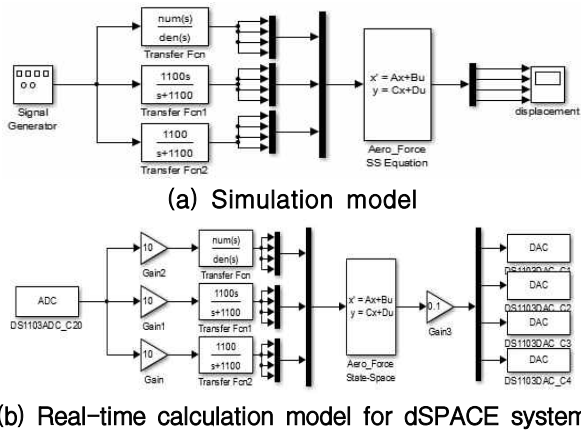


Fig. 3. Simulink model for aerodynamic force calculation

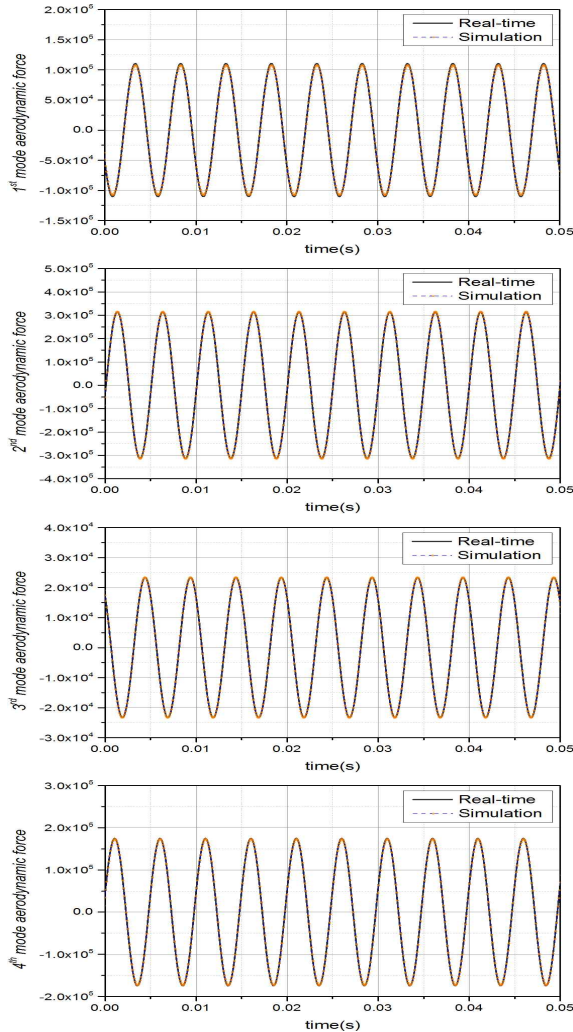


Fig. 4. Comparison of the aerodynamic forces between real-time and simulation

다. 입력 신호의 종류에 따라 derivative, integral model block을 사용하거나 필터의 전달함수에

Table 2. Results of flutter analysis

Flutter speed	Flutter frequency
29.50 m/s	8.66 Hz

미분을 고려해주어 가속도, 속도, 변위 신호를 생성하고, 입력 신호와 사용 모드 수에 따라 ADC/DAC를 설정해야 한다. Fig. 3(b)의 모델에서는 200Hz 이상의 사인과 변위 입력신호를 ADC에서 받아 미분하여 속도, 가속도를 생성해 공기력을 계산하였다. 이때 4개의 모드를 사용해 모델링하였으며, 필터의 전달함수에 미분을 고려해주었다. 실시간 계산된 공기력을 시뮬레이션 결과와 비교하여 Fig. 4에 나타내었다. 실시간으로 계산된 공기력과 시뮬레이션의 결과가 잘 맞는 것을 확인할 수 있다.

2.2 실시간 공탄성 해석

본 연구가 기존의 DWT과 가장 큰 차이점을 갖는 부분은 GVT 하드웨어를 시스템화 하여 실시간 공기력 해석을 수행한다는 것이다. 따라서 구조 모델을 적절히 수립해야하고, 계산하는데 샘플링 레이트(sampling rate) 또한 적정 값을 선택하여야 한다. 구조 모델 수립은 상용 FEM 프로그램인 PATRAN/NASTRAN을 사용하였으며, 플러터 해석은 ZAERO의 G-Method를 이용해 수행하였다. 해석 결과는 Table 2와 같으며, 이를 실시간 공탄성 해석 결과와 비교하였다.

2.2.1 구조 상태공간방정식

공탄성 해석을 위해 구조 비선형성을 제외하면 다음 식(3)과 같은 공탄성 방정식을 사용하였다. $v = \dot{x}$ 일 때 구조 방정식의 상태공간방정식은 식(4)와 같다.

$$[M]\{\ddot{x}\} + [K]\{x\} = \{f(t, x, \dot{x})\} \tag{3}$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{v} \\ \dot{x} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [0] & -[M]^{-1}[K] \\ [I] & [0] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} v \\ x \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} [I] \\ [0] \end{bmatrix} f(t) \tag{4}$$

공기력 상태공간방정식 식(2)에서 출력된 모드별 공기력 데이터가 구조 상태공간방정식 식(4)에서의 입력 신호 $f(t)$ 로 들어가고, 식(4)에서 출력된 변위, 속도와 가속도를 다시 식(2)에 입력하여 공기력을 생성함으로써 루프가 실시간 연동되도록 실험 장치를 배열하였다.

2.2.2 실시간 공탄성 해석 및 검증

실시간으로 공탄성 해석을 수행하기 위해 본 연구에서는 두 쌍의 컴퓨터와 dSPACE를 사용하

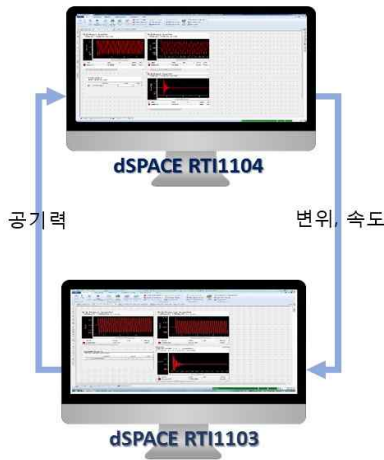


Fig. 5. Flowchart of real-time flutter analysis

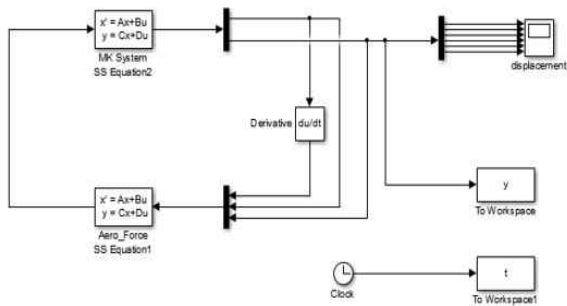
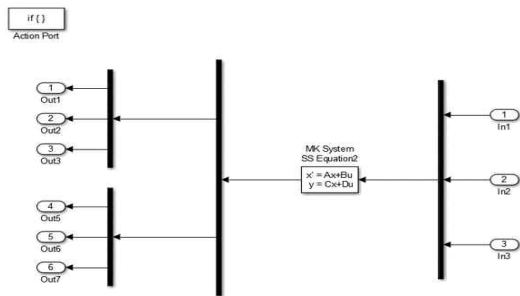
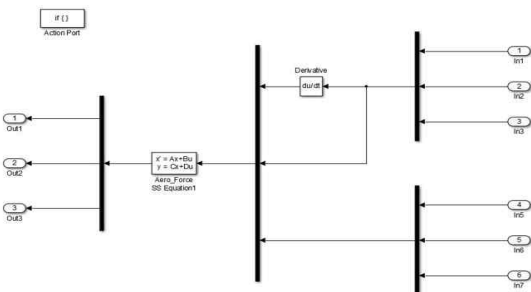


Fig. 6. Simulation model of real-time flutter analysis system

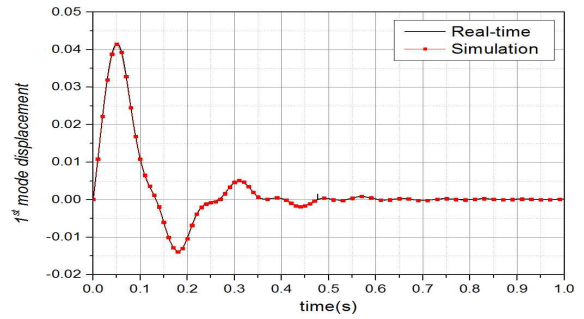


(a) Structural model

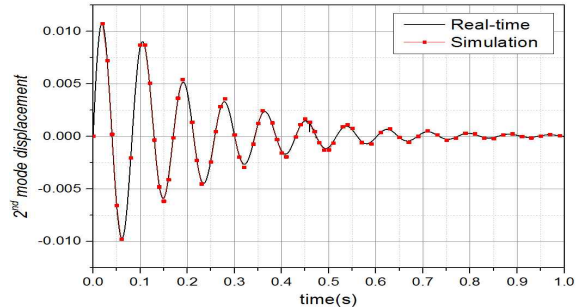


(b) Aerodynamic model

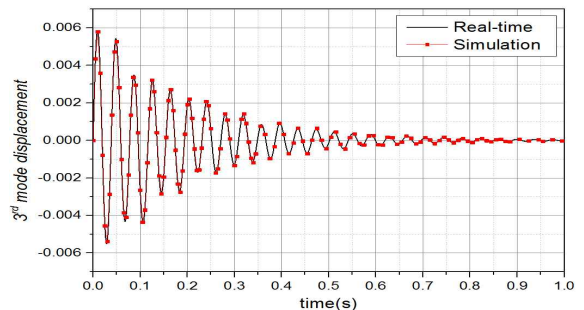
Fig. 7. Real-time flutter analysis component models



(a) the first mode



(b) the second mode



(c) the third mode

Fig. 8. Displacement of each mode at U=20m/s

Table 3. Results of flutter analysis

	ZAERO	Simulation	Real-time
Flutter speed	29.50m/s	30.20m/s	30.58 m/s

였다. 구조 모델의 상태공간방정식을 하나의 컴퓨터와 dSPACE에 적용하고, 다른 하나의 컴퓨터와 dSPACE에는 앞에서 검증한 비정상 공기력의 상태공간방정식을 적용하여 이 두 쌍이 실시간 페루프 연동이 이루어지도록 하였다. 이 과정을 Fig. 5에 도식화하였다.

Figure 6은 두 상태공간방정식을 사용해 모델링한 구조 모델과 공기력 모델을 페루프로 연결하여 실시간 공탄성 해석 시스템을 모사한 시뮬레이션 모델이며, Fig. 7은 실시간 공탄성 해석 프로그램의 dSPACE 두 대에 각각 사용되는 구

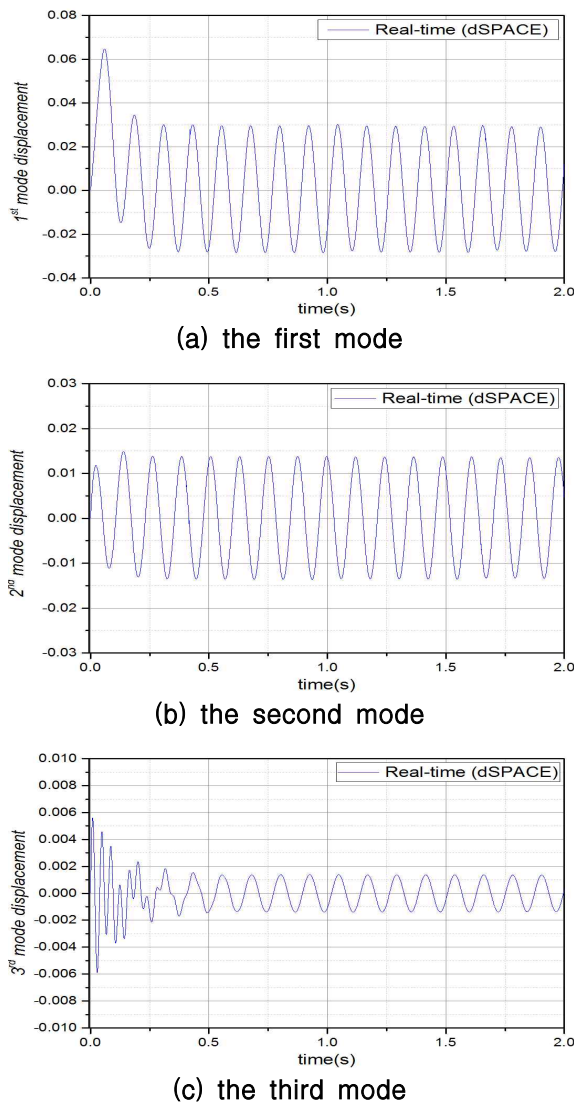


Fig. 9. Displacement of each mode at 30.58m/s

조 모델과 공기력 모델이다. 본 해석을 위해 3개의 모드를 사용하여 구조, 공기력 모델을 수립하였다. 구조모델의 상태공간방정식을 사용한 첫 번째 블록다이어그램의 입력 신호 포트 3개를 통해 1~3차 공기력이 입력된다. dSPACE는 모델링한 블록 다이어그램이 모듈에 적용되는 순간 계산이 진행되기 때문에 원하는 시점에서 해석이 시작되도록 트리거를 만들어 사용하였다. 트리거를 적용하여 해석 시점에서부터의 변위 값을 출력해 시뮬레이션 결과와 비교가 가능하였다.

Figure 8은 유동 속도가 플러터 속도보다 낮은 20m/s일 때, Fig. 7의 모델을 사용하여 실시간으로 출력한 변위를 Fig. 6 모델의 시뮬레이션 출력 변위와 비교한 그래프이다. 이 때 날개의 진동이 수렴하여 안정한 상태인 것을 확인하였고

시뮬레이션 결과와 맞는 것을 확인하였다.

실시간으로 공탄성 해석 결과 약 30.58m/s 속도에서 플러터가 발생하였고, 이는 상용프로그램 해석 결과와 3.66%의 오차를 가져 해석의 타당성을 입증해준다. Fig. 9는 플러터 속도 30.58m/s에서 출력한 변위 그래프이다.

III. 결 론

본 연구에서는 DHM을 이용해 주파수 영역에서 비정상 공기력 상관계수를 계산한 뒤 이를 MSA 방법을 사용해 근사하여 공기력의 상태공간방정식을 제시하였다. MATLAB Simulink로 모델링한 뒤 임의의 사인과 변위 입력 신호에 의해 실시간 공기력을 계산하는 것을 수행하였다. 이와 시뮬레이션과의 비교로 실시간으로 공기력 계산이 잘 이루어진 것을 확인하였다. 또한 구조 방정식과 공기력 방정식에 각각 하나의 dSPACE를 사용하여 지상 진동 실험 장치 없이 실시간으로 공탄성 해석을 수행하였고, 이를 상용프로그램인 ZAERO의 해석 결과의 값과 비교하였다. 해석 모델의 실시간 공탄성 해석 결과 플러터 발생 지점은 속도 30.58m/s일 때이며, ZAERO를 이용한 플러터 속도 결과는 29.50m/s이다. 비교 결과 오차 3.66%로 실시간 공탄성 해석이 타당하게 이루어진 것을 알 수 있다. 이로서 개발한 실시간 비정상 공기력 계산 프로그램이 DWT 시스템에 적용 가능하다는 것을 입증하였다. 현재는 실제 GVT 환경을 구성하여 DWT 전체 시스템을 구현한 것은 아니지만 본 연구에서 개발한 실시간 공기력 계산 프로그램과 더불어 타 기관에서 연구 중인 MIMO 하중제어기 및 가속도계, 가진기 위치 선정 등 GVT와 관련된 기술들이 융합된다면 국내에서도 DWT 시스템을 구현할 수 있을 것으로 생각된다.

후 기

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

References

- 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." Proceeding of the Structural Dynamics and Materials Conference, 2011.

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

3) Bae, J. S., "Aeroelastic Characteristics and Flutter Suppression Considering Structural Nonlinearity." Ph. D Dissertation, Department of Aerospace Engineering. Korea Advanced Institute of Science Technology., 2002

4) Karpel, Mordechay, and Sherwood T., Hoadley. "Physically weighted approximations of unsteady aerodynamic forces using the minimum-state method.", 1991.

5) 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, pp.1267-1276.

6) Cotoi, I., Botez, R. M. "Method of unsteady aerodynamic forces approximation for aeroservoelastic interactions.", Journal of guidance, control, and dynamics 25.5, pp985-987, 2002.

7) Lee, J., Kim, J., Bae, J., "Computation of Unsteady Aerodynamic Forces in the Time Domain for GVT-based Ground Flutter Test." Journal of Aerospace System Engineering, 10.1, 2016, pp29-34