

컴플라이언트 메커니즘을 이용한 플러터 실험 장치 설계 Flutter Experiment Equipment Design with Compliant Mechanism

이 주 호*. 이 준 성*. 성 열 훈**. 한 재 흥†

Juho Lee, Jun-Seong Lee, Yeol-Hun Sung and Jae-Hung Han

(2012년 3월 5일 접수 ; 2012년 3월 28일 심사완료)

Key Words : Flutter(플러터), Compliant Mechanism(컴플라이언트 메커니즘), Experiment Equipment Design (실험 장치 설계), Wind Tunnel Test(풍동 시험)

ABSTRACT

This paper deals with a development of 2-DOF flutter experiment equipment which represents a 2-DOF typical section model. For a conventional 2-DOF flutter experiment equipment, it is hard to observe flutter boundary clearly due to the complexity of the experiment equipment. To refine our flutter experiment equipment system, a compliant mechanism based torsional spring is used. Well-designed extruded aluminum pipe works as a torsional spring. SolidWorks and ANSYS are used for modeling, analysis and design of the torsional spring. With this designed torsional spring, the 2-DOF flutter experiment equipment is developed and wind tunnel tests are performed. Clear flutter boundary which is estimated by classical flutter analysis is observed in the experiments.

기 호 설 명

b : 반-시위 길이
 h : 플러징 변위
 θ : 피칭 변위
 k_h : 2-DOF 모델의 선형 스프링 상수
 k_θ : 2-DOF 모델의 비틀림 스프링 상수
 P : 기준점
 C : 질량 중심
 Q : 공력 중심
 T : Three-quarter 시위

a, e : P, Q 위치 결정 무차원 상수
 $K.E$: 2-DOF 모델의 운동에너지
 $P.E$: 2-DOF 모델의 위치에너지
 m : 2-DOF 모델의 질량
 I_C, I_P : 2-DOF 모델의 C, P에 대한 관성모멘트
 L : 양력
 $M_{\frac{1}{4}}$: Q에 작용하는 모멘트
 U : 풍속
 V : 무차원 풍속
 AR : 가로세로비
 $C(k)$: Theodorsen 함수

1. 서 론

공탄성학(aeroelasticity)은 유동 속의 탄성 구조물의 변형과 공기력의 상호작용에 관한 학문이다. 공탄성학적 현상은 정적 현상과 동적 현상으로 나눌 수 있는데, 공기역학, 동역학, 탄성학 세 분

† 교신저자; 정회원, KAIST 항공우주공학전공
E-mail : jaehunghan@kaist.ac.kr
Tel : (042)350-3723, Fax : (042)350-3710

* 정회원, KAIST 대학원 항공우주공학전공

** KAIST 대학원 항공우주공학전공

이 논문의 일부는 2012년 춘계 소음진동 학술대회에서 발표 예정임.

야가 상호작용 할 경우 동적공탄성학에 해당하며 플러터는 이의 대표적인 현상이다. 플러터는 공력, 탄성력, 관성력의 상호작용으로 인한 비행체의 동적 불안정으로 정의된다. 플러터 현상에는 여러 가지가 있지만 특히 양력면 플러터(lifting surface flutter)가 가장 많이 발생하고 치명적인 구조 파괴를 가져온다^(1,2).

이러한 플러터에 대한 공탄성 해석⁽¹⁻⁷⁾과 제어⁽⁸⁻¹³⁾에 대한 연구가 오랜 기간 수행되어왔다. 플러터 해석 모델로서 2-DOF 모델(Fig. 1)부터 복합재 날개에 이르기까지 다양한 모델에 대한 연구가 수행되었다.

특히, 2-DOF 모델의 경우 상대적으로 모델이 간단하여 다양한 제어 기법을 쉽게 적용해 볼 수 있으며 여러 해석 방법이 존재하여^(1,2) 교육 측면에서도 활용도가 높다. 하지만 기존의 2-DOF 플러터 실험 장치는 2-DOF 모델의 비틀림 스프링을 정확히 모사하지 못하여 2-DOF 이론 모델과 비교적 많은 차이가 있다. 특히 해석적인 예측과는 달리 플러터 경계가 명확하지 않으며, 플러터가 특정 속도에서 뚜렷하게 발생하는 것이 아니라 풍속 증가에 따라 점차 진동이 증가하는 형태를 가진다⁽¹⁰⁾. 따라서 이 연구에서는 2-DOF 모델을 정확히 모사하여 플러터 경계가 명확한 실험 장치를 설계하고자 하였으며, 기존 실험 장치의 문제점 개선 및 실험 장치의 간소화를 위해 컴플라이언트 메커니즘을 이용하여 비틀림 스프링을 설계하였다.

컴플라이언트 메커니즘(compliant mechanism)은 일반적인 힌지, 베어링 등을 사용하지 않고 요소들의 유연성(flexibility)을 이용하여 가동성(mobility)을 확보하는 관절이 없는(jointless) 메커니즘의 새로운 개념이다⁽¹⁴⁾. 이러한 유연성은 구조의 탄성 변형을 이용하여 가동성을 확보하여 구조 자체가 메커니즘으로 활용될 수 있게 하며, 가장 큰 장점은 부품의 수가 적고 조립 공정이 줄어들며 윤활이 불필요한 점이다. 하지만, 피로 파괴와 가해지는 에너지의 일부가 탄성 에너지로 변환되어 효율이 감소하는 것이 단점으로 알려져 있다.

2. 본 론

2.1 2-DOF 플러터 모델 해석

오래전부터 플러터 해석은 간단하고, 스프링으로

구축된, 강체 날개 모델로 구성된 날개 단면 모델(typical section model, Fig. 1)이 널리 사용되었으며 현재에도 그 간단함으로 인해 계속 사용되고 있다⁽²⁾. 이 모델은 스프링으로 연결된 2-DOF 강체 풍동 모델을 나타내기도 하고, 일반적인 유한 날개의 에어포일 단면을 나타내기도 한다. 후자의 경우 선형 스프링 k_h 는 유한 날개의 굽힘 강성(bending stiffness), 비틀림 스프링 k_θ 는 유한 날개의 비틀림 강성(torsional stiffness), 기준점 P 는 탄성축(elastic axis)을 나타낸다.

2-DOF 날개 단면 모델에 대한 운동방정식은 라그랑지 방정식을 이용하여 구할 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial K.E.}{\partial \dot{q}_i} \right) + \frac{\partial P.E.}{\partial q_i} = Q_i \quad (1)$$

라그랑지 방정식을 위해 필요한 항은 다음과 같다.

$$\text{위치 에너지} : P.E. = \frac{1}{2} k_h h^2 + \frac{1}{2} k_\theta \theta^2 \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \text{운동 에너지} : K.E. &= \frac{1}{2} m V_c^2 + \frac{1}{2} I_C \dot{\theta}^2 \\ &= \frac{1}{2} m (\dot{h}^2 + 2bx_\theta \dot{h}\dot{\theta}) + \frac{1}{2} I_\theta \dot{\theta}^2 \end{aligned} \quad (3)$$

(Static unbalance parameter $x_\theta = e - a$)

$$\text{일반화 힘} : Q_h = -L \quad (4)$$

$$Q_\theta = M_{\frac{1}{4}} + b \left(\frac{1}{2} + a \right) L \quad (5)$$

2-DOF 플러터 운동방정식은 다음과 같다.

$$m(\ddot{h} + bx_\theta \ddot{\theta}) + k_h h = -L \quad (6)$$

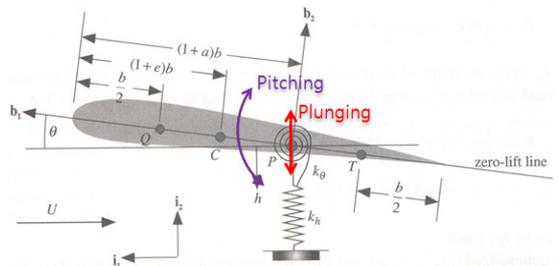


Fig. 1 Schematic of 2-DOF flutter model⁽²⁾

$$I_p \ddot{\theta} + m b x_{\theta} \ddot{h} + k_{\theta} \theta = M_1 \frac{1}{4} + b \left(\frac{1}{2} + a \right) L \quad (7)$$

$$\omega_h = \sqrt{k_h / m} \quad (8)$$

$$\omega_{\theta} = \sqrt{k_{\theta} / I_p} \quad (9)$$

운동방정식에서 $b x_{\theta} \ddot{h}$, $m b x_{\theta} \ddot{h}$ 항은 연성항(coupled term)이다. 운동방정식에서 연성항을 제외한 항으로부터 고유진동수를 계산한 것을 풍속 0에서의 비연성 고유진동수(uncoupled natural frequency)라 한다. 플러징(plunging) 고유진동수 ω_h 와 피칭(pitching) 고유진동수 ω_{θ} 는 다음과 같다.

식 (6), (7)을 정상류 이론(steady-flow theory)과 p 방법을 이용하여 해를 구하면 Fig. 2와 같은 그래프를 얻을 수 있다. 풍속이 증가함에 따라 플러징, 피칭 고유진동수의 차이는 점점 감소하고 특정 풍속이 되면 두 고유진동수가 같아진다. 이 지점을 플러터 경계(flutter boundary)라 하며, 이 지점에서의 풍속을 플러터 속도(flutter speed), 고유진동수를 플러터 주파수(flutter frequency)라 한다.

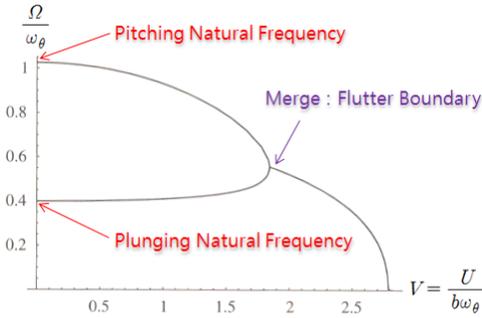
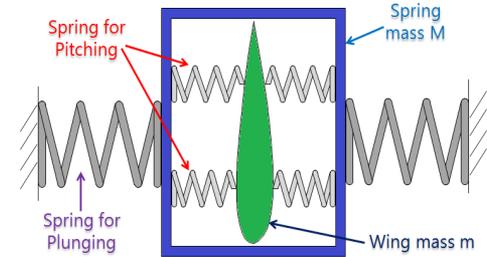


Fig. 2 Plot of the modal frequency versus V^2

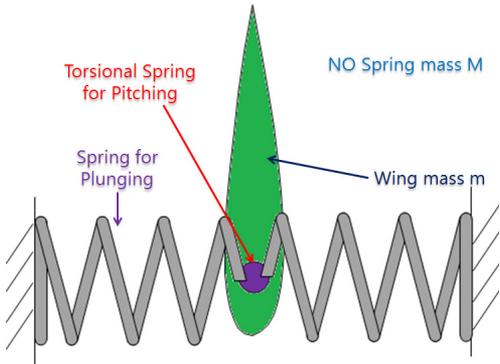
2-DOF 플러터 모델에 대한 플러터 경계를 구하는 해석 방법에는 고전적 플러터 해석(classical flutter analysis), p 방법, p-k 방법 등이 있다⁽²⁾. 이 논문에서는 고전적 플러터 해석을 통해 플러터 경계를 예측하였다. 공력 모델로는 Theodorsen의 비정상 박익이론(unsteady thin-airfoil theory)⁽²⁾과 MST(modified strip theory)⁽¹⁵⁾를 사용하였으며 날개의 가로세로비를 다음과 같이 고려하였다.

$$C(k)_{3D} = \frac{AR}{2 + AR} C(k)_{2D} \quad (10)$$

이 해석 방법을 통해 설계 목표를 선정하였다. 이 연구에서는 수행되지 않았지만, 이 실험 장치를 통하여 플랩(flap)을 이용한 능동 플러터 감쇄(active flutter suppression) 실험을 수행할 수 있다. 특히, 플랩으로서 서보 모터 사용을 가능하게 하기 위하여 플러터 주파수를 5 Hz 이하, 플러터 속도를 20 m/s 이하가 될 수 있도록 실험 장치를 구성하였다. 특히, 피칭 고유진동수가 10 Hz 이하가 되면 다른 실험 장치 변수 조절을 통하여 어렵지 않게 이러한 조건을 만족시킬 수 있을 것으로 예상된다.



(a) With conventional concept



(b) With compliant mechanism

Fig. 3 2-DOF flutter experiment equipment concept

2.2 컴플라이언트 메커니즘을 이용한 비틀림 스프링 설계 및 제작

이 논문에서는 컴플라이언트 메커니즘을 비틀림 스프링 제작에 활용하였다. 일반적인 플러터 실험 장치는 Fig. 3(a)와 같이 선형 스프링을 강체 날개 앞뒤로 연결하여 비틀림 스프링을 간접적으로 모사한다. 하지만 이러한 실험 장치는 비틀림 스프링의 탄성축을 플러징 움직임을 위한 선형 스프링의 탄성축과 일치시키기 어렵다. 또한, 비틀림 스프링을

위한 선형 스프링 또한 플러징 방향으로 영향을 미치고, 비틀림 스프링 모사를 위한 장치의 질량으로 인해 추가의 자유도가 생겨 2-DOF 플러터 모델과 차이가 크다. 따라서 Fig. 3(b)와 같이 비틀림 스프링을 컴플라이언트 메커니즘 기반으로 제작하여 시스템을 간소화하여 탄성축을 일치시키고 비틀림 스프링 장치의 질량을 최소화하여 2-DOF 플러터 모델과 유사하도록 실험 장치를 구현하고자 하였다.

2-DOF 플러터 모델은 기준점 P 에 선형 스프링 k_h 와 비틀림 스프링 k_θ 가 동시에 연결되어 있다고 모델링한다. 따라서 강체 날개의 기준점에 로드(pipe)를 설치하고 이 파이프에 선형 스프링을 설치한 후, 파이프 자체가 비틀림 스프링 역할을 할 수

있도록 설계하면 2-DOF 플러터 모델과 같이 기준점에 선형 스프링과 비틀림 스프링이 동시에 작용하게 된다. 비틀림 스프링 역할을 하는 파이프는 Fig. 4와 같이 파이프 양쪽을 일부만 남기고 깎아내어 제작할 수 있다. 파이프 중앙 부분에 모멘트가 가해지면 깎여낸 부분에 있는 가는 빔(*beam*)들이 굽어지면서 파이프 중앙 부분이 회전하게 된다.

이 연구에서는 바깥지름 2 cm, 안지름 1.5 cm 파이프를 사용하였으며, 인장항복강도가 505 MPa인 알루미늄 합금 7075를 사용하였다. 경계 부분에서의 파단을 막기 위해 반지름 3 mm 또는 5 mm 필릿(*fillet*)을 적용하였으며, 대칭성과 안정성을 고려하여 일정 각도를 남겨두고 동일하게 네 부분을 깎아내었다. 설계 변수로는 깎여내고 남은 부분의 각도(Fig. 5(a))와 깎여진 부분의 길이(Fig. 5(b))로 설정하였다. 이 두 변수 변화에 따른 비틀림 강성의

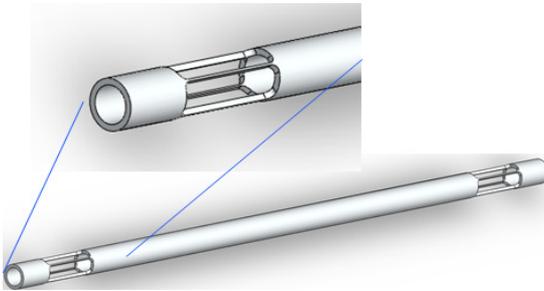
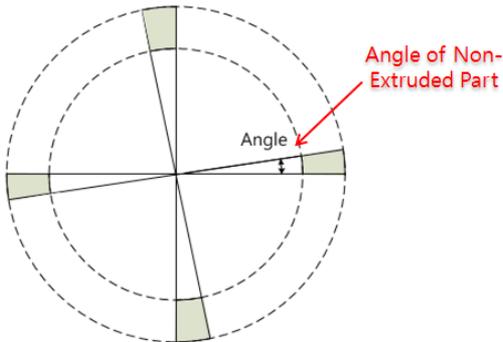
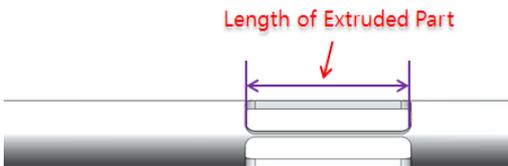


Fig. 4 Schematic of pipe as torsional spring

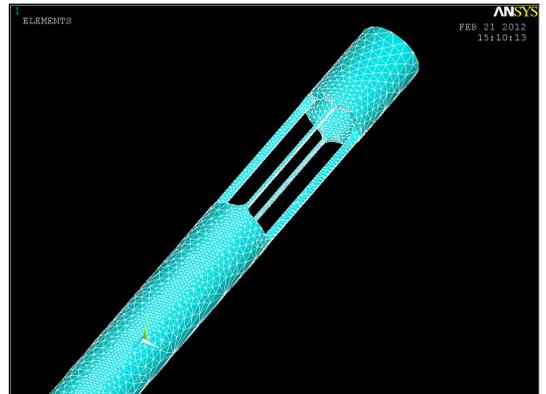


(a) Angle of non-extruded part

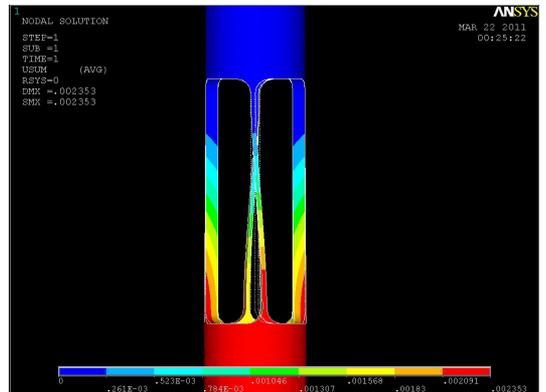


(b) Length of extruded part

Fig. 5 Design parameter of torsional spring



(a) Structural model of torsional spring



(b) Static analysis result when 0.5 N·m torque

Fig. 6 ANSYS structural analysis of torsional spring

변화는 양쪽이 고정된 빔(clamped beam)의 굽힘 강성이 $12EI/L^3$ 임을 통해 대략적으로 유추할 수 있으며 이를 고려하여 비틀림 스프링을 설계하였다. 또한, 파이프가 좋은 비틀림 스프링이 되기 위해서는 비틀림 강성은 원하는 값을 가지되, 굽힘 강성과 전단 강성은 충분히 커서 불필요한 변형은 최소화하여야 한다.

두 설계변수를 변경하며 구조모델링(solidworks) 및 구조해석(ANSYS)을 수행하였으며, 시행착오를 통해 적합한 비틀림 스프링을 설계하였다. ANSYS의 SOLID187(3-D 10-node tetrahedral structural solid) 요소(elements)를 이용 총 127,182개의 요소가 사용되었다. 알루미늄 합금 7075의 물성치를 사용하였으며, Fig. 6(a)와 같이 구조 모델링을 수행하였다.

깎아내고 남은 부분의 각도가 5° , 깎여진 부분의 길이가 5 cm인 경우 파이프가 비틀림 스프링으로 적합함을 구조해석을 통해 확인하였으며, 0.5 N·m의 토크를 가한 경우의 해석 결과를 Fig. 6(b)에 나타내었다. 비틀림 변위는 13.49° 이며, 비틀림 강성은 2.123 N·m/rad으로 계산되었다. 비틀림 스프링의 모달 해석 결과 1차 비틀림 모드의 고유진동수가 63.5 Hz로 계산되었으며, Fig. 7의 제작된 비틀림 스프링에 대한 모달 실험 수행 결과 1차 비틀림 모드의 고유진동수가 65.5 Hz로 측정되었다.

모달 실험은 제작된 비틀림 스프링의 양쪽을 고정된 후 가는 빔 하나를 레이저 변위 센서를 이용하여 변위를 측정할 수 있도록 측정 장치를 구성한 후, 비틀림 스프링에 초기 회전 변위를 주고 응답을 측정하는 방법으로 수행하였다.

비틀림 스프링의 굽힘 강성에 대한 정적 해석도 수행되었으며, 10 N의 힘을 비틀림 스프링 중앙에 가한 경우 변위는 0.319 mm으로 충분히 작아 비틀림 스프링으로 적합함을 확인하였다.

2.3 플러터 실험 장치 설계 및 제작

2-DOF 플러터 실험 장치 구성을 위해서는 플러징 움직임을 위한 선형 스프링과 피칭 움직임을 위한 비틀림 스프링이 필요하다. 선형 스프링으로는 일반적인 인장형 스프링을 사용하였으며, 비틀림 스프링으로 앞서 제작한 컴플라이언트 메커니즘 기반의 비틀림 스프링을 사용하였다.

특히, 인장형 스프링 강성은 비틀림 스프링, 날개 형상 등 모든 실험 장치가 구성 된 후, 앞서 언급된 플러터 주파수(5 Hz 이하), 속도(20 m/s 이하) 조건을 충족시킬 수 있는 선형 스프링 강성을 해석을 통해 예측하여 결정하였다.

플러징과 피칭 움직임을 제외한 불필요한 움직임 또는 DOF를 억제하기 위하여 Fig. 8과 같이 플러징 방향으로 레일(rail)을 따라 움직일 수 있게 설계 하였으며, 마찰을 최소화하였다. 또한, 비틀림 스프링이

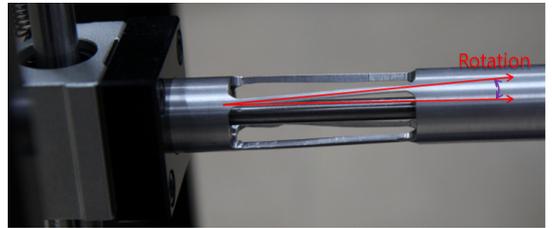


Fig. 7 Manufactured torsional spring

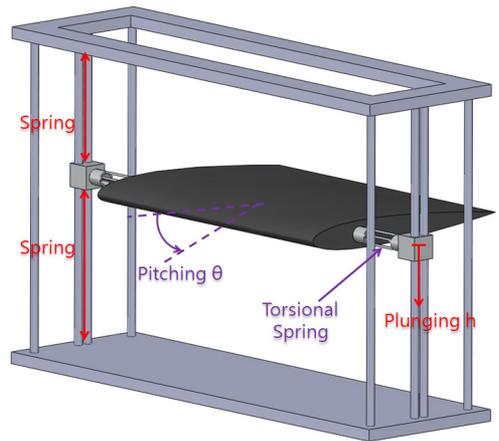


Fig. 8 Schematic of flutter experiment equipment



Fig. 9 Wind tunnel test setup

지면과 항상 수평하게 움직이게 하기 위하여, 비틀림 스프링 내에 강철 로드(rod)를 설치하여 비틀림 스프링을 고정하는 두 개의 조인트(joint)가 일치되어 움직이게 하였다.

2.4 풍동 실험을 통한 플러터 경계 실험

제작된 2-DOF 플러터 실험 장치를 이용하여 풍동 실험을 수행하였다(Fig. 9). 1016 mm×762 mm×1524 mm의 시험부를 가지는 KAIST 개방형 흡입식 저속 풍동에서 실험을 수행을 사용하였다. 풍속 계로 풍속을 측정하였으며, 고속카메라 및 DSLR을 이용하여 영상을 기록하였다. 레이저 변위 센서를 이용하여 날개의 기준점에서의 변위 h_p 와 기준점 후방 10 cm 위치에서 변위 h_{10} 을 측정하였으며, 이 측정값을 바탕으로 플러징 변위와 피칭 변위를 계산하였다.

$$h = h_p \tag{11}$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{h_{10} - h_p}{10 \text{ cm}}\right) \text{ (rad)} \tag{12}$$

제작된 3개의 비틀림 스프링과 날개 모델에 대해 풍동 실험을 수행하였으며, 그 중 2.2절에서 소개한 비틀림 스프링을 사용한 실험 결과를 본 논문에서 정리하였다.

날개 모델 및 스프링 강성은 Table 1과 같다. 비연성 고유진동수는 Table 2에 정리하였다. 비연성 고유진동수는 해석을 바탕으로 한 설계 값과 초기 변위를 가한 뒤 응답 측정을 통해 계산한 실험값을 비교하였다. 플러징 고유진동수는 직접 측정된 질량과 선형 스프링 강성을 바탕으로 계산하여 큰 차이가

없었으나, 피칭 고유진동수는 SolidWorks 모델링 기반으로 구한 관성모멘트를 이용하여 계산하였기에 오차가 발생하였다.

플러터 경계 해석 결과와 풍동 실험 결과는 Table 3과 같다. 플러터 경계 해석에서 비연성 고유진동수 값으로는 측정된 값을 사용하였다. 플러터 속도는 해석 결과와 실험 결과에 큰 차이가 없었으나, 플러터 주파수는 해석이 실험에 비해 좀 더 낮게 예측되었다. 이는 부정확한 관성모멘트 값과 2-D 공력 모델을 식 (10)을 이용하여 3-D로 근사적인 방법으로 확장하면서 발생한 오차로 보인다. 또한, 고전적 플러터 해석 방법으로는 플러터 경계 예측만 가능하며, 각 속도별 모드 감쇠와 주파수(modal damping and frequency)를 구하기 위해서는 p-k 방법 등을 사용하여야 한다.

풍동 실험을 통해 Fig. 10과 같이 플러터 속도에서 뚜렷한(clear) 플러터가 발생함을 확인 할 수 있었다. 이러한 뚜렷한 플러터는 기존의 플러터 실험 장치에서는 모사하기 어려운 현상이었으며, 이를 컴플라이언트 메커니즘을 이용한 플러터 실험 장치 설계를 통한 실험 장치 시스템의 간략화로 2-DOF 플러터 이론 모델과 유사한 실험 장치를 제작할 수 있었다.

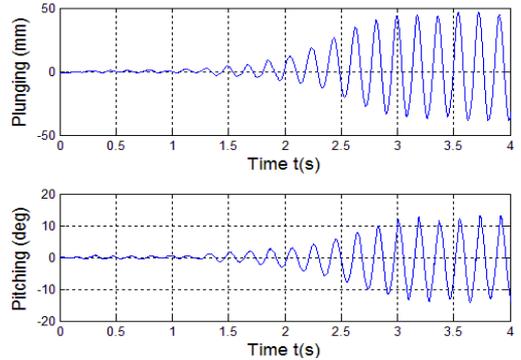


Fig. 10 Clear flutter from flutter experiment equipment at 19.0 m/s, 5.40 Hz

Table 1 Wing model and spring stiffness

Wing span	Semi-chord b	Mass m	I_p
40 cm	15 cm	800 g	823000 g·mm ²
k_h	k_θ	e	a
400 N/m	2.123 N·m/rad	-0.3314	-0.4
Wing geometry			
NACA0012			

Table 2 Uncoupled natural frequency

Method	Plunging natural frequency ω_h	Pitching natural frequency ω_θ
Design	3.56 Hz	8.08 Hz
Measured	3.57 Hz	9.93 Hz

Table 3 Flutter boundary analysis result and experiment result

Method	Flutter frequency	Flutter speed
Analysis(Theodorsen)	3.98 Hz	18.22 m/s
Analysis(MST)	4.19 Hz	18.20 m/s
Experiment	5.40 Hz	19.0 m/s

3. 결 론

이 연구에서는 컴플라이언트 메커니즘 기반으로 설계한 비틀림 스프링을 이용하여 2-DOF 플러터 실험 장치를 설계 및 제작하였다. 비틀림 스프링은 알루미늄 파이프 양쪽을 일부만 남기고 깎아내어 제작 하였으며, 비틀림 스프링에 선형 스프링을 연결하여 2-DOF 움직임을 모사하였다. 이를 통해 기존의 2-DOF 플러터 실험 장치보다 시스템이 간소화되었으며, 불필요한 연성 효과를 감소시켜 좀 더 이론에 가까운 실험 장치를 제작할 수 있었으며, 뚜렷한 플러터 경계를 확인 할 수 있었다. 플러터 주파수와 속도 값은 MST 기반의 해석 값과 비교하여 각각 28.9%, 4.40%의 차이가 있었다.

다만, 뚜렷한 플러터로 인해 큰 플러징, 피칭 변위가 발생되며, 이로 인해 비틀림 스프링 등의 장치가 파손되는 문제가 간헐적으로 발생한다. 이를 극복하기 위해 플러징, 피칭 변위의 최대값을 제한할 수 있는 정지 장치(stopper)를 설계 및 제작하여야 한다.

향후에는, 이러한 플러터 실험 장치를 이용하여 시스템 식별(system identification)을 수행 한 후 이를 기반으로 제어기를 설계, 플러터 억제 실험을 수행하여 플러터 기본 모델인 2-DOF 모델에 대한 여러 제어기의 가능성 및 제어 성능을 비교 분석해보고자 한다.

후 기

본 연구는 2009년도 지식경제부의 재원으로 한국에너지 기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구 과제입니다(No.2009T100100253).

참 고 문 헌

(1) Dowell, E. H., Clark, R., Cox, D., Curtiss, H. C. JR., Edwards, J. W., Hall, K. C., Peters, D. A., Scanlan, R., Simiu, E., Sisto, F. and Strganac, T. W., 2004, A Modern Course in Aeroelasticity, 4th edition, Kluwer Academic Publishers, New York.
 (2) Hodges, D. H. and Pierce, G. A., 2002,

Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, Cambridge University Press, Cambridge.

(3) Garrick, I. E. and Reed, W. H. III, 1981, Historical Development of Aircraft Flutter, Journal of Aircraft, Vol. 18, No. 11, pp. 897-912.

(4) Bennett, R. M., Batina, J. T. and Cunningham, H. J., 1989, Wing-flutter Calculations with the CAP-TSD Unsteady Transonic Small-disturbance Program, Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 9, pp. 876-882.

(5) Shin, W. H., Bae, J. S., Lee, I., Han, J. H., Shin, Y. S. and Lee, Y. W., 2005, Nonlinear Flutter Analysis of Missile Fin Considering Dynamic Stiffness of Actuator, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 33, No. 2, pp. 54-59.

(6) Kim, D. H., Oh, S. W. and Lee, J. J., 2006, Virtual Flutter Test of a Spanwise Curved Wing Using CFD/CSD Integrated Coupling Method, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 4, pp. 355-365.

(7) Kim, D. H., Kim, Y. S., Kim, Y. H. and Oh, I. K., 2008, Supersonic and Hypersonic Flutter Characteristics for Various Typical Section Shapes of Missile Fin, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 18, No. 5, pp. 496-502.

(8) Mason, G. S. and Berg, M. C., 1994, Multirate Flutter Suppression System Design for a Model Wing, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 17, No. 6, pp. 1267-1274.

(9) Eversman, W. and Roy, I. D., 1997, Active Flutter Suppression Using Multi-input/multi-output Adaptive Least Mean Square Control, Journal of Aircraft, Vol. 34, No.2, pp. 244-250.

(10) Viperman, J. S., Clark, R. L., Conner, M. and Dowell, E. H., 1998, Experimental Active Control of a Typical Section Using a Trailing-edge Flap, Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 2, pp. 224-229.

(11) Han, J. H., Tani, J. and Qiu, J., 2006, Active Flutter Suppression of a Lifting Surface Using

Piezoelectric Actuation and Modern Control Theory, Journal of Sound and Vibration, Vol. 291, No. 3-5, pp. 706~722.

(12) Kim, D.-H., Han, J. H. and Lee, I., 2004, Application of Fiber Optic Sensor and Piezoelectric Actuator to Flutter Suppression, AIAA Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 2, pp. 409~501.

(13) Bae, J. S., Kim, D. H., Yang, S. M. and Lee, I., 2002, Flutter Suppression of Wing/Store Model, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 12, No. 7, pp.

493~501.

(14) Luo, Z., Chen, L., Yang, J., Zhang, Y. and Abdel-Malek, K., 2005, Compliant Mechanism Design Using Multi-objective Topology Optimization Scheme of Continuum Structures, Structural and Multidisciplinary Optimization, Vol. 30, No. 2, pp. 142~154.

(15) Kim, D.-K., Lee, J.-S. and Han, J.-H., 2011, Improved Aerodynamic Model for Efficient Analysis of Flapping-wing Flight, AIAA Journal, Vol. 49, No. 4, pp. 868~872.