

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.165>

비행체 조종면에 작용하는 힌지 모멘트의 시험적 측정 방법 연구

박종민*, 정상준*

The Study on Experimental Measurement Method of Hinge Moment
Acting on Control Surface of Air Vehicle

Jong-Min Park* and Sang-Joon Chung*

ABSTRACT

This paper contains the test method to obtain aerodynamic hinge moments acting on the control surface of air vehicle wing. During the flight, hinge moments make difference between actual control surface angle and control angle which is measured by sensor of actuator. The hinge moments can be obtained by using this difference. Static ground load test and calibration test were conducted to obtain torsional stiffness of control surface actuation system. This results are used to calculate hinge moments. In addition, the mechanical errors of actuation system such as slip angle of mounting point and backlash could be estimated. Using flight test results, this experimental measurement method of hinge moment acting on control surface is conducted. The results of this method are similar to those of numerical simulation method, and the validity of this method is proved.

초 록

본 논문에서는 비행체 날개의 조종면에 작용하는 힌지 모멘트 분석을 위한 시험적 방법 및 결과를 수록하였다. 비행 공력 하중에 의하여 조종면에 힌지 모멘트가 작용할 경우, 조종면 구동장치에서 측정된 각도와 실제 조종면의 각도 사이에 탄성 변형에 의한 차이가 발생하며, 이 차이를 측정하여 힌지 모멘트로 환산할 수 있다. 이를 위하여 지상에서 조종면 구동장치 시스템의 비틀림 강성을 측정하기 위한 정하중 시험 및 조종면 각도 센서 교정 시험을 수행하였다. 이 결과를 이용하여 비행 중 작용하는 힌지 모멘트를 계산할 수 있으며, 또한 체결부위의 미끄러짐 및 백래시 등의 기계적 오차도 예측할 수 있다. 실제 비행 시험 결과를 이용하여 조종면에 작용한 힌지 모멘트를 계산한 결과와 수치 해석 결과의 비교를 통하여, 제시된 하중 측정 방법의 타당성을 입증하였다.

Key Words : control surface hinge moments of aerodynamic load(공력하중에 의한 조종면 힌지 모멘트), mechanical error measurement of control surface(조종면의 기계적 오차 측정)

1. 서 론

† 2011년 11월 22일 접수~ 2012년 1월 20일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 7본부 2부
교신저자, E-mail : double22@add.re.kr
대전광역시 유성우체국 사서함 35-7

소형 활공 비행체는 정밀 유도 조종을 이용하여 목표지점까지 활공하여 도달하도록 설계된 비행체로 그 형상은 Fig. 1과 같다. 활공 시 주익에 장착된 조종면의 각도를 변화시켜 비행체의 롤과

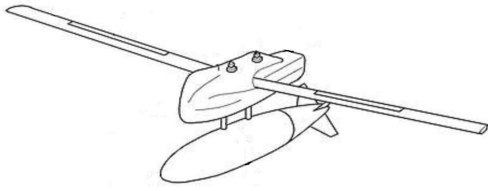


Fig. 1. 소형 활공 비행체 형상

피치를 제어한다. 소형 활공 비행체의 크기 특성 상 주익에는 각각 하나의 조종면이 존재하며, 이 한 쌍의 조종면이 에일러론과 엘리베이터 역할을 동시에 수행한다. 적용 비행체 날개의 경우 형상적인 이유로 조종면의 구동 제어를 위한 조종면 각도 측정 센서가 조종면에 직접 장착이 어렵다. 따라서 조종면 구동을 위한 각도 센서는 구동기에 장착되어 있으며, 이로 인하여 실제 조종면의 각도와 구동장치의 각도 센서 사이에는 작은 차이가 발생한다. 이 차이를 측정하기 위하여 임시로 조종면의 각도를 직접적으로 측정할 수 있는 센서를 장착하였으며, 본 논문에서는 이를 이용하여 조종면에 작용하는 힌지 모멘트의 예측 방안을 제시한다.

조종면 구동장치의 명령 추종 성능에 가장 큰 영향을 미치는 요소 중 하나는 조종면에 작용하는 힌지 모멘트이며, 이는 구동 장치의 설계에 가장 중요한 설계 요구 조건이다. 따라서 비행체의 활공 및 기동 시에 조종면에 작용하는 힌지 모멘트의 크기를 예측하고 검증하는 것은 매우 중요하다. 활공 및 기동 시의 힌지 모멘트는 고도, 속도, 조종면의 각도, 받음각에 따라 다르며, 그 값은 비행 시뮬레이션 및 수치 해석을 통하여 예측할 수 있다.

본 논문에서는 조종면의 실제 각도와 조종면 구동장치에서 측정되는 각도 사이의 차이를 이용하여 힌지 모멘트를 시험적으로 예측하는 방법을 제시하였으며, 수치 해석을 통해 얻어진 힌지 모멘트의 예측 값과 비교하여 제시된 방법의 타당성을 검증하였다.

II. 본 론

2.1 설계 하중

해석적 방법에 의해 예측된 조종면의 힌지 모멘트는 Fig. 2와 같다. 힌지 모멘트의 예측에는 ESDU와 Reynolds-Averaged Navier-Stokes 방정식 기반의 범용 CFD 코드인 STAR-CCM+를 이용하였다. CFD 해석에서 사용한 난류모델은 1방

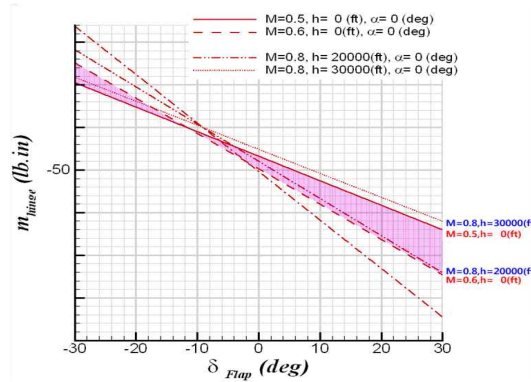


Fig. 2. 각 비행조건 별 조종면 힌지모멘트 비교 (AoA = 5도)

정식 모델인 Spalart-Allmaras 모델이다. 이를 이용하여 예측한 조종면 힌지 모멘트 계수는 마하수, 고도, 받음각 및 조종면 변위각 함수로 정리할 수 있다.

본 자료에 의하면, 고도 30,000 ft 마하수 0.8, 받음각 5°에서 조종면을 +6°로 구동시켰을 경우 조종면에는 약 50 lb.in 정도의 힌지 모멘트가 작용함을 알 수 있다.

2.2 조종면 힌지 모멘트 측정

2.2.1 측정 방법 개요

조종면 구동장치 시스템의 형상은 Fig. 3 과 같다. 본 시스템은 공간상의 제약으로 구동 모터와 조종면은 긴 봉 형태의 토션바로 연결되어 있으며, 조종면의 피드백 제어에 사용되는 각도 센서는 구동모터의 감속기에 위치한다. 이로 인해 구동기 각도 센서는 실제 조종면의 각도에 조종면 힌지 모멘트에 의한 탄성 변형, 백래시 및 체결 부위 미끄러짐 등의 기계적 오차가 포함된 값을 측정하게 된다.

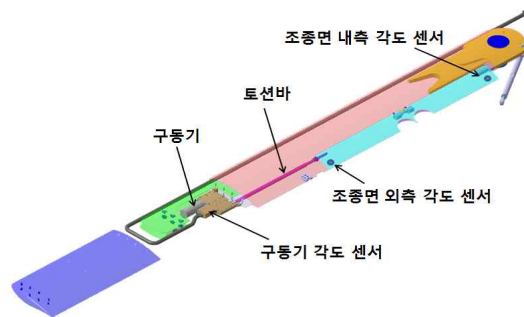


Fig. 3. 조종면 구동장치 시스템 형상

그러나 반대로 조종면의 실제 각도를 측정하게 되면, 실제 조종면의 각도와 구동기 각도 센서 측정치의 차이를 이용해서 비행 중 조종면에 작용하는 힌지 모멘트와 기계적 오차(백래시 및 체결 부위 미끄러짐)를 구할 수 있다.

조종면의 내측(inboard)과 외측(outboard)에 각도 측정 센서를 장착하여 조종면의 실제 센서 각도를 측정할 경우 조종면 힌지 모멘트와 기계적 오차 각도를 계산할 수 있으며, 조종면의 내측 각도 측정 센서만을 이용할 경우 힌지 모멘트를 계산할 수 있다.

2.2 조종면 힌지모멘트 및 기계적 오차 측정 방법

2.2.1 이론

조종면 구동장치 시스템은 매우 작은 오차 범위에서 명령을 추종하는 성능을 가진다[2]. 그러나 이는 조종면 구동장치 각도 센서에서 측정된 값으로써, 실제 조종면의 각도는 센서에서 측정된 각도와 조종면 힌지 모멘트에 의한 탄성 변형 각도 및 기계적 오차의 합이다. 이와 같이 조종면 구동장치 측정 각도와 실제 조종면의 각도의 차이는 식 (1)과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} \theta_{INBD} &= \alpha + \beta_{INBD} \\ \theta_{OUTBD} &= \alpha + \beta_{OUTBD} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,

- θ_{INBD} : 조종면 구동장치 측정 각도 - 조종면 내측 센서 측정 각도 (°)
- θ_{OUTBD} : 조종면 구동장치 측정 각도 - 조종면 외측 센서 측정 각도 (°)
- α : 기계적 오차 (°) (연결 부위 미끄러짐 및 백래시)
- β_{INBD} : 힌지모멘트에 의한 조종면 내측 센서까지의 탄성 변형에 의한 비틀림 각도 (°)
- β_{OUTBD} : 힌지모멘트에 의한 조종면 외측 센서까지의 탄성 변형에 의한 비틀림 각도 (°)

힌지 모멘트에 의한 조종면 구동 시스템의 탄성 비틀림 각도는 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \beta_{INBD} &= M_{air}/k_{INBD} \\ \beta_{OUTBD} &= M_{air}/k_{OUTBD} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서,

- k_{INBD} : 조종면 내측 각도 센서까지의 비틀림 강성 (lb.in/deg)
- k_{OUTBD} : 조종면 외측 각도 센서까지의 비틀림 강성 (lb.in/deg)
- M_{air} : 조종면에 작용하는 공력 하중에 의한 힌지 모멘트 (lb.in)

식 (1)과 (2)를 연립하면 다음 식 (3)과 같다.

$$\begin{aligned} \theta_{INBD} &= \alpha + M_{air}/k_{INBD} \\ \theta_{OUTBD} &= \alpha + M_{air}/k_{OUTBD} \end{aligned} \quad (3)$$

조종면 구동장치 센서와 조종면 내측/외측 각도 센서의 계측값은 5ms 간격으로 측정된다. 따라서 각 측정 순간의 힌지 모멘트(M_{air})와 기계적 오차(α)는 조종면 내측 및 외측 측정 순간에 동일하다고 가정할 수 있다.

본 비행체는 고세장비의 날개를 가지고 있으며, 이로 인해 날개 및 조종면은 고강도, 고탄성의 재질로 만들어졌다. 따라서 조종면 자체의 비틀림은 무시할 수 있다. 따라서 비틀림 강성인 k_{INBD} , k_{OUTBD} 을 측정된 후, 각각의 순간에 측정된 각도를 이용하여 두 방정식을 연립해서 풀면 힌지 모멘트와 기계적 오차를 구할 수 있다.

2.2.2 비틀림 강성 측정

비틀림 강성 측정을 위한 시험은 실제 날개를 사용하여 수행하여, 비행 시험 결과와 연계할 수

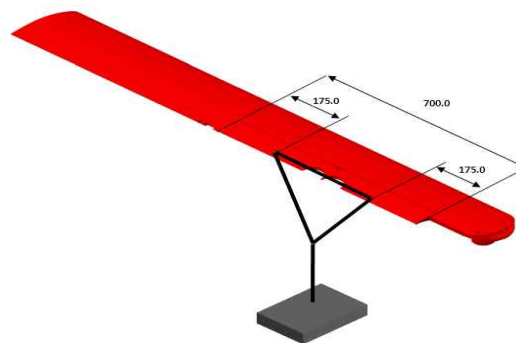


Fig. 4. 분포 하중 부가 방법

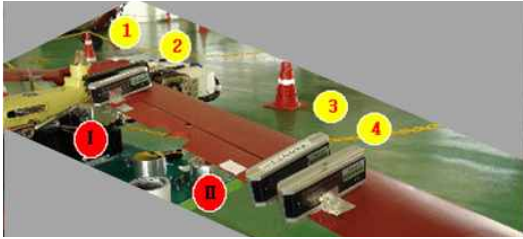


Fig. 5. 센서 위치 및 하중 부가 위치

있도록 한다. 공력 하중에 의한 조종면 힌지모멘트의 특성을 모사하기 위하여 Fig. 4와 같이 분포 하중에 가깝게 하중을 부가하였다. 하중에 의한 변위 측정은 Fig. 5와 같이 디지털 각도계를 사용하였으며, 측정 위치는 주익 내측(①), 조종면 내측(②), 조종면 외측(③), 주익 외측(④)이다.

조종면 구동장치에 0° 명령을 인가한 후 하중을 부가하면서 그 때의 실제 조종면 구동 각도를 측정한다. 이는 정하중에 의한 조종면 구동장치 시스템의 탄성 변형에 의한 결과로 이를 이용하면 조종면 구동장치의 비틀림 강성을 구할 수 있다.

2.2.3 조종면 내측/외측 각도 센서 장착 및 교정 시험

조종면 내측/외측 각도 센서의 위치는 Fig. 6과 같이 지상 하중 시험의 측정 위치와 동일하다. 센서의 종류는 케이블 포텐시오미터이며, Fig. 7과 같이 조종면에 센서를 장착하였다. Fig. 8에서 보는 바와 같이 각도별 측정 전압값을 디지털 각도계와 매칭 시키기 위한 교정 시험을 수행하였다.

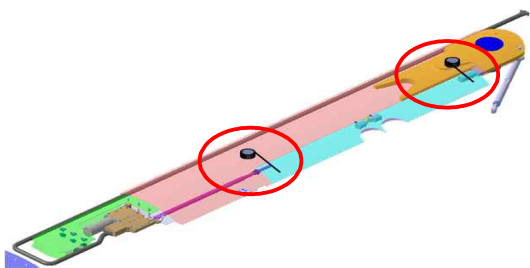


Fig. 6. 케이블 포텐시오미터 장착 위치



Fig. 7. 조종면 작동각 측정 센서 장착 형상



Fig. 8. 조종면 각도 센서 교정 시험 수행

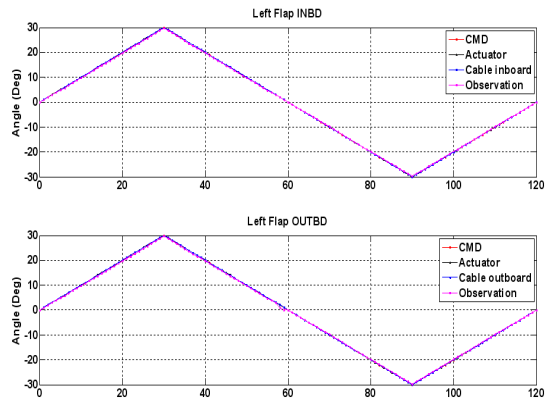


Fig. 9. 센서 교정 시험 수행 결과(좌측)

Figure 9의 그래프에는 조종면 구동장치에 1° 간격으로 명령(CMD)을 인가한 후, 구동장치의 각도 센서(Actuator)의 응답을 도시하였다. 그리고 고차의 환산식을 이용하여 조종면 내측 센서(Cable Inboard) 및 조종면 외측 센서(Cable Outboard)의 측정값과 디지털 각도계를 이용한 관측값(Observation)을 매칭 시킨 후 도시하였다. 하중이 없는 상태이기 때문에 위의 네 그래프는 거의 일치한다.

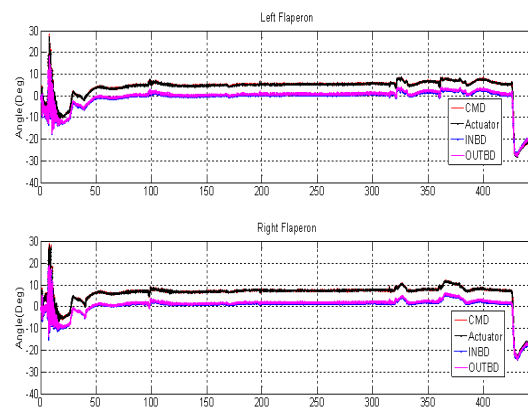


Fig. 10. 비행 시험 결과

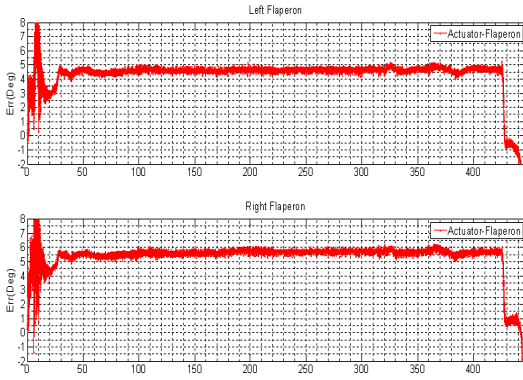


Fig. 11. 조종면 구동장치 각도 센서 측정값과 조종면 각도 센서 측정값 차이

2.2.4 비행 시험 결과 분석

비행 초기 조건은 마하수 0.8, 고도 30,000 ft 이다. 조종면 구동장치에 인가된 명령(CMD) 및 구동기 각도 센서 응답(Actuator), 그리고 조종면 내측 센서 측정값(INBD)와 조종면 외측 센서 측정값(OUTBD)를 Fig. 10 에 도시하였으며 명령값과 응답값의 차이를 Fig. 11에 도시하였다.

활공 중 구동기 각도와 조종면 각도 사이에는 좌측은 약 4.5°, 우측은 약 5.5° 정도의 차이가 발생하였다.

앞 절에서 측정된 조종면 구동장치 시스템의 비틀림 강성과 비행 시험 계측 결과를 이용해서 조종면 힌지 모멘트와 기계적 오차를 구하면 Fig. 12 및 Fig. 13과 같다.

계산 결과, 활공하는 구간에서 좌측은 약 43 lb.in, 우측은 약 41 lb.in 정도의 조종면 힌지모멘트가 작용하였으며, 연결 부위의 기계적 오차는 좌측은 약 1.7°, 우측은 약 2.8° 정도이다.

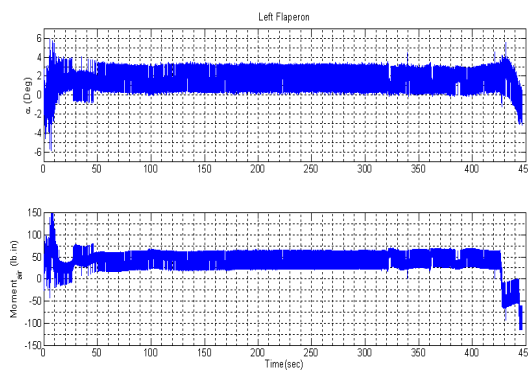


Fig. 12. 공력 하중에 의한 조종면 힌지 모멘트 및 기계적 오차 (좌측)

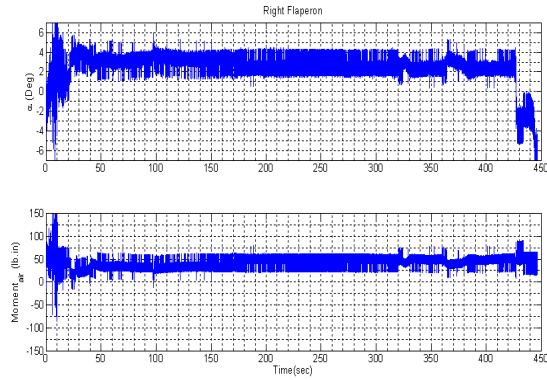


Fig. 13. 공력 하중에 의한 조종면 힌지 모멘트 및 기계적 오차 (우측)

이는 수치 해석 방법을 이용하여 조종면에 작용하는 힌지 모멘트의 예측 값(Fig. 2)과 유사함을 알 수 있었으며, 이를 통해서 본 논문에서 제시한 힌지 모멘트 추정 방법이 유효한 방법임을 입증할 수 있었다.

2.3 기계적 오차를 제거한 조종면 힌지 모멘트 측정 방법

2.3.1 이론

앞의 시험 결과에서 백래시와 체결 부위 미끄러짐 등의 기계적 오차를 확인하였고, 이는 비행체의 성능에 영향을 주기 때문에 하드웨어 수정을 통하여 기계적 오차 요인을 제거하였다. 따라서 수정 후 힌지 모멘트의 측정을 위한 수식은 다음과 같이 수정할 수 있다.

앞 절의 식(3)에서 $\alpha=0$ 이 되며, 따라서 다음 식(4)와 같이 식이 간단하게 정리 된다.

$$\theta_{INBD} = \beta_{INBD} = M_{air}/k_{INBD} \quad (4)$$

이 경우 조종면 내측 각도 센서 하나로 조종면 힌지 모멘트 측정이 가능하게 된다.

하드웨어가 수정되었기 때문에 비틀림 강성은 앞의 시험 방법과 동일한 방법으로 재측정 하며, 센서 교정 시험 역시 동일한 방법으로 수행한다.

2.3.2 비행 시험 결과 분석

하드웨어 수정 후 비행 시험 결과를 Fig. 14에 도시하였다. 비행 초기 조건은 앞의 시험과 동일한 비행 조건으로 마하수 0.8, 고도 30,000 ft 이다.

앞의 비행 시험 결과인 Fig. 10과 비교하면,

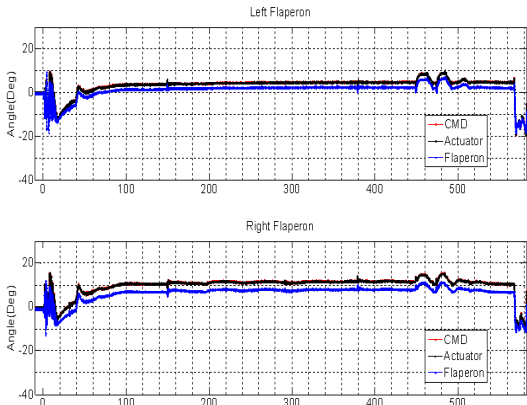


Fig. 14. 하드웨어 수정 후 비행 시험 결과

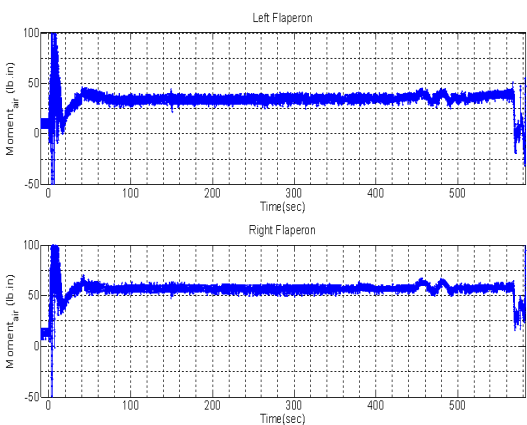


Fig. 15. 조종면에 작용하는 힌지 모멘트

실제 조종면 각도와 조종면 구동장치 센서 각도와 차이가 좌측은 약 2.2°, 우측은 약 3.5° 정도 차이가 나며, 이를 힌지 모멘트로 환산할 경우 Fig. 15에서 보는 바와 같이 좌측은 약 35 lb.in, 우측은 55 lb.in 이다. 좌측과 우측의 힌지

모멘트 차이는 비행체의 형상 비대칭에 의한 롤 트림이 발생하여, 조종면의 요구 작동 각도가 다르기 때문이다.

위의 결과 역시 앞에서 제시한, 수치 해석 방법을 이용한 조종면 힌지 모멘트 예측값과 유사함을 알 수 있었으며, 조종면 구동 시스템의 기계적 오차를 무시할 수 있을 경우, 힌지 모멘트 추정 방법으로 유효함을 알 수 있었다.

III. 결 론

본 논문은 소형 비행체 주익의 조종면에 작용하는 힌지모멘트 분석을 위한 시험적 방법 및 결과를 수록하였다. 조종면에 공력 하중에 의한 힌지 모멘트가 작용할 경우, 조종면 구동장치에서 측정된 각도와 실제 조종면 각도 사이에 차이가 발생하며, 이 차이를 측정하여 조종면 힌지 모멘트로 환산할 수 있다. 이를 위하여 지상에서 조종면 구동장치 시스템의 비틀림 강성을 측정하기 위한 정하중 시험을 수행하였으며, 조종면 각도 센서 장착 및 교정 시험을 수행하였다.

이를 이용하여 활공 시 조종면에 작용하는 힌지모멘트를 추정할 수 있었으며, 이는 수치 해석을 통해 얻어진 결과와 유사함을 확인할 수 있다.

참고문헌

- 1) 박종민, 정상준, 중거리 GPS 유도키트 플랫폼론 비행 하중 분석 보고서, ADDR-416-111618, 국방과학연구소, 2011. 11.
- 2) 박종민, 김범천, 활강형 비행체의조종면 구동 장치 성능 평가 연구, 항공우주무기체계 발전 세미나, 2010. 08.