

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(6), 464-470(2018)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.6.464>

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

## 지상 및 비행 시험을 통한 플랩의 힌지 모멘트 추정

고명균\*

## Flap Hinge Moment Estimation through Ground and Flight Tests

Myung-Gyun Ko\*

7-3, Agency for Defense Development\*

## ABSTRACT

In this paper, a practical method of estimating the flap hinge moments which change according to the aircraft flap operations was introduced. For the flap design, the hinge moment derived by structural load analysis and wind tunnel tests was able to be compared with the real flight hinge moment, and the static safety of the flap structure could be verified though this comparison. In order to perform the tests, two strain gauges were installed on the flap hinge and an onboard device for aircraft load monitoring was utilized. Through the ground test, the correlation between the strain and the moment of the flap hinge was calibrated with analytic and finite element analysis. During the flight test, strain signals together with the flap deflection angles and airspeed were recorded. Finally, the flight hinge moments could be predicted by the measured strain which was calibrated with the analytic and the finite element analysis.

## 초 록

본 논문에서는 항공기 플랩 운용조건에 따라 변하는 플랩의 힌지 모멘트를 추정하는 실제적인 방법을 소개하였다. 플랩의 설계를 위하여 구조 하중해석과 풍동시험으로 산출한 힌지 모멘트를 실제 비행 힌지 모멘트와 비교할 수 있었으며, 플랩 구조의 정적 안전성을 확인할 수 있었다. 이를 위해서 두 개의 변형률게이지를 플랩 힌지에 장착하였으며, 항공기 하중 모니터링 탑재장비를 사용하였다. 지상 시험을 통해서 힌지의 변형률과 모멘트의 상관관계를 해석해와 유한요소해석으로 교정하였다. 비행 시험에서는 플랩 처짐 각도 및 속도와 함께 변형률 신호를 기록하였다. 최종적으로, 계측한 변형률을 해석해와 유한요소해석으로 교정함으로써 비행 힌지 모멘트를 추정할 수 있었다.

**Key Words** : Flap(플랩), Hinge moment(힌지 모멘트), Ground and flight test(지상 및 비행 시험), Aircraft load monitoring(항공기 하중 모니터링), Static safety(정적 안전성)

† Received : February 2, 2018      Revised : April 16, 2018      Accepted : April 23, 2018

\* Corresponding author, E-mail : kmg@add.re.kr

## I. 서 론

항공기 구조를 개발하기 위해서는 많은 조건들이 요구된다. 구조 건전성 평가 프로그램(Aircraft structural integrity program, ASIP)[1]의 Task III에 의하면 개발하는 항공기 구조는 전기체(Full-scale) 지상 및 비행 시험을 수행하도록 요구하고 있다. 또한 MIL-A-8871A[2]에서는 항공기가 실제로 지상에서 운용되거나 비행 시 구조에 작용하는 하중과 설계하중이 차이가 있으므로 실제 항공기에 작용하는 하중을 지상 및 비행 시험을 통하여 추정하고 설계하중을 검증하도록 요구하고 있다. 이러한 시험은 개발하는 항공기 구조의 구조적 건전성(Structural integrity)을 입증하는데 목적을 두고 있으며, 항공기 하중개관시험(Flight and ground loads survey)이라고 한다[3].

항공기의 많은 구조들 중에서 플랩은 항공기 주익에 장착되는 고양력 장치 중 하나로 항공기가 운용 시에 안전하게 이륙 또는 착륙하기 위한 중요한 구조이다. 이러한 플랩의 구조는 항공기 운용 조건에 따른 플랩의 형상을 고려하여 설계되어야 한다. 또한 설계하중은 풍동시험 또는 하중해석을 통하여 산출된 힌지 모멘트를 적용한다. 이러한 설계하중과 실제 항공기에 작용하는 하중을 비교하여 구조적 건전성을 입증하여야 한다. 하지만 실제 항공기는 비행 기동에 따라 힌지 모멘트가 변하며 추정하기 어렵다. 플랩의 운용 조건은 크게 순항, 이륙, 착륙으로 나뉘며 이러한 형상에 따라 비행 속도, 플랩의 처짐 각도 등이 달라지고 힌지 모멘트가 변한다. 이러한 힌지 모멘트의 추정 방법에 대하여 국내에서 연구된 사례 중에서는 소형 활공 비행체의 조종면에 대하여 측정하는 방법이 있다[4]. 또한 국외의 사례로는 전산유동해석을 사용하여 에일러론의 힌지모멘트 계수를 추정하는 방법[5], 풍동시험을 수행하여 플랩의 힌지모멘트 계수를 추정하는 방법[6] 등이 있다.

본 논문에서는 최근에 개발한 항공기의 플랩 힌지의 모멘트 추정 방법에 대하여 소개하였다. 이를 위해 2.1절에서는 플랩 설계에 고려하여야 할 요구도와 플랩 힌지모멘트 산출방법을 간단히 소개하였다. 2.2절에서는 플랩 힌지 모멘트 추정을 위해 사용한 센서와 항공기 탑재 장비에 대하여 언급하였다. 2.3절에서는 힌지모멘트 추정을 위한 지상 시험에 대하여 소개하였고, 지상 시험 결과를 해석해(analytic)와 유한요소해석(Finite elements method)으로 비교하여 힌지모멘트 추

정을 검증하였다. 2.4절에서는 플랩 힌지모멘트 추정을 위한 비행시험을 소개하고 그 결과를 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 플랩 설계 하중

미국 연방 항공 규정[7] 23.345에 따르면 플랩과 같은 고양력 장치들을 설계하기 위해서는 항공기의 플랩 완전 펼침 속도(Flaps fully extended speed,  $V_F$ )를 정량화하여 항공기가 플랩을 완전히 펼친 상태로 양의 제한 하중계수 범위 내의 대칭 기동(Symmetric maneuver) 및 돌풍(Gust)을 고려한 조건으로 설계하중이 계산되어야 한다. 플랩의 설계하중은 풍동 시험과 하중해석을 이용하여 산출할 수 있다. 본 논문에서는 풍동 시험과 구조 설계 일정의 불일치로 인하여 플랩의 구조 설계하중은 하중해석으로 플랩 구동 장치의 설계하중은 풍동 시험을 통하여 추산하였다. 하중해석은 MSC/NASTRAN 소프트웨어의 Flights loads와 정적 공탄성 해석 모듈(SOL. 144)을 사용하였다[8].

플랩의 구조 설계하중을 생성하기 위하여 항공기 중량에 따른 각각의 돌풍조건 하중계수를 계산하고 그에 따른 돌풍 하중해석을 수행하였다. 또한 미국 연방 항공 규정 23.395에 의하여 돌풍 하중해석으로 계산한 힌지 모멘트의 125%를 최종 구조 설계하중으로 적용하였으며, 설계하중의 150%를 부가하는 설계 극한 하중 시험(Design ultimate limit test)을 수행하여 구조 건전성을 입증하였다.

플랩을 제어하는 플랩 구동장치의 설계하중은 축소 모형 항공기를 사용한 풍동 시험을 통하여 항공기 기동조건에 따른 각각의 플랩 힌지 모멘트를 추산하였다. 플랩 구조와 마찬가지로 미국 연방 항공 규정 23.345에 의거하여 돌풍조건을 고려하고 23.395에 의거하여 산출된 힌지 모멘트의 125%에 해당되는 하중으로 설계되었다. 풍동 시험과 하중해석으로 산출된 각각의 플랩 힌지 모멘트를 비교하면 본 연구에서는 하중해석이 풍동 시험보다 보수적인 결과를 보여주었다.

### 2.2 센서 장착 및 계측장비

하중 추정을 위한 변형률 센서는 비행에 따른 고도의 온도 변화 및 힌지의 변형을 고려하여 일반적인 범용 스트레인 계측 센서 보다 온도 보상(Temperature compensation)이 되고, 상대적으

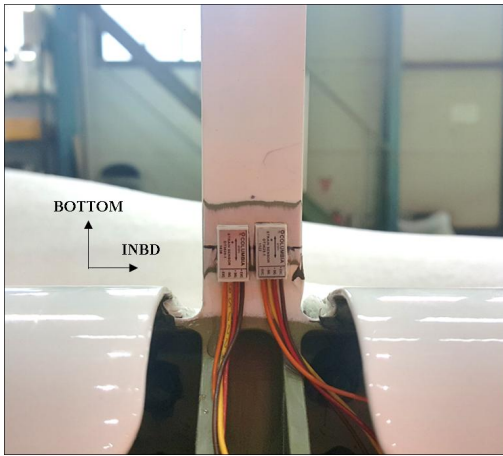


Fig. 1. Installed sensors on the flap hinge

로 민감도(Sensitivity)가 우수한 DT3625[9] 변형률 센서를 사용하였다. 또한 계측되는 데이터의 신뢰성을 높이기 위하여 Fig. 1과 같이 2개의 센서를 장착하였다. 센서의 위치는 플랩 작동으로 인한 힌지의 변형률과 기계적인 간섭(Mechanical Interfaces), 접근성(Accessibility) 등을 고려하여 선정하였다.

계측장비는 비행시험을 위하여 항공기에 탑재가 가능하여야 하며, 2개의 계측 센서가 연결이 가능하도록 2개 이상의 변형률 획득 채널이 요구되었다. 본 연구에서는 항공기용 하중 모니터링 탑재장비[10]의 변형률 센서 모듈을 사용하였다(Fig. 2). 탑재장비는 MIL-STD-1553B 데이터 버스[11]을 통하여 항공기 항전시스템으로부터 주요 비행 파라미터를 획득할 수 있으며, 본 플랩 힌지모멘트 추정에 필요한 항공기 속도정보와 플랩 작동각도 정보도 본 장비를 통하여 획득하였다. 변형률 데이터는 약 200Hz의 속도로 측정하였으며, 비행파라미터는 약 10Hz의 속도로 측정하고 이를 변형률 데이터와 동기화 시켰다.



Fig. 2. On-board device of the aircraft load monitoring system [10]

### 2.3 지상 시험 및 힌지모멘트 계산

비행 시 기동 및 플랩 작동에 의하여 발생하는 힌지 모멘트를 추정하기 위하여, 플랩 처짐 각도, 플랩 힌지 모멘트와 계측 센서의 변형률 관계를 정립하기 위하여 지상 시험을 수행하였다. 지상 시험을 수행하기 위하여 Fig. 3과 같이 플랩이 항공기에 조립되어 있는 상태를 모사하여 시험치구를 설계하였다. 지상 시험에 적용한 하중은 비행 시 플랩을 아랫 방향으로 작동할 경우 윗 방향으로 공력하중이 작용하는 것을 고려하였다. 공력하중 부가를 위하여 날개의 아래쪽에 3개의 액추에이터(Actuator)를 설치하였으며, 휘플 트리(Whiffle tree)로 설계하여 분포하중을 부가하였다.

실제 항공기에서는 플랩 구동장치의 링크가 힌지와 연결되어 링크의 길이를 조절하며 플랩의 처짐 각도를 제어하게 된다. 본 지상 시험에서는 플랩의 링크 중앙에 로드셀을 설치하였다. 따라서 지상 시험에서는 Fig. 4(a)와 같이 플랩 표면에 공기력 하중을 액추에이터로 부가하고, 플랩의 링크에 연결된 로드셀에서 반력을 측정하였다. 이러한 반력을 이용하면 플랩 처짐 각과 기하학적 조건을 계산하여 플랩의 힌지모멘트를 해석해로 계산할 수 있으며, Fig. 4(b)의 힌지-보에 작용하는 외력과 센서 위치에서 변형률( $\epsilon$ )을 다음 식 (1)을 사용하여 계산할 수 있다. 이러한 해석해의 식 (1)은 힌지-보의 자유물체도로부터 유도한 식이다.

$$\epsilon = \frac{R_f}{E} \left( -\frac{1}{A} \cos(\theta) - \frac{h(d+c)}{I} \sin(\theta) \right) \quad (1)$$

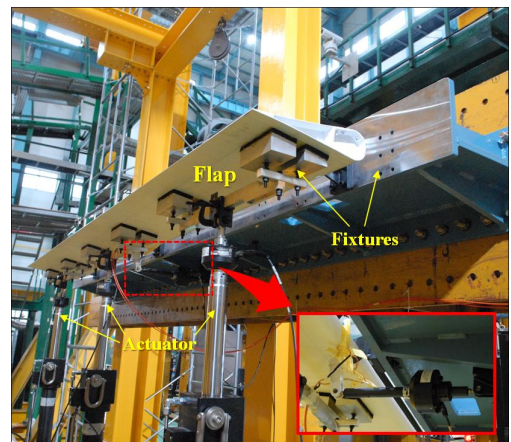
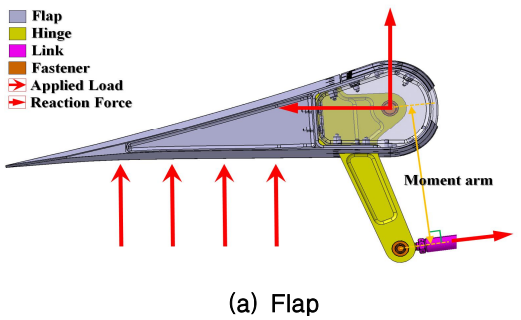
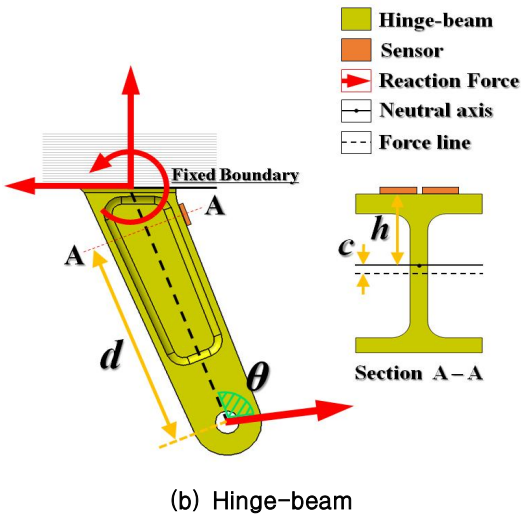


Fig. 3. Ground test setup for estimating flap hinge moment



(a) Flap



(b) Hinge-beam

Fig. 4. Free body diagram at the ground test

여기서  $E$ 는 힌지-보의 탄성계수,  $A$ 는 센서 위치에서 힌지-보의 단면적,  $\theta$ 는 힌지-보와 플랩 구동장치 링크의 체결 각도( $^\circ$ ),  $h$ 는 힌지-보의 중립축에서 센서까지 높이,  $d$ 는 힌지와 링크의 체결 홀에서 센서까지 거리,  $c$ 는 힌지-보의 중립축에서 하중 작용선과의 거리,  $I$ 는 힌지-보의 단면적 관성모멘트를 나타낸다.

유한요소해석 모델은 플랩 힌지가 복잡한 3차원 형상이므로 해석해에서 고려한 힌지-보로 구성하였다. 모델은 157714개의 4절점 Tetrahedron 요소와 36227개의 절점으로 구성하였고 MSC/NASTRAN 2017[12]을 사용하여 해를 계산하였다. 유한요소 모델의 하중과 구속조건은 Fig. 4(b)의 힌지-보와 동일하게 부가하였다.

지상 시험은 총 4회 수행되었으며, 시험 결과는 Fig. 6의 그래프와 같다. 측정된 변형률과 하중의 관계가 선형적으로 나타내고 있음을 확인하였다. 플랩 구조의 자중에 의하여 발생하는 힌지의 변형률을 고려하기 위하여 어떠한 하중도 가



Fig. 5. Finite element model for the hinge beam

해지지 않는 상태의 변형률을 측정하고 결과에 영점 보정 값으로 반영하였다. 지상 시험 결과는 플랩이 중립 상태일 때의 정적인 결과이다. 플랩의 운용 특성상 비행 기동에 따라 플랩의 각도가 변하기 때문에 어떠한 각도로 플랩이 처진 상태의 힌지 모멘트를 추정하는 것은 불가능하다. 비행 시 변하는 플랩의 형상에 따라 힌지 모멘트를 추정하기 위해서는 지상 시험 결과를 기준으로 해석해 또는 유한요소해석의 분석 및 검증이 필요하다. 따라서 본 논문에서는 플랩이 중립 상태일 때, 최대 변형률 조건에 대한 지상 시험 결과를 기준으로 해석해와 유한요소해석을 이용하여 플랩의 힌지모멘트를 추정하는 것을 검증하였다.

Table 1은 해석해, 유한요소해석을 이용하여 힌지모멘트를 추정한 결과와 지상 시험 결과를 비교한 것이다. 각각의 반력과 힌지 모멘트, 최대 변형률로 나타내었다. 힌지 모멘트는 구동장치의

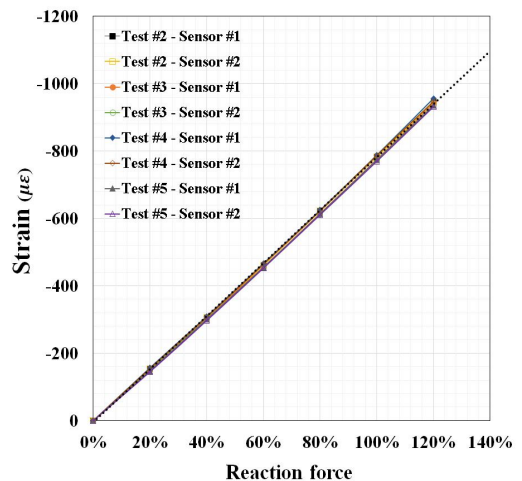


Fig. 6. Load-strain curves of the ground test

Table 1. Hinge moment comparison results for the ground test

	Reaction Force (%)	Normalized Hinge Moment	Max Strain ( $\mu\epsilon$ )	Remarks
Test	120	1.263	-942.5	
Analytic	120	1.263	-966.7	2.6%
FEM	120	1.261	-944.6	0.2%

설계 기준인 최대 정격 힌지 모멘트(maximum continuous hinge moment)로 평균화하여 나타내었다. 해석해의 결과는 시험 결과 대비 약 2.6%의 차이를 보였으며, 유한요소해석 결과는 시험 결과 대비 약 0.2%의 차이로 두 가지 방법 모두 신뢰성 있는 결과를 나타내는 것을 확인하였다. 특히, 유한요소해석에서는 변형률 센서의 유효감지면적(Effective sensing area)을 고려하여 좀더 정확한 결과를 얻은 것으로 판단된다.

## 2.4 비행 시험 및 힌지모멘트 추정

항공기가 비행 시 플랩의 형상에 따른 힌지 모멘트를 추정하기 위하여 항공기 플랩에 지상 시험과 동일한 조건으로 계측 센서를 장착하였다. 센서의 데이터 계측은 지상 시험에서 사용한 항공기용 하중 모니터링 탑재장비를 항공기에 장착하여 수행하였다.

비행 시험은 총 3차례 수행하였다. 일정한 고도에서 플랩을 임의의 형상(순항, 이륙, 착륙)으로 유지하였으며, 항공기의 비행 속도를 변화시키며 힌지의 변형률을 측정하였다. 플랩 구조의 자중에 의한 힌지 변형률을 고려하기 위하여 비행 시험 전 지상에서 항공기를 주기 상태로 변형률을 측정하였다. 측정한 변형률은 결과 분석 시에 영점 보정 값으로 사용하였다. 플랩의 형상은 순항 형상, 이륙 형상, 착륙 형상 3가지로 구분하였으며 항공기의 속도는 각각의 형상에 따라 3구간씩 나누어 총 9가지의 시험 조건을 수행하였다. 이러한 각각의 시험 조건에 대하여 힌지 모멘트를 추정한 결과는 앞서 지상 시험에서 힌지 모멘트 추정을 검증한 해석해 및 유한요소해석을 이용하여 도출하였다.

Figure 7은 플랩 힌지의 변형률과 항공기 비행 속도를 각각의 플랩 형상에 따라 그래프로 표현한 것이다. 이러한 그래프를 통하여 플랩의 형상 및 항공기 비행 속도가 힌지의 변형률에 미치는 영향을 알 수 있다. 비행 속도는 항공기의 설계 순항 속도(Design cruising airspeed,  $V_c$ )를 기준

으로 평균화하여 나타내었다. 항공기의 플랩이 순항 형상으로 비행할 때에는 Fig. 7(a)와 같이 비행 속도가 변하더라도 힌지의 변형률이 거의 일정한 값으로 나타내며 비행 속도의 영향성이 미미한 것을 확인되었다. 그러나 플랩이 이륙 형상과 착륙 형상으로 비행할 때에는 Fig. 7(b), (c)와 같이 항공기 비행 속도가 증가됨에 따라 힌지의 변형률도 비례적으로 증가하는 것을 알 수 있다. 또한 이륙 형상보다 착륙 형상에서 비행 속도에 따른 힌지 변형률의 변형량이 더 크게 나타난다. 즉, 플랩의 처진 각도가 크면 클수록 항공기 비행 속도가 플랩 힌지의 변형률에 더 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

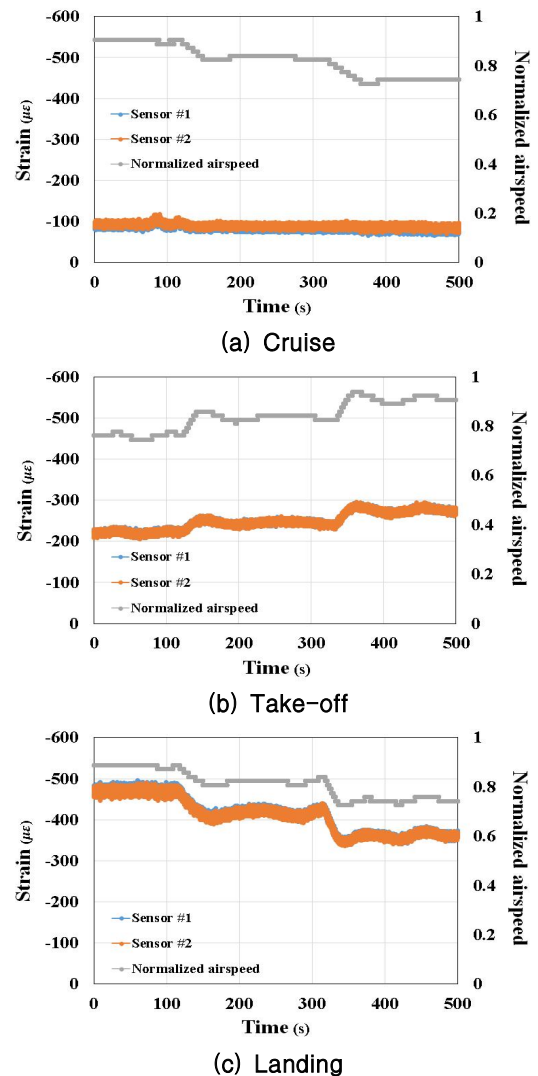


Fig. 7. Measured data of strain sensors and airspeed

**Table 2. Estimated results of analytic, FEM on the flight test**

	Reaction Force (N)	Normalized Hinge Moment	Test Max Strain ( $\mu\epsilon$ )
Analytic	1574.7	0.8547	-472.2
FEM	1537.6	0.8346	

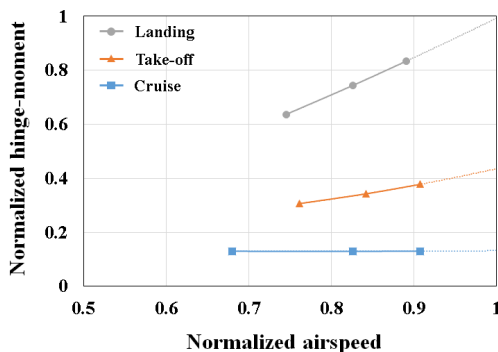
각각의 시험 조건에서 계측한 데이터를 분석하기 위하여 항공기의 비행 속도가 일정하게 유지되는 구간의 데이터를 찾아 추출하였으며 플랩의 형상, 비행 속도, 힌지의 변형률로 구분하여 각각 평균하였다. 비행 시험을 통하여 획득한 플랩 힌지의 최대 변형률은 착륙 형상일 때로 약  $-472 \mu\epsilon$ 이다. 앞서 지상 시험에서 검증한 해석해와 유한요소해석에 획득한 최대 변형률을 적용하여 비행 시험으로 발생한 최대 힌지 모멘트를 추정하였다. 해석해는 최대 변형률을 식 (1)에 적용하여 구동장치 링크의 반력을 계산하였으며, 플랩이 착륙 형상일 때의 힌지의 모멘트 거리를 고려하여 힌지 모멘트를 계산하였다. 유한요소해석은 플랩이 착륙 형상일 때 구동장치 링크와 힌지의 연결된 각도를 고려하여 최대 변형률 조건으로 반력과 힌지 모멘트를 계산하였다. Table 2는 이러한 해석해와 유한요소해석의 결과로 항공기가 착륙 형상으로 비행 시 링크의 반력과 플랩의 힌지 모멘트를 추정된 값이다. 이러한 결과로 항공기의 플랩이 착륙 형상으로 비행할 때 실제 플랩에 작용하는 힌지 모멘트는 해석해 결과의 약 2.6%, 유한요소해석 결과의 약 0.2% 오차의 값으로 추정된다. 하지만 비행 시험 시 항공기의 비행속도 계측 시스템의 오차, 구동장치의 구동

오차, 환경적 요인 등 힌지 모멘트에 영향을 미칠 수 있는 요소들을 고려한다면 이 오차보다 클 수 있으나 실용적인 측면에서 수용 가능한 접근방법이라고 판단된다. 그리고 항공기 플랩에 실제 작용하는 힌지 모멘트가 플랩의 설계 기준의 힌지 모멘트보다 낮음을 확인하였다. 이러한 결과로 설계한 플랩 구조 및 구동장치의 정적 안전성을 확인할 수 있다.

이러한 방법을 통하여 플랩의 형상 및 비행 속도에 따른 힌지 모멘트 변화를 Fig. 8과 같이 그래프로 나타내었다. 여기서 알 수 있듯이 플랩의 처짐 각이 크면 클수록 비행 속도에 따른 힌지 모멘트의 변형량이 크게 나타난다.

### III. 결 론

본 논문에서는 항공기 플랩의 힌지 모멘트를 추정하는 기법에 대하여 기술하였다. 이러한 기법은 지상 시험을 통하여 플랩의 힌지 모멘트를 해석해와 유한요소해석으로 추정하는 것을 검증하였으며, 이러한 결과를 이용하여 비행 시험에서 계측한 힌지 변형률로 플랩에 작용하는 힌지 모멘트를 추정할 수 있다. 또한 설계한 플랩 구조 및 구동장치의 정적 안전성을 확인할 수 있다. 이러한 기법을 수행하기 위하여 플랩 힌지에 2개의 계측 센서를 부착하였으며 항공기용 하중 모니터링 탑재장비의 변형률 센서 모듈을 사용하여 지상 시험과 비행 시험을 수행하였다. 지상 시험은 플랩 설계하중의 120%까지 하중을 부가하여 수행하였으며 플랩의 처짐 각도, 힌지 모멘트와 힌지의 변형률 관계를 정립하였다. 또한 지상 시험의 최대 변형률 조건 기준으로 해석해와 유한요소해석을 이용하여 힌지 모멘트를 추정하는 것을 약 2.6%, 0.2%의 오차 이내로 검증하였다. 비행 시험은 일정한 고도에서 플랩의 3가지 형상(순항, 이륙, 착륙) 및 3구간의 비행 속도를 변화시키며 총 3번의 비행을 통하여 힌지의 변형률을 측정하였다. 이러한 비행 시험으로부터 측정된 힌지의 변형률을 지상 시험에서 검증한 해석해와 유한요소해석에 적용하여 플랩에 작용하는 실제 힌지 모멘트를 추정하였다.



**Fig. 8. Airspeed-hinge moment curve of the flight test**

### References

1) MIL-STD-1530D(USAF) - Aircraft Structural Integrity Program (ASIP), Department of Defense, 2016.

- 2) MIL-A-8871A(USAF) - Airplane Strength and Rigidity Flight and Ground Operation Tests, Department of Defense, 1971.
- 3) Joo Y. S., Lee J. S., Park C. Y., Kim M. S., and Yoo H. J., "The Study on Aircraft Load Survey Test Technique," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Apr. 1994, pp. 224~228.
- 4) Park J. M., and Chung S. J., "The Study on Experimental Measurement Method of Hinge Moment Acting on Control Surface of Air Vehicle," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, Feb. 2012, pp. 165~170.
- 5) Makarov K. A., and Pavlenko A. A., "Numerical Investigation of an Aileron Hinge Moments and Effectiveness on a High Lift Wing Airfoil," *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Sep. 2014.
- 6) Cavalieri A. V. G., Girardi R. D., and Araujo. T. B., "Experimental Determination of the Aerodynamic Characteristics and Flap Hinge Moment of the Wing Airfoil used at ITA's Unmanned Aerial Vehicle," *19th International Congress of Mechanical Engineering*, Nov. 2007.
- 7) Federal Aviation Administration, Federal Aviation Regulations - Part 23 Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes.
- 8) MSC.NASTRAN Version 68 Aeroelastic Analysis User's Guide, MSC NASTRAN Software corporation, Sep. 2009.
- 9) DT3625-1 Columbia Research Laboratories, Inc., Strain Sensors-Model DT3625 Series.
- 10) Park C. Y., Ha J. S., and Kim S. Y., "Aircraft Load Monitoring System Development & Application to Ground Tests Using Optical Fiber Sensors," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 8, Aug. 2017, pp. 639~646.
- 11) MIL-STD-1553B - Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus, Department of Defense, 1978.
- 12) MSC.NASTRAN 2017 Linear Static Analysis User's Guide, MSC Software corporation, Nov. 2016.