

비행하중조건에서 연료 파일런의 구조 건전성 검증을 위한 구조 정적시험

김현기^{1,†} · 김성찬¹ · 최현경² · 홍승호² · 김상혁²

¹한국항공우주연구원

²한화에어로스페이스

Structural Static Test for Validation of Structural Integrity of Fuel Pylon under Flight Load Conditions

Hyun-gi Kim^{1,†}, Sungchan Kim¹, Hyun-kyung Choi², Seung-ho Hong², Sang-Hyuck Kim²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Hanwha Aerospace Corporation

Abstract

An aircraft component can only be mounted on an aircraft if it has been certified to have a structural robustness under flight load conditions. Among the major components of the aircraft, a pylon is a structure that connects external equipment such as an engine, and external attachments with the main wing of an aircraft and transmits the loads acting on it to the main structure of the aircraft. In civil aircraft, when there is an incident of fire in the engine area, the pylon prevents the fire from spreading to the wings. This study presents the results of structural static tests performed to verify the structural robustness of a fuel pylon used to mount external fuel tank in an aircraft. In the main text, we present the test set-up diagram consisting of test fixture, hydraulic pressure unit, load control system, and data acquisition equipment used in the structure static test of the fuel pylon. In addition, we introduce the software that controls the load actuator, and provide a test profile for each test load condition. As a result of the structural static test, it was found that the load actuator was properly controlled within the allowable error range in each test, and the reliability of the numerical analysis was verified by comparing the numerical analysis results and the strain obtained from the structural test at the main positions of the test specimen. In conclusion, it was proved that the fuel pylon covered in this study has sufficient structural strength for the required load conditions through structural static tests.

초 록

항공기에 장착되는 구성품은 항공기 운용 조건에서 구조 건전성이 입증되어야만 항공기에 장착될 수 있다. 항공기 주요 구성품 중에서 파일런은 엔진이나 외부무장 같은 외부장착물을 항공기의 주날개와 연결하고 파일런 자체에 작용하는 하중을 항공기의 주구조물로 전달하는 역할을 하며, 민간 항공기에서는 엔진 영역에서 화재가 발생할 경우 주날개로 화재가 번지는 것을 방지하는 역할도 한다. 본 연구에서는 항공기에 외부 연료탱크를 장착하기 위해 사용하는 연료 파일런의 구조 건전성을 검증하기 위해 수행한 구조 정적시험의 결과를 제시하였다. 본문에서는 파일런의 구조 정적시험에 사용되는 시험장비, 유압장치, 하중제어시스템 그리고 데이터 획득장비로 구성되는 시험셋업을 제시하였다. 그리고, 하중작동기를 제어하는 소프트웨어를 소개하고, 각 시험하중 조건에 대한 시험 프로파일을 제공하였다. 시험 결과, 각 시험에서 허용 오차 범위 내에서 하중작동기가 적절히 제어되는 것으로 나타났으며, 시험체의 주요 위치에서 수치해석과 구조시험으로 부터 획득한 변형률의 비교를 통해 수치해석의 신뢰성을 검증하였다. 결론적으로, 구조 정적시험을 통해 본 연구에서 다루고 있는 연료 파일런이 요구된 하중조건에 대해 충분한 구조 강도를 가지고 있음을 입증하였다.

Key Words : External Fuel Tank(외부연료탱크), Flight Load(비행하중), Fuel Pylon(연료파일런), Structural Static Test(구조정적시험)

1. 서 론

항공기 파일런은 항공기 구조, 공기역학, 유압 및 전기시스템의 요구조건에서 중요한 역할을 한다. 특히,

군용기에서는 외부 연료탱크나 외부무장과 같은 외부장착물을 파일런에 탑재하고, 비상시에는 파일런에 장착된 외부장착물을 분리하기도 한다. 하지만, 비행 중에 파일런에 구조적 문제가 발생하면 항공기 안전에 치명적인 영향을 미칠 수 있다[1-3]. 이런 이유로 파일런을 항공기에 탑재하기 위해서는 다양한 비행하중에 대한 구조 건전성이 입증되어야 한다[4-8].

본 논문에서는 파일런의 비행하중 조건 중에서 외부연료탱크 장착 파일런(이하 연료파일런)에 대한 구조 건전성을 검증하였다. 본문에서는 연료파일런의 구조 정적시험에 사용된 유압장비, 하중 제어장비 및 데이터 획득장비, 그리고 전체적인 시험구성도를 제시하였다. 그리고, 연료파일런의 무게중심에서 6분력으로 주어지는 비행하중 조건에 대해 시험하중 부가점 사이의 힘과 모멘트 관계를 적용하여 시험하중으로 변환하였다[9]. 시험결과, 시험하중 증가에 따라 각 시험채널에서의 하중 입력신호와 출력신호 사이의 오차를 검토하였다. 그리고, 연료파일런 주요부위에서 수치해석과 구조시험에서 획득한 변형률의 비교를 통해 수치해석의 신뢰성을 검증하였고, 비행하중 조건에 대한 해당 시험체의 구조 건전성을 확인하였다.

2. 본 론

2.1 구조시험 장비 및 셋업

구조시험을 수행하기 위해서는 하중제어장비(load control system, LCS), 데이터 획득장비(data acquisition system, DAS), 서보밸브(servo valve), 하중작동기(load actuator), 로드셀(load cell), 유압공급장치(hydraulic supply manifold, HSM) 그리고 하중제어용 프로그램 등이 필요하다. Fig. 1은 본 시험에서 사용한 하중제어장비와 데이터 획득장비, Fig. 2는 유압공급장치와 서보밸브, Fig. 3은 하중작동기를 보여주고 있다. 그리고, Fig. 4는 시험체에 변형률 게이지를 설치한 좌/우측 형상으로써, 내/외부에 1축 48개, 2축 5개, 3축 8개의 변형률게이지를 설치하였고, 각 변형률게이지의 케이블들은 Fig. 1(b)의 데이터 획득장비와 연결되어 시험체의 변형률을 측정하게

된다. 참고로, Fig. 4에서 C/A는 Critical Area를 의미한다.

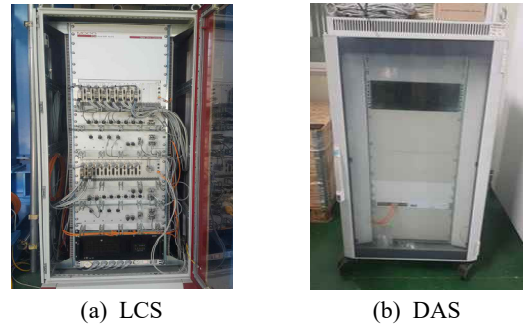


Fig. 1 Load Control System and Data Acquisition System

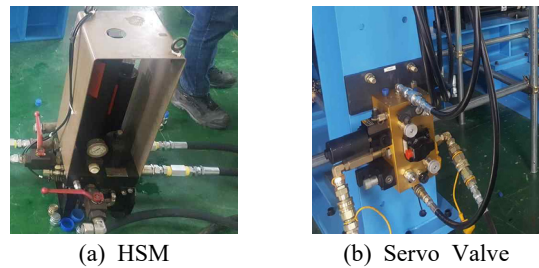
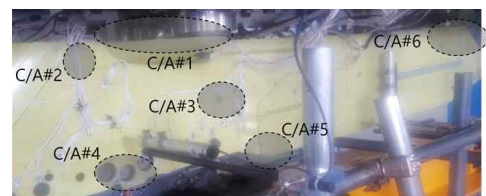


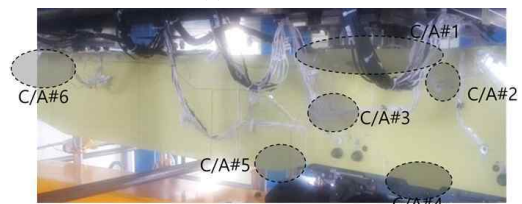
Fig. 2 Hydraulic Supply Manifold(HSM) and Servo Valve



Fig. 3 Load Actuators



(a) Left Side



(b) Right Side

Fig. 4 Strain Gages on Test Specimen

2.2 파일런 하중부가 치구

파일런 구조시험시 파일런에 실제 장착물을 체결하면 시험하중 부과에 상당한 애로가 따르게 된다. 따라서, 외부장착물을 모사하는 하중부가치구를 사용하여 파일런에 하중을 부과하는 방식으로 구조시험을 수행하였다. 하중부가치구에는 하중작동기 체결을 위한 6개의 하중부가점(X1, Y1, Y2, Z1, Z2, Z3)이 있는데, X1은 Fx 방향 하중인가, Y1과 Y2는 Fy 방향 하중과 요잉(yawing) 모멘트 인가, Z1~Z3은 Fz 방향 하중과 롤링(rolling)과 피칭(pitching) 모멘트 인가에 사용된다.

연료파일런에 대한 요구하중조건은 Fig. 5의 기준점(Reference Point, 이하 RP)에서 6분력(Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz)으로 주어지고, 하중부가치구에 있는 6개의 하중부가점(X1, Y1, Y2, Z1, Z2, Z3)에서 요구하중을 모사하는 시험하중을 인가하게 된다. 참고로, 보안상의 문제로 Fig. 5와 같이 하중부가치구 형상을 간략화 하였고, 하중부가치구의 물리적 치수도 구체화하지 않았다.

Fig. 6은 하중부가치구와 하중작동기를 체결한 구조정적시험 셋업 형상을 보여주고 있다. 하중부가점 Z1~Z3에 체결되는 하중작동기는 TCh-01, TCh-02, TCh-03으로 설정하였고, 하중부가점 Y1과 Y2에 체결되는 하중작동기는 TCh-04, TCh-05, 하중부가점 X1에 체결되는 하중작동기는 TCh-06으로 설정하였다. 여기서, TCh 는 시험채널(Test Channel)을 의미한다.

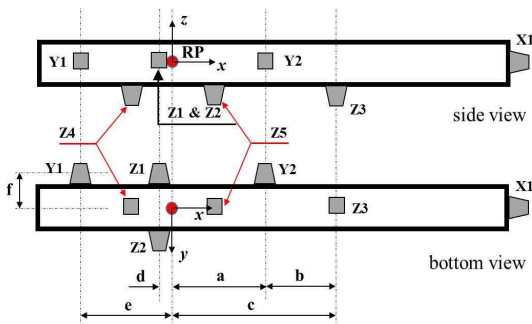
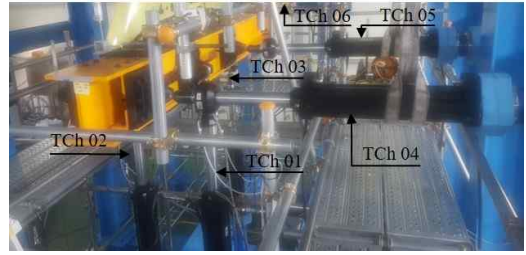
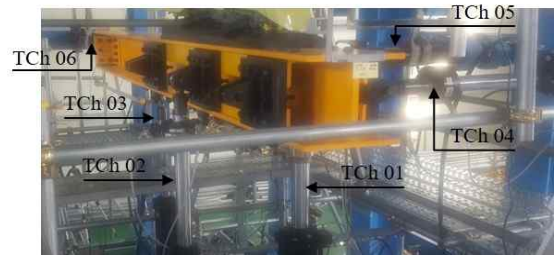


Fig. 5 Concept of Loading Fixture for Pylon



(a) Left Side



(b) Right Side

Fig. 6 Loading Fixture Connected to Actuators

2.3 구조 정적시험 구성도

Fig. 7은 연료 파일런의 구조 정적시험을 위한 셋업 구성도이다. 시험셋업은 크게 시험체, 시험치구, 하중제어장비, 데이터 획득장비 그리고 유압장비로 구성된다.

시험체는 시험치구의 상부에 장착되고, 시험체와 하중부가치구를 조립한다. 그리고, 하중부가치구에 6개의 하중작동기를 체결하고 유압을 통해 시험체에 하중을 인가하게 된다. 하중작동기에 장착된 로드셀은 시험체에 인가되는 하중 출력신호(feed-back signal)를 제어장비로 전달하게 하고, 시험체의 변형률은 데이터 획득장비를 통해 시연된다.

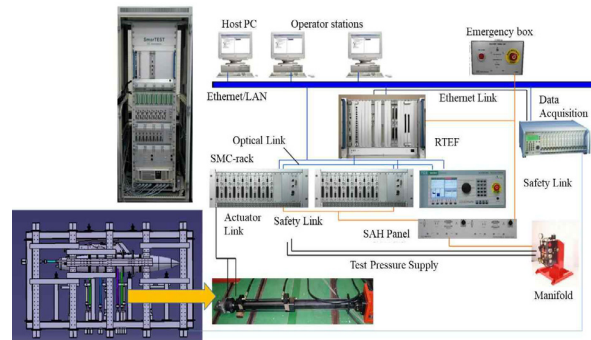


Fig. 7 Overall Test Set-up Diagram of Structural Test

2.4 연료파일런 시험하중

연료파일런에 대한 시험하중은 Fig. 5에 나타난 하중부가점들 사이의 힘과 모멘트 관계를 적용하여 요구비행하중의 모사가 가능하도록 산출된다. 요구하중과 하중부가점 사이의 방향별 힘과 모멘트 관계는 식 (1)과 같다. 식 (1)에 비행하중조건을 대입하여 평형관계를 풀면 식 (2)와 같이 하중부가점에서의 시험하중을 구할 수 있다. 참고로, 식 (1)과 (2)에서 F_{x1} , F_{y1} , F_{y2} , F_{z1} , F_{z2} , F_{z3} 는 하중부가점 X1, Y1, Y2, Z1, Z2, Z3에서 부가되는 시험하중을 의미한다.

본 논문에서는 비행하중조건 중에서 외부연료탱크 장착을 고려한 세 가지 조건에 대해 다루고 있다. 이와 관련한 구체적인 요구 비행하중 조건은 Table 1과 같다. Table 1의 비행하중과 식 (1), (2)를 이용하여 계산된 극한시험하중(150%DLL)은 Table 2와 같다. 표 1과 2에서 LC는 하중조건(Load Condition)을 의미한다.

$$\begin{aligned}
 \text{x-axis} & F_d = F_{x1} \\
 \text{y-axis} & F_s = F_{y1} + F_{y2} \\
 \text{z-axis} & F_v = F_{z1} + F_{z2} + F_{z3} \\
 \text{yawing moment} & M_Y = F_{y2} \cdot a - F_{y1} \cdot e \\
 \text{pitching moment} & M_P = (F_{z1} + F_{z2}) \cdot d - F_{z3} \cdot c \\
 \text{rolling moment} & M_R = (F_{z2} - F_{z1}) \cdot f
 \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned}
 F_{x1} &= F_d \\
 F_{y1} &= \frac{F_s \cdot a - M_Y}{(e + a)} \\
 F_{y2} &= F_s - F_{y1} \\
 F_{z1} &= \frac{1}{2} \left(F_v - \frac{M_R}{f} - \frac{F_v \cdot d - M_P}{(d + c)} \right) \\
 F_{z2} &= \frac{1}{2} \left(F_v + \frac{M_R}{f} - \frac{F_v \cdot d - M_P}{(d + c)} \right) \\
 F_{z3} &= \frac{F_v \cdot d - M_P}{(d + c)}
 \end{aligned} \quad (2)$$

Table 1 Required Flight Load Conditions

LC No.	F_d (kN)	F_s (kN)	F_v (kN)	M_R (kN·mm)	M_P (kN·mm)	M_Y (kN·mm)
01	16.33	-67.91	-74.55	-8,420.3	47,775.0	12,547.8
02	6.72	-73.49	-31.33	-6,740.0	-3,370.9	11,198.2
03	25.68	-74.47	-106.40	-3,851.2	-1,953.4	24,859.7

Table 2 Test Loads for Ultimate Test Load(150%DLL)
(unit : kgf)

LC No.	F_{x1}	F_{y1}	F_{y2}	F_{z1}	F_{z2}	F_{z3}
01	2,497	-6,668	-3,716	-2,768	-7,785	-847
02	1,028	-6,935	-4,301	-399	-4,017	-773
03	3,926	-8,617	-2,769	-6,258	-8,553	-1,458

2.5 시험 결과

2.5.1 하중 프로파일

Table 2에 주어진 시험하중은 치구중량을 보상하는 보상하중(tare load)이 반영되지 않은 시험하중이므로, 본 시험 착수 전 하중부가치구의 중량을 보상해야 할 필요가 있다. 이를 위해 Fig. 5의 하중부가치구에서 하중부가점 Z1, Z2, 그리고 Z3을 이용하여 보상하중을 인가하였다. Table 3은 150%DLL에서 보상하중을 반영한 각 채널에서의 시험하중이고, Fig. 8은 보상하중을 반영한 TC-01의 시험 프로파일이다. Fig. 8의 하중 프로파일에서 본 시험 착수 전 보상하중을 부과하여 시험 준비상태로 진입하는 것을 볼 수 있다. 그리고, 각 시험하중별로 30%DLL을 부가하여 사전 점검시험을 수행한 후 115%DLL과 150%DLL 하중시험을 각 시험 순서에 따라 수행하였다. 하중 프로파일에서 100%DLL 이내의 범위에서는 하중이 10%DLL씩 증가하도록 하였고, 100%DLL을 초과하는 하중부터는 5%DLL씩 증가하도록 설정하였다.

하중채널은 시험간 셋업변경의 편의성을 고려하여 하중부가점 Z1, Z2, Z3, Y1, Y2, X1 순서에 따라 TCh-01, TCh-02, TCh-03, TCh-04, TCh-05, TCh-06으로 설정하였다. 그리고, 하중작동기 극성(polarity)은 로드셀 기준으로 압축방향은 (-), 인장방향은 (+)로 설정하였고, 시험 수행에 있어 안전문제를 고려하여 가능하다면 하중작동기가 당겨지는 인장 방향(+)으로 움직이도록 설치하였다. 표 3에서 TC는 시험조건(Test Condition)을 의미한다.

Table 3 Test Loads of Each Channel with Tare Load
(unit : kgf)

TC No.	TCh-01	TCh-02	TCh-03	TCh-04	TCh-05	TCh-06
01	2,484	7,501	336	6,668	3,716	2,497
02	115	3,733	262	6,935	4,301	1,028
03	5,975	8,269	946	8,617	2,769	3,926

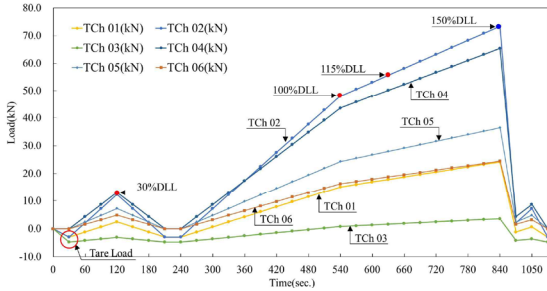


Fig. 8 Test Profile(TC-01) considering Tare Load

2.5.2 시험 결과

Fig. 9~11은 시험착수부터 종료까지 각 채널에서의 시간에 따른 하중 입력신호와 출력신호 사이의 오차를 보여주고 있다. 시험수행 중 안전을 위한 안전조치(safe guard) 설정은 3단계로 적용하였는데, 각 단계별로 하중작동기에 작용하는 최대하중의 5%, 8%, 10%로 설정하였다. 오차가 5%에 도달하면 경고 메시지를 표시하고, 8% 도달시 시험정지(test hold) 그리고 10%에 도달하면 시험이 강제중지(shutdown)되도록 설정하여 과도한 하중이 시험체에 작용하지 않도록 안전조치를 취하였다.

구조시험 수행시 하중수준이 높을수록 하중제어가 용이하다. 반면, 하중 수준이 낮을수록 하중제어가 쉽지 않으며 특히 입력하중이 0 근처가 되면 상당히 까다롭다. Fig. 9~11의 하중 오차결과에서도 상대적으로 하중수준이 높은 TC-03의 하중오차가 TC-01과 TC-02의 하중오차보다 작게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한, 단일시험에서도 상대적으로 하중수준이 낮은 채널의 오차가 높게 나타나는데, TC-01에서는 상대적으로 하중수준이 낮은 TCh-03의 오차가 상대적으로 높게 나타나고 있으며, TC-02에서는 TCh-01과 TCh-03의 오차가 상대적으로 높게 발생하고 있음을 확인할 수 있다. 하지만, 전체적인 데이터 분석결과, 모든 채널의 하중 오차가

1.0% 이하로 파악되어, 하중제어가 적절히 진행되면서 구조시험이 수행된 것으로 판단된다.

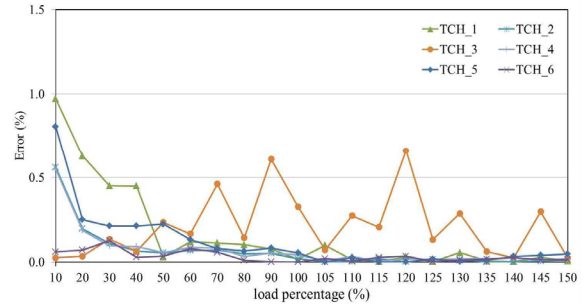


Fig. 9 Error of Command-Feedback at TC-01

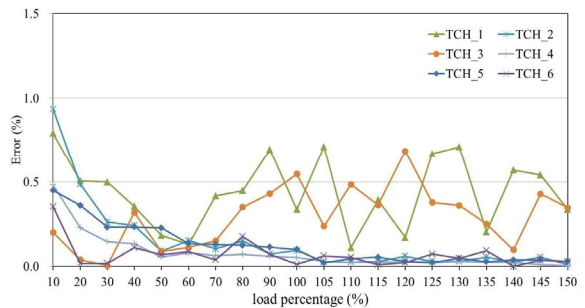


Fig. 10 Error of Command-Feedback at TC-02

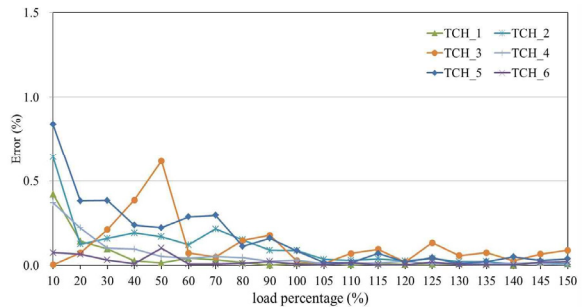


Fig. 11 Error of Command-Feedback at TC-03

Fig. 12~14는 Fig. 4에 나타낸 파일런의 주요위치(C/A #1~6)에서 변형률에 대한 수치해석과 구조시험 결과를 비교한 것이다. 비교 결과, 파일런의 변형률은 150%DLL에서 $\pm 3,500 \mu\text{strain}$ 범위이며, 수치해석 예측값과 구조시험으로부터 획득한 변형률이 거의 동일한 것으로 파악되었다. 또한, 시험 종료 후 파일런의 변형 여부를 조사한 결과, 시험체 구조에 영향을 미치는 유해한 변형은 없는 것으로 파악되어 구조시험 결과에 대해서도 구조 건전성이 입증된 것으로 판단된다.

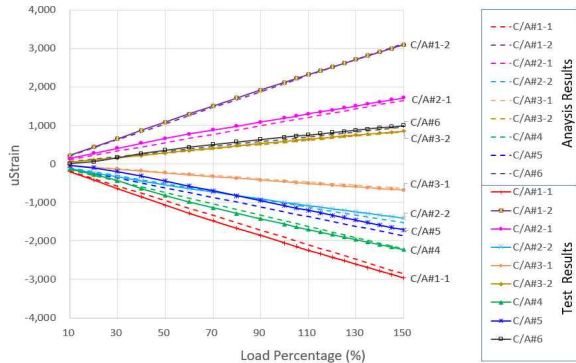


Fig. 12 Strain of Analysis and Test at TC-01

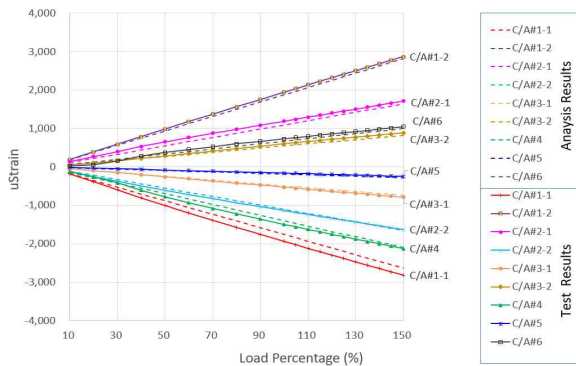


Fig. 13 Strain of Analysis and Test at TC-02

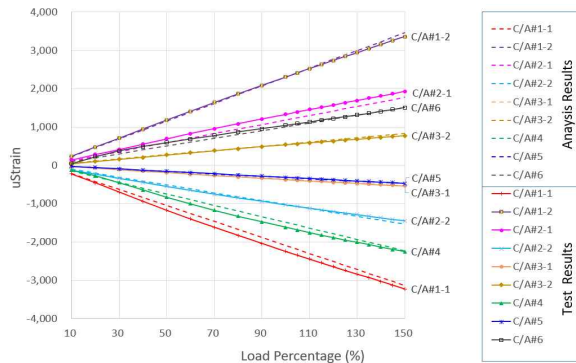


Fig. 14 Strain of Analysis and Test at TC-03

3. 결 론

본 논문에서는 연료파일런의 구조 건전성 검증을 위해 수행된 구조 정적시험의 결과를 제시하였다. 구조 정적시험을 수행하기 위해 사용된 시험장비와 시험구성도를 소개하고, 연료파일런에 요구되는

비행하중조건을 설명하였다. 그리고, 비행하중조건을 반영하여 산출된 시험하중과 해당하중을 적용한 시험 프로파일을 제시하였다. 시험 결과로, 하중 입력신호와 출력신호 사이의 오차를 비교하여 시험결과의 신뢰성을 검증하였다. 또한, 각 시험조건을 주요부위에서 수치해석과 구조시험 결과를 비교하여 수치해석을 통해 파일런의 거동을 잘 예측하였음을 확인하였다. 최종적으로 본 논문에서 다루고 있는 항공기용 연료파일런은 요구된 비행하중 조건에 대해 구조 건전성을 보유하고 있음을 검증하였다.

References

- [1] Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/American_Airlines_Flight_191
- [2] Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/El_Al_Flight_186_2
- [3] THEWIKI, <https://thewiki.kr/w/%EC%A4%91%ED%99%94%ED%95%AD%EA%B3%B5%EC%B9%B4%EA%B3%A0%20358%ED%8E%B8%20%EC%B6%94%EB%9D%BD%20%EC%82%AC%EA%B3%A0>
- [4] C.I. Park, M.G. Lee, G.D. Cho, “Static Test and Analysis for the Pylon Supporting Structures of an Aircraft”, *2001 MSC Korea user’s Conference*, 2001
- [5] Y.H. Lee, J.H. Jang, S.H. Kim, S.H. Kim, D.H. Cho, A Study on Static Test and Analysis for the Pylon of XKT-1 Aircraft, *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2007 Fall Conference* KSAS07-3170, pp.994-998, 2007
- [6] K.D. Lee, Y.S. Lee, D.Y. Lee, I.W. Kim, I.W. Lee, “The Prediction of Aeroelasticity of F-5 Aircraft’s Horizontal Tail with Various Shape of External Stores”, *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.39, no.9, pp.823-831, 2011
- [7] J.H. Lee, G.H. Ryu, S.C. Yang, J.E. Kim, D.Y. Jung, “Simplified finite element model building of an external mounting pod for structural dynamic characteristics analysis of an aircraft,” *The Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol.22, no.6, pp.495-501, 2012

- [8] W. Uhm, J. Yoon, "Static Test and Analysis of Wing Support Structure for External Stores", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol.9, no.1, pp.28-34, 2015
- [9] E.F. Bruhn, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures", Tri-State Offset Company, USA, 1973