

외부장착물지지 주익구조 정적 시험 및 해석

엄원섭[†] · 윤종민

한국항공우주산업

Static Test and Analysis of Wing Support Structure for External Stores

Wonseop Uhm[†], Jongmin Yoon

Korea Aerospace Industries, LTD

Abstract : Armed aircraft of a basic trainer class installs external stores under wing box by using pylon and performs an operation such as weapon delivery and jettison, and should be designed to withstand all kinds of loads applied to external stores. The static strength test of pylons and wing box was performed to assess the static strength of pylon and their support structures for substantiation. Based on the test, the structures were verified to fully satisfy a given design requirement. In this paper, methods of test load generation of wing box and pylon, evaluation of test result data and design result of test set-up were presented. Comparing the FEM analysis with the same test data can lead to good match and reasonable deviation between both. Finally, based on the test and the analysis, the static strength of test article was substantiated and the reliability and effectiveness of analysis math model were obtained.

Key Words : Design Limit Load Test, Design Ultimate Load Test, External Store, Pylon, Static Strength Analysis, Static Strength Test

1. 서 론

기본훈련기급 무장형상 항공기는 주익 하부에 파일런을 장착하고 기총, 폭탄, 연료탱크 등의 외부장착물을 연결하여 항공기 운용 중에 파일런과 외부장착물로부터 발생하는 하중을 주익 박스구조물의 주구조가 지지할 수 있도록 설계된다. 동 항공기 외부장착물은 좌우 날개 각각에 내외측 고정점 2개씩, 모두 4개가 위치하고 날개 중앙에 1개가 위치하여 모두 5개의 장착위치(Hard Point)를 갖는다. 항공기 기체는 운용 전반에 걸쳐 경험하는 모든 하중조건에 대하여 정적강도를

만족해야할 뿐만 아니라 모든 가혹한 상황에 직면하더라도 운용하는데 문제가 없도록 설계되어야 한다. 이 기준은 외부장착물을 지지 하는 파일런과 파일런 지지구조도 똑같이 적용되고 구조해석, 구조시험 및 비행시험 등의 방법으로 구조건전성(Structural Integrity)을 확인하여야 한다. 파일런과 파일런 지지부 주익구조물의 구조건전성 확인을 위한 구체적인 검토 항목을 2장에 제시하였다. 본 논문에서 다루는 부분은 파일런들의 주익지지부 구조물과 중앙파일런 자체의 정적강도 확인 부분이다. 외부장착물의 경우에는 관련 제작업체가 설계요구도를 만족하도록 제작하고 납품하므로 항공기 체계종합업체로서는 추가 입증 작업을 수행하지는 않음을 밝혀둔다. 내외측 파일런의 정적강도는 참고문헌[6]에 의거하여 기준에 입증되어 본 논문의 시험 대상에는 제외하였다. 외부장착물에 작용하는 하

Received: Jan,22 2015 Revised: Feb,6 2015 Accepted: Feb 13,2015

[†] Corresponding Author

Tel: +82-55-851-2668, E-mail: wsuhm@koreaero.com

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

중해석과 정적강도해석을 바탕으로 선정된 주요 하중 조건에 대하여 시험하중 생성 방법과 시험체의 정적강도 시험결과를 제시하였고, 동일한 시험체에 대한 정적강도해석을 수행하여 구조물의 정적강도 요구도를 만족함을 확인하였고, 나아가서 해석 방법의 신뢰성과 유효성을 확보하였다.

2. 구조건전성 입증 요구도

항공기 기체와 함께 외부장착물, 파일런 및 파일런 지지구조는 항공기 운용 과정에서 경험하는 모든 가혹한 조건에서도 구조적으로 문제없이 운용될 수 있도록 구조건전성을 확보해야 한다. 이러한 조건을 만족하기 위해서는 공인된 설계기준(Design Criteria)을 적용해야 하며 ROC(Requirement of Customer), 미군사규격[1-3], 미연방항공규격(FAR, Federal Aviation Regulation)[4] 등에서 제시하는 요구도를 설계에 반영해야 된다. 항공기 구조물은 정적강도, 피로강도 및 동특성 설계요구도를 만족해야 하며, 본 시험의 모체인 항공기는 주익, 동체, 미익의 주요구조 구성품은 과거 개발과정에서 시험과 해석적인 방법으로 설계요구도 만족하는 것으로 이미 입증되었다. 기 입증된 항공기에서 추가되는 외부장착물, 파일런 및 파일런 지지 주익구조는 Table 1 에 제시한 바와 같은 요구도를 만족하도록 설계하여 적합성 입증을 받아야 한다. 규정 FAR23.305 에는 “항공기 구조는 설계제한하중(Design Limit Load)에서 구조물의 유해한 변형이나 영구변형이 없어야하고 설계극한하중(Design Ultimate Load)에서 3초 동안 주 구조의 치명적인 파손이 없어야 한다[4]” 는 정적강도 요구도가 있고, 또한 FAR23.57X에는 항공기 구조물이 수명기간동안 피로 파괴가 발생하지 않아야 하는 피로강도 요구도가 있다. FAR23.629 및 MIL-HDBK-516B 17.1.1(c)항목은 외부장착물을 장착한 항공기는 비행운용 중에 플러터(Flutter) 나 과도한 진동, 소음 유발이 없어야하는 강성 요구도가 있다. 마지막으로 파일런의 전방 페어링(Fairing)의 경우에는 조류충돌에 대해 견딜 수 있어야 하는 설계요구조건도 만족할 수 있어야 한다.

Table 1 Design Requirements of External Stores, Pylon and their Wing Support Structures

| 입증항목 | 파일런 | 파일런 지지부 | 설계요구도(인증 근거) |
|------|-----|---------|--|
| 정적강도 | ○ | ○ | <ul style="list-style-type: none"> FAR 23.305(a),23.305(b), 23.307(a) MIL-HDBK-516B 17.1.1(c), 17.2.3 MIL-A-008867B |
| 피로강도 | | ○ | <ul style="list-style-type: none"> FAR 23.571, 23.572, 23.573 MIL-HDBK-516B 17.1.1(c) |
| 진동 | ○ | ○ | <ul style="list-style-type: none"> MIL-HDBK-516B, 17.1.1(b) |
| 동특성 | ○ | ○ | <ul style="list-style-type: none"> FAR 23.629(a)(b)(c) |
| 조류충돌 | ○ | | <ul style="list-style-type: none"> ROC(Requirement of Customer) |

3. 구조시험체

3.1 구조 설계

훈련형상 항공기의 외형 및 내부구조형상은 Fig 1과 같다. 파일런이 장착되는 주익은 주 스파(Main Spar)와 후방 스파(Rear Spar)가 주 구조를 역할을 담당하고, 리브(Rib)와 외피(Skin), 종재(Stringer)가 함께 구성되어 일체형 박스빔(One piece Box Beam) 형태를 구성하고 있다. 주 스파 전방은 앞전(Leading Edge)을 구성하고, 후방 스파 후방에는 뒷전(Trailing Edge)으로 구성되어 있고 에일러론과 플랩이 여기에 연결되어 있다. 무장형상 항공기는 Fig 2와 같이 외부장착물은 파일런에 러그(Lug) 고리로 연결되고 스웨이 브레이스(Sway Brace)가 장착되어 외부장착물의 흔들림을 방지하도록 되어있다. 내외측 및 중앙 파일런의 주익 체결부는 Fig 3과 같이 주익의 주 스파(Main Spar)와 후방 스파(Rear Spar) 웨브(Web)면에 피팅(Fitting)들이 장착되어 파일런과 볼트로 연결하게 된다. 주익 구조물의 재질은 알루미늄합금인 AL2024 및 AL7075 계열의 재질과 파일런을 지지하는 주익피팅(Fitting)은 AL7050 재질로, 중앙파일런은 AL2124 계열 재질이 각각 사용되었다. 정적인 재료 물성치는 MMPDS[5]에 있는 값을 사용하였다.

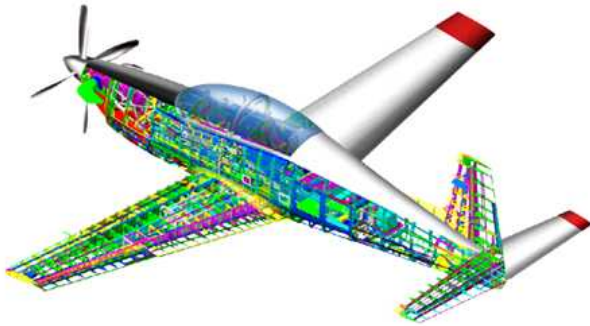


Fig 1 External Configuration and Internal Layout of Aircraft



Fig 2 Configuration of Armed Aircraft

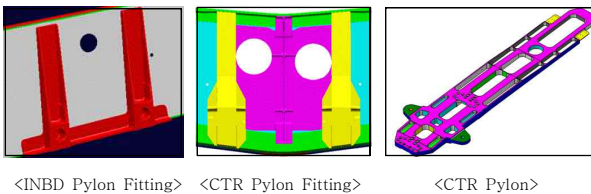


Fig 3 Pylon Wing Support Fittings and CTR Pylon

3.2 구조 시험체 (Test Article)

구조 시험체는 Fig 4와 같이 시험관심영역이 아닌 주익의 뒷전 조립체(Trailing Edge)부분을 제외한 구조적으로 완전한 주익박스 조립체(Wing Box Assembly)와 Fig 5의 중앙 파일런으로 구성되어 있다. 시험체는 실제항공기와 동일한 부품을 사용하고 동일한 공정을 거쳐 제작되었다. 관심 대상이 아닌 내외측 파일런은 더미(Dummy) 치구로 제작되었다.



Fig 4 Test Article with Dummy Structure and Restraint

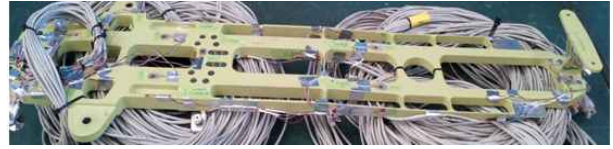


Fig 5 Test Article of Center Pylon

4. 정적구조시험 및 해석

4.1 시험하중

정적강도시험을 수행하기 위해서는 시험하중을 계산해야 한다. 모든 하중조건에 대하여 시험을 수행할 필요는 없으며 효율성과 시험체 안전을 위해 시험조건을 최소화 하여 선정하였다. 주익에 작용하는 전단력 (Vertical Shear), 굽힘모멘트(Moment) 및 비틀림 (Torsion)의 외부하중이 큰 값을 갖는 하중조건과 해석결과 주요구조물의 최소 안전여유(Margin of Safety)를 갖은 하중조건을 시험하중조건으로 선정하였다. 선정된 최종 시험하중 조건은 Table 2에서 보는 바와 같이 내외측 파일런에 중요 하중조건 6개와 중앙 파일런에 중요 하중조건 2개이다. 다음으로, 선정된 시험조건에 대한 시험하중을 계산하였다. 시험하중 생성의 최종단계는 시험체에 작용하는 유압 액츄에이트 하중을 계산하는 것이다. 주익 박스의 시험하중계산을 위해서는 Fig 6과 같은 그림이 필요하며, 식(1)은 주익박스 기준위치의 모멘트(M_1)를 맞추기 위해 액츄에이트 하중($F_1 = F_{301}, F_{303}$)을 계산하는 과정을 나타내었다. 식(2)는 식(1)을 행렬식으로 표현한 것이고 역행렬을 취하여 원하는 시험하중(F_1)을 구한다. 동일한 방법으로 모멘트(M_2)를 계산하기 위한 식(3),(4)도 이용하여 시험하중(F_2)을 계산할 수 있다. 이러한 일련의 과정으로 중요하중조건 LC1105의 주익박스 시험하중 계산결과와 Table 3과 같다. 실제 비행 중에 발생하는 주익박스 하중은 연속적인 분포하중으로 이를 시험하중으로 변환하려면 주익 길이방향(Span-wise)으로 기준위치들에 집중하중으로 변환하고 둘 사이 차이를 최소화하는 작업도 반복하여 수행한다. 끝으로 계산된 시험하중에 대하여 구조시험체의 안정성 여부를 해석으로 검증하여 시험하중으로 최종 결정한다. 이런 과정은 Fig 7 에 도식화하여 설명되어 있다.

한편 외부장착물과 파일런에 작용하는 시험하중은 동일한 설계하중의 6분력을 파일런의 무게중심에 작용하도록 하였다. 여기서 액츄에이트 용량 문제와 하중제어에 어려움이 있는 상대적으로 낮은 시험하중 성분은 시험의 상사성(Similarity)을 잃지 않는 범위에서 제외할 수 있으며 X-방향 하중성분이 이 경우에 해당된다. 주익의 파일런 지지부 시험은 내측 혹은 외측 파일런 지지구조 단독시험과 내외측 동시 시험으로 구분하여 시험을 수행하였고 파일런 하중과 주익 박스하중을 조합하여 시험하중을 부과하였다. 각 하중조건에 대한 파일런의 설계제한 시험하중은 Table 4와 같다. 모든 시험하중조건은 설계제한하중시험(DLLT)과 설계극한하중시험(DULT)을 수행하였다.

Table 2 Test Loads Condition

| Location | DLC | Load Condition Name | Test Level | |
|--------------------------|------------------|---------------------|-------------------|-----------|
| External Store Load(H/P) | Inboard | 6401 | PFNFP-APM_96.c | DLLT&DULT |
| | Outboard | 6105 | BPNPB-LFL_533L-E | DLLT&DULT |
| | | 6114 | BPNPB-LPO_2L-I | DLLT&DULT |
| | Inboard/Outboard | 6207 | HFNFH-LFR_533R-E | DLLT&DULT |
| | | 6211 | HFNFH-LPO_8L-I | DLLT&DULT |
| | | 6604 | RRNRR-LPO_2L-I | DLLT&DULT |
| | | 6313 | NNXNN-VA-SSRR4-FL | DLLT&DULT |
| | Center Pylon | 6317 | NNXNN-VH-SSRR3-AL | DLLT&DULT |

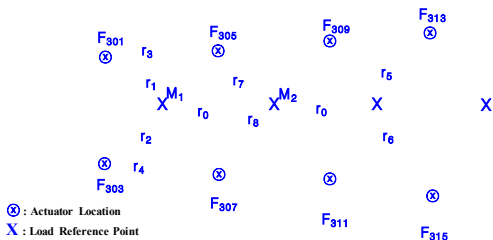


Fig 6 Actuator Load Calculation of Wing Box

$$r \times F_{301} + r_2 \times F_{303} = M_1 \quad (1)$$

$$[R_1] \times F_1 = M_1 \quad (2)$$

$$\therefore F_1 = [R_1]^{-1} \times M_1$$

$$r_1 \times F_{301} + r_2 \times F_{303} + r_7 \times F_{305} + r_8 \times F_{307} = M_2 \quad (3)$$

$$[R_2] \times F_2 = M_2 \quad (4)$$

$$\therefore F_2 = [R_2]^{-1} \times M_2$$

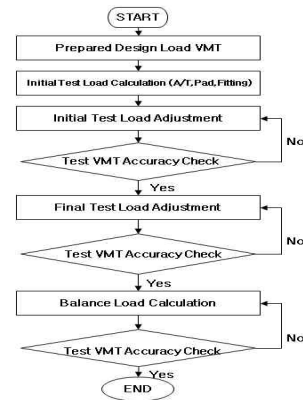


Fig 7 Procedure of Test Load Generation

Table 3 Actuator Loads of Wing Box Test for LC1105

| A/T ID | FS(inch) | BL(inch) | WL(inch) | Load(lbs) |
|--------|----------|----------|----------|-----------|
| 301 | 160.24 | -157.48 | 0.0 | |
| 303 | 160.24 | -157.48 | 0.0 | |
| 305 | 160.24 | -110.24 | 0.0 | |
| 307 | 160.24 | -110.24 | 0.0 | |
| 309 | 160.24 | -75.59 | 0.0 | |
| 311 | 160.24 | -75.59 | 0.0 | |
| 313 | 160.24 | -38.58 | 0.0 | |
| 315 | 160.24 | -38.58 | 0.0 | |

Table 4 Test Loads of Pylon Support Structures

| Location | DLC | Load Condition Name | Fx | Fy | Fz | Mx | My | Mz |
|-------------|------|---------------------|----|----|----|----|----|----|
| INBD Pylon | 6401 | PFNFP-APM_96.c | | | | | | |
| | 6207 | BPNPB-LFL_533L-E | | | | | | |
| | 6211 | HFNFH-LPO_8L-I | | | | | | |
| | 6604 | RRNRR-LPO_2L-I | | | | | | |
| OUTBD Pylon | 6105 | HFNFH-LPO_8L-I | | | | | | |
| | 6114 | RRNRR-LPO_2L-I | | | | | | |
| | 6207 | BPNPB-LFL_533L-E | | | | | | |
| | 6211 | HFNFH-LPO_8L-I | | | | | | |
| CTR Pylon | 6313 | NNXNN-VA-SSRR4-FL | | | | | | |
| | 6317 | NNXNN-VH-SSRR3-AL | | | | | | |

unit : lbs, lbs-in

4.2 시험셋업(Test Set-up)

시험셋업(Test Set-up)은 Fig 8과 같이 시험체를 고정하고 경계조건 역할을 하는 시험체 고정 장치(Constraint System), 시험하중을 생성하는 유압 액츄에이트와 이 시험하중을 시험체에 직접 부과하는 하중 부과장치>Loading Device)등으로 구성되어 있다. 주익 박스에 시험하중을 부과하는 방법은 주익 길이방향(Span-wise)으로 4개소에 좌우 대칭으로 총 8개의 크래들(Cradle)을 장착하여 주익분포하중을 집중하중으로 변환하여 부과하도록 하였고, 파일런 하중은 무게중심 위치에 설계하중과 동일하게 부과되도록 했고, 로드피팅(Load Fitting)으로 전달되도록 하였다. 그리

고 이러한 시험체 고정 장치, 유압 액츄에이트를 고정하는 프레임(Frame)이 뼈대 역할을 하여 안정성을 유지하도록 하였다. 지금까지는 하드웨어적인 시험셋업 장비이고, 소프트웨어적인 시험장비들도 필요한데 대표적으로 측정센서의 데이터를 획득하고 저장하는 시험데이터 획득 장치(DAS, Data Acquisition System)와 시험하중을 부과하고 조정하는 역할을 하는 장치(LCS, Load Control System) 등이 마련되어 MTS의 Aero90 시스템이 사용되었다. 시험데이터는 시험체에 직간접적으로 부착된 각종 측정센서(Sensor)로 부터 얻을 수 있으며 변형율게이지(Strain Gage), 변위게이지(Displacement Transducer) 및 로드셀(Load Cell)로 구성되어 시험 준비를 완료하였다. Fig 9는 내측 파일런 지지부의 변형율게이지 장착상태를 보여주고 있다.



Fig 8 Test Set-up of Test Article



Fig 9 Strain Gages of INBD Pylon Support Structure

4.3 구조해석 결과

선정된 시험하중조건에 대하여 시험하중의 적절성과 구조시험체의 구조안전성 확인 및 설계해석모델의 신뢰성과 유효성을 검증하기 위해 Fig 10과 같이 구조시험체와 동일한 시험해석모델(Test FEM)을 생성하였다. 시험해석모델은 내외측 및 중앙 파일런의 주익 지지부와 중앙 파일런 자체도 실제형상과 동일하게 3차원 솔리드(Solid) 유한요소모델로 구성하였다. 내외측 파일런은 관심대상이 아니므로 하중부과 치구로 더미(Dummy)로 설계되었으며, 정확한 해석을 위해 실제형상과 동일하게 구조강성을 반영한 해석모델을 구성하였다. 시험해석모델은 실제 설계형상보다 성긴 형태(Coarse)의 전기체 유한요소해석모델에서 관심부위인 파일런 지지부 주변만 상세한 유한요소모델로 구현하였고 주로 CQUAD4 요소와 CHEXA 요소를 사용하였다. 일부 주중재는 CBAR 및 CROD 요소를 사용하였고, 시험하중을 주익표면에 부과시켜주는 크래들(Cradle)은 선형 Gap 요소와 MPC를 적용하여 접촉효과를 반영한 하중작용 모델을 생성하였다. 시험해석모델의 경계조건은 주익의 동체 연결부 4지점을 실제와 동일한 자유도로 고정하였다. 유한요소해석에는 MSC/NASTRAN을 사용하였고, 전/후처리는 MSC/PATRAN을 사용하였다.

Fig 10과 같이 파일런 체결부는 하부의 볼트 체결부 주변의 모서리 반경부위에서 응력집중이 발생하는 것을 확인하였으며, 유한요소 해석결과로부터 주요부재 내부하중과 응력을 계산하여 시험체의 정적강도 안전 여유(Margin of Safety)가 0 이상임을 보여 시험의 안전성을 확보하였다. 또한 시험해석결과와 설계해석결과와의 주요부재 응력수준과 주요체결부 하중을 비교하여 그 차이가 크지 않고 응력분포가 유사함을 확인하여 시험의 상사성을 확인하여 시험하중의 크기 및 부과방법 그리고 시험체 경계조건의 적절성을 확보하였다.

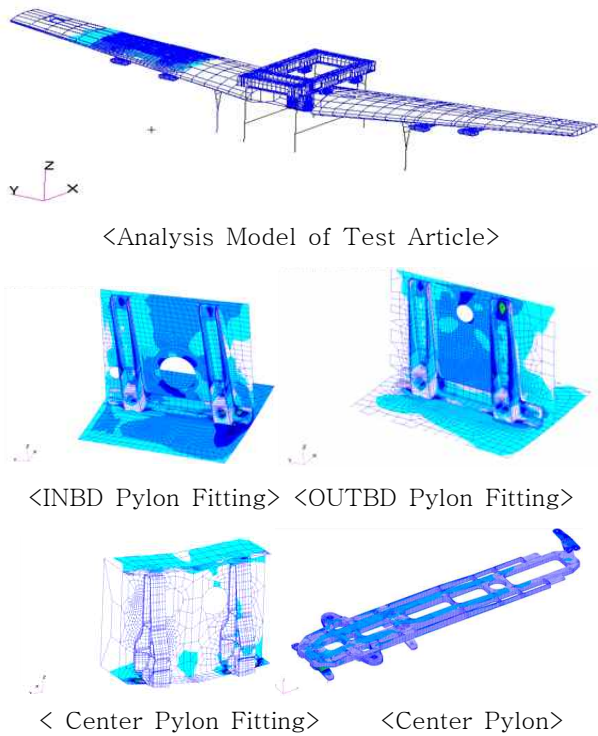


Fig 10 FEM Analysis Result of Test Article

5. 시험결과 검토

시험하중은 각 시험조건별로 계획한 바와 같이 부과되었으며 시험변형률 예측치를 계산하고 실시간 감시 시스템(Real Time Monitoring)으로 문제가 발생한 경우 즉각 시험 중단 후 원인규명을 실시하였다. 내측 파일런 전방의 주익 피팅(Fitting)은 시험과 해석결과의 변형률이 다소 차이가 있음을 보여주고 있는데, 그 원인은 파일런으로부터 주익 피팅의 하중 전달과정에서 면접촉으로 압축하중이 전달되나 해석모델은 면접촉 없이 단순히 볼트로만 하중이 전달되도록 하여 차이가 발생하였다. 이를 해소하기 위해서 면접촉이 되도록 해석모델을 수정하면 잘 일치하는 것을 확인하였으나 매 하중조건마다 면접촉 조건을 수정해야하는 한계가 있고, 면접촉이 미적용된 해석모델도 응력 분포(Stress Gradient)는 일치하고 예측치가 보수적으로 평가되므로 해석모델은 기존의 면접촉이 없는 모델을 유지하기로 하였다. 외측 파일런 전방의 주익 피팅(Fitting)은 중요 하중조건에서 Fig 11과 같이 비교적 시험결과와 해석결과의 변형률이 잘 일치하는 경향을

보여주고 있으므로 해석모델의 유효성은 확보된 것으로 판단된다. 중앙파일런의 주익 지지부 피팅(Fitting) 변형률은 설계극한하중시험까지 선형적인 거동을 보이고 응력수준도 낮아 정적강도는 충분히 확보하는 것으로 판단하였고, 해석결과는 시험결과보다 보수적으로 평가되어 해석모델 유효성도 확보된 것으로 판단하였다. 중앙파일런의 시험결과는 Fig 12와 같이 파일런에 장착된 변형률게이지 값이 40~60% 시험하중에서 비선형거동이 발생되었으나 후크(Hooker)의 유격에 의한 자리잡음 현상으로 이후 안정적인 선형 값을 나타내었다. 정적강도도 충분히 확보하는 것으로 나타났으며 해석결과는 보수적으로 평가하므로 유효성도 확보하는 것으로 판단하였다. 파일런을 지지하는 모든 주익구조의 전방체결부와 후방체결부는 주익 주 스파와 후방스파 웨브(Web)면과 연결되고 전방체결부 하중이 후방체결부보다 큰 하중을 감당하도록 설계되어 있고 시험결과도 설계의도와 일치하는 경향을 보였다. 이러한 결과는 외측파일런의 전/후방 체결부 시험데이터와 해석결과를 비교한 시험평가 결과로 Table 5에도 잘 나와 있다. 표에는 LC6105 하중조건에서 전방 체결부의 주요게이지 응력은 시험이 해석보다 대체로 작게 나왔고, 후방 체결부는 반대로 시험이 해석보다 큰 값을 보여주며 응력수준이 낮은 게이지에서 다소 차이가 발생하였다. LC6105 하중조건이 외측 파일런에 가장 큰 하중을 부과시키며 다른 조건보다 큰 응력을 나타내어 임계조건임을 확인 하였고 타 하중조건보다 시험대비 해석결과가 비교적 잘 일치하는 것으로 나타났다. 전체적인 시험결과는 제한하중에서 영구변형 및 극한하중에서 주 구조의 파손은 없음을 확인하였다.

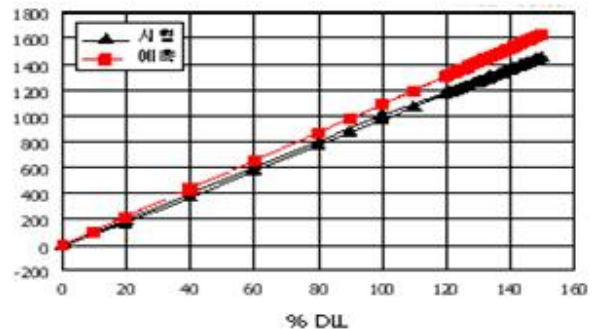


Fig 11 Load vs. Strain Curve of OUTBD Pylon Fitting- FWD

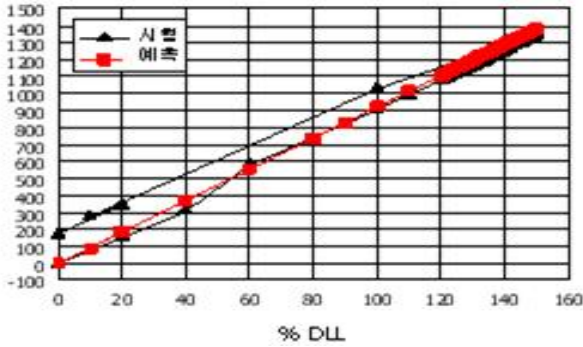


Fig 12 Load vs. Strain Curve of Center Pylon

Table 5 Comparison of Test and Analysis for OUTBD Pylon Fitting

| Fitting | Gage ID | | LC6105 | | LC6207 | |
|----------|----------|----------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| | | | Stress(ksi) | Test/Ana(%) | Stress(ksi) | Test/Ana(%) |
| FWD | Gage 101 | Analysis | 15927 | 98.7 | 6183 | 99.8 |
| | | Test | 15725 | | 6173 | |
| | Gage 102 | Analysis | 13884 | 99.1 | 5545 | 95.3 |
| | | Test | 13762 | | 5286 | |
| | Gage 103 | Analysis | -13075 | 71.5 | -4263 | 76.9 |
| | | Test | -9352 | | -3277 | |
| Gage 104 | Analysis | -9717 | 97.6 | -2774 | 117.5 | |
| | Test | -9483 | | -3260 | | |
| AFT | Gage 105 | Analysis | 6792 | 108.3 | 1131 | 258.2 |
| | | Test | 7356 | | 2921 | |
| | Gage 106 | Analysis | 5385 | 136.8 | 1162 | 255.6 |
| | | Test | 7366 | | 2970 | |
| | Gage 107 | Analysis | -6963 | 100.0 | -3435 | 100.3 |
| | | Test | -6962 | | -3445 | |
| | Gage 108 | Analysis | 4613 | 104.6 | 1865 | 113.8 |
| | | Test | 4826 | | 2123 | |

6. 결론

기본훈련기급 무장형상 항공기의 비행중 외부장착물에 작용하는 하중은 파일런을 통하여 주익박스 구조물로 전달된다. 파일런은 중앙과 내외측을 포함하여 모두 5개가 대칭으로 장착되며 파일런 지지 주익구조 및 중앙 파일런 자체의 강도 확인을 위해 제한하중 및 극한하중 정적강도시험을 수행하였다. 시험결과를 바탕으로 설계제한 하중시험에서 영구변형 및 유해한 변형이 없음을 확인하였고 설계극한 하중시험에서 3초간 주 구조물의 파손이 없음을 확인하였으므로 구조 정적강도 입증을 위한 설계요구도[4]를 만족하는 근거를 마련하였다. 아울러, 시험결과로부터 해석모델의 유효성과 신뢰성을 확인할 수 있었고 시험결과를 해석모델에 반영하여 보정함으로써 향후 설계변경 및 개조의 경우에 비용을 줄이면서 보다 정확한 해석업무를 진행하는데 도움이 될 수 있는 바탕을 마련하였다.

후기

본 시험은 산업통상자원부의 통계기 복합무장통합 기술개발 사업비용으로 수행되었습니다.

참고 문헌

- [1] MIL-A-8591H, “Airborne stores, suspension equipment and aircraft-store interface(carriage phase); General Design Criteria for
- [2] MIL-A-008867B, “Airplane Strength and Rigidity, Ground Tests”
- [3] MIL-HDBK-1763, “AIRCRAFT STORES/SUSPENSION EQUIPMENT STRUCTURAL INTEGRITY GROUND TEST”
- [4] Federal Aviation Regulation(FAR), Vol.III, Part23 Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Aerobatic Category Airplanes
- [5] MMPDS-8, “Metallic Material Properties Development and Standardization(MMPDS)
- [6] 이영오, 장재호, 김성휘, 김형석, 조대현, “XKT-1 항공기 파일런 정적구조시험 및 해석 연구” KSAS07-3170, 한국항공우주학회 추계학술대회 2007

저자 소개



엄원섭

현재 한국항공우주산업(주) 기체해석팀 책임연구원.
관심분야는 구조 및 복합재 해석



윤종민

현재 한국항공우주산업(주) 기체해석팀 선임연구원.
관심분야는 구조 및 복합재 해석