

## 항공기용 외부연료탱크의 구조 건전성 검증을 위한 구조 정적시험

김현기<sup>1,†</sup> · 김성찬<sup>1</sup> · 안수홍<sup>2</sup> · 하병근<sup>2</sup><sup>1</sup>한국항공우주연구원<sup>2</sup>한화에어로스페이스

## Structural Static Test for Verification of Structural Soundness of External Fuel Tank for Aircraft

Hyun-gi Kim<sup>1,†</sup>, Sungchan Kim<sup>1</sup>, Su-hong An<sup>2</sup>, Byoung-geon Ha<sup>2</sup><sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute<sup>2</sup>Hanwha Aerospace Corporation

## Abstract

Aircraft components can only be mounted on an aircraft if they have been proven to have structural soundness under flight load conditions. Among main components of the aircraft, external fuel tank is a component that extends the range of an aircraft. It should be able to be separated from the aircraft in emergency situations. This study presents results of structural static test performed to verify the structural soundness of an external fuel tank for aircraft under all loading conditions. In the main text, a structural test set-up diagram consisting of test fixture, hydraulic supply unit, load control system, data acquisition system, and pressure supply device is presented. Test profile for each test load condition is provided. As a result of the structural static test, it was found that the load applying device was properly controlled within the allowable range of error between load input value and load output values during test with internal pressure of test specimen maintained well without leakage. In addition, it was confirmed that no damage or buckling causing serious structural defects in the specimen under the required load condition occurred. In conclusion, the developed external fuel tank has sufficient static strength under the required load condition.

## 초 록

항공기에 장착되는 구성품은 항공기 운용 조건에서 구조 건전성이 입증되어야 한다. 항공기 주요 구성품 중에서 외부연료탱크는 항공기의 항속거리를 증가시키는 역할을 하는 구성품으로써 비상상황에서는 분리할 수 있는 기능도 요구된다. 본 연구에서는 항공기 비행하중조건에 대해 항공기용 외부 연료탱크의 구조 건전성을 검증하기 위해 수행한 구조 정적시험 결과를 제시하였다. 본문에서는 외부연료탱크 구조 정적시험에 사용되는 시험기구, 유압장치, 하중제어 시스템, 데이터 획득장비 그리고 압력 공급장치로 구성되는 시험구성을 제시하고, 각 시험 하중조건에 대한 시험 프로파일을 제공하였다. 구조 정적시험 결과, 시험이 수행되는 동안 하중 인가값과 출력값 사이의 오차가 허용범위 내에서 하중 인가장치가 적절히 제어되었고 시험체의 내부압력도 누설없이 잘 유지되는 것으로 파악되었다. 또한, 요구 하중조건하에서 시험체에 심각한 구조적 결함을 일으키는 손상이나 좌굴이 발생하지 않는 것으로 확인되었다. 결론적으로, 본 연구에서 다루고 있는 항공기용 외부연료탱크는 요구된 하중조건에 대해 충분한 구조 건전성을 가지고 있음이 입증되었다.

**Key Words** : Data Aquisition System(데이터획득장비), External Fuel Tank(외부연료탱크), Structural Static Test(구조정적시험), Test Load(시험하중)

Received: Oct. 03, 2022 Revised: Mar. 09, 2023 Accepted: Jun. 19, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-42-870-3531, E-mail: shotgun1@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

## 1. 서 론

항공기용 외부연료탱크(External Fuel Tank, 이하

EFT)는 항공기의 항속거리를 확장시키는 역할을 한다. 하지만, 비행중 항공기 외부 장착물인 외부연료탱크에 구조적 문제가 발생하면 항공기의 생존성에 치명적인 영향을 미칠 수 있으므로 비상시에는 파일런에서 분리될 수도 있다. 이런 이유로 외부연료탱크를 항공기에 장착하기 위해서는 다양한 비행하중과 운용조건에 대한 구조시험을 통해 외부연료탱크 자체의 구조 건전성이 입증되어야 한다.

이와 관련한 연구개발과 시험평가로는, 탄소-세라믹 복합소재를 이용한 복합재료 외부연료탱크 개발 및 시험평가[1,2]와 국내개발 고등훈련기용 외부연료탱크 국산화를 위한 150갤런 복합재 외부연료탱크의 설계 및 시험평가[3]가 수행된 바 있다. 또한, F-5 외부연료탱크 수평 핀의 균열 분석과 재설계에 대한 연구가 진행된 바 있으며[4], 외부 장착물 형상에 따른 F-5 수평미익의 공탄성 특성에 대한 예측 연구가 수행되었다[5]. 그리고, 외부연료탱크 수평 핀의 동적거동이 피로수명에 미치는 영향성에 대한 연구가 수행되었으며[6,7], 항공기 안전성 분석을 위한 외부연료탱크의 종방향 안정성 및 투하 궤적해석 연구가 수행된 바 있다[8]. 최근에는, 항공기의 비행프로파일을 고려한 외부연료탱크에 대한 피로수명 분석[9] 그리고, 미국국방환경규격에서 규정하는 랜덤진동조건에 대한 외부연료탱크 구조 건전성에 대한 평가가 수행된 바 있다[10].

본 논문에서는 비행하중 조건에서 외부연료탱크의 구조 건전성을 입증하기 위해 수행된 구조 정적시험 결과를 제시하였다. 외부연료탱크의 무게중심에서 6분력으로 주어지는 비행 하중조건에 대해 기존 연구를 통해 확립되어 있는 하중변환 절차에 따라 외부연료탱크 구간별 시험하중을 생성하였고, 휘플트리를 구축하여 최종적인 시험하중 운용 계획을 수립하였다[11].

시험 결과로, 전체적인 시험 구성도와 하중인가를 위한 시험 프로파일을 제시하였고, 시험하중의 증가에 따른 각 시험채널에서의 하중 인가신호와 출력신호 사이의 오차를 검토하였다. 그리고, 시험 수행 간 내부압력 측정을 통해 시험체의 누설여부를 파악하였다. 또한, 시험체의 주요부위에서 수치해석과 구조시험에서 획득한 변형량 비교를 통해 수치해석의

신뢰성을 검증하였고, 인가 하중으로 인한 좌굴이나 구조적 파손 등 시험체의 구조적 손상 여부를 확인하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 시험하중

본 연구에서는 Table 1에 나타낸 세 가지 비행하중 조건 중에서 첫 번째 비행하중 조건인 TC-01에 대한 시험하중, 시험설치 그리고 구조시험 결과를 제시하였다[12]. 먼저, 구조 정적시험을 수행하기 위해서는 비행하중을 시험하중으로 변환해야 한다. 사전 연구를 통해 외부연료탱크의 시험하중을 산출하고, 휘플트리 구성방법에 대해 고찰한 바 있으며[11], 본 연구의 구조정적시험에 사용된 시험치구의 구조 안전성에 대해서도 사전 연구를 통해 확인된 바 있다[13]. 참고로,  $F_x$ 는  $x$ 방향 하중,  $F_y$ 는  $y$ 방향 하중,  $F_z$ 는  $z$ 방향 하중,  $M_R$ 은 롤링모멘트 (rolling moment),  $M_P$ 는 피칭모멘트 (pitching moment),  $M_Y$ 는 요잉모멘트 (yawing moment)를 의미한다.

비행하중을 시험하중으로 변환한 결과,  $z$ 방향과  $y$ 방향의 시험하중 인가 점들이 상호 간섭되지 않도록  $z$ 방향에서는 12개 지점,  $y$ 방향에서는 7개 지점에 시험하중을 인가하는 것으로 계획하였다.  $z$ 방향과  $y$ 방향의 시험하중 인가 점들을 Fig. 1에 나타내었다. 참고로, 본 논문에서는 시험체의 크기를 가늠할 수 있는 수치 정보는 제공하지 않았다.

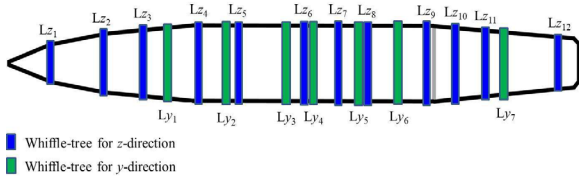
Table 2는 TC-01 조건의 비행하중  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $M_P$  그리고,  $M_Y$ 를 고려하여 산출된  $z$ 방향과  $y$ 방향 시험하중들이다. 각 하중들의 총합이 요구 비행하중과의 오차가 0.00%로써 거의 일치하는 것을 확인할 수 있으며, Table 3에 주어진 피칭모멘트와 요잉모멘트 검증에서도 최대 오차 0.8~2.1% 수준으로 파악됨으로써 산출된 시험하중의 신뢰성을 확인하였다.

$x$ 방향 시험하중은 Table 1에 주어진  $F_x$ 와 동일한 하중이 인가되는데, 이를 위해 Fig. 2와 같이 시험체의 축 방향으로 별도의 시험하중 인가장치를 설치하였다. 롤링모멘트를 인가하기 위해서도 Fig. 3(a)와 같이

별도의 시험하중 인가장치가 필요하며, 그에 따른 시험하중  $S_{y_{r1}}$ 과  $S_{y_{r2}}$ 의 방향은 Fig. 3(b)와 같다. 참고로, 시험체 직경을 고려하여 롤링모멘트 요구조건을 정확하게 인가할 수 있는 시험하중을 산출할 수 있으며, 그 결과는 Table 4와 같다.

**Table 1** Required flight load conditions (@150%DLL)

Component	Test Condition		
	TC-01	TC-02	TC-03
$F_d(kgf)$	2,261	1,412	3,008
$F_s(kgf)$	8,455	3,808	-244
$F_r(kgf)$	-14,500	-17,106	-17,633
$M_R(kgf\cdot mm)$	-115,652	-213,391	-290,016
$M_P(kgf\cdot mm)$	1,055,958	1,144,012	-1,071,086
$M_Y(kgf\cdot mm)$	-1,270,029	-1,416,241	-2,290,187



**Fig. 1** Loading positions of z and y directions

**Table 2** Test loads for TC-01

(unit: kgf)

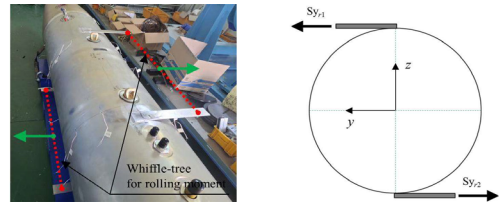
Load No.	z-direction	y-direction
1	-517	2,284
2	-641	1,179
3	-914	860
4	-1,589	793
5	-1,619	836
6	-1,615	1,239
7	-1,272	1,264
8	-1,508	
9	-1,473	
10	-800	
11	-1,383	N/A
12	-1,036	
13(weight)	-133	
Sum of Load	-14,500	8,455
Requirement	-14,500	8,455
Error(%)	0.0	0.0

**Table 3** Verification of pitch and yaw moment

	$M_P$	$M_Y$
Test Moment(kgf·mm)	1,078,504	-1,259,829
Requirement(kgf·mm)	1,055,958	-1,270,029
Error(%)	2.1	0.8



**Fig. 2** Test channel for x-direction loading



(a) device for loading of roll moment (b) direction of load for roll moment

**Fig. 3** Loading of the roll moment

**Table 4** Verification of test loads for roll moment

TC No.	TC-01
$S_{y_{r1}}(kgf)$	171.82
$S_{y_{r2}}(kgf)$	-171.82
Test Moment(kgf·mm)	-115,652
Requirement(kgf·mm)	-115,652
Error (%)	0.0

## 2.2 휘플트리 구성

Table 2의 시험하중들을 인가하기 위해서는 z방향 12개 하중부과기, y방향 7개 하중부과기를 필요로 한다. 그런데, 각 하중을 개별적으로 인가하는 것은 시험설치 시간과 비용 측면에서 비효율적이며, 시험하중값이 작을수록 해당 하중을 인가하는 데 어려움이 따른다. 따라서, 시험하중 인가 채널수를 줄이고 하중부과기 적용이 용이하도록, Table 2의 z방향과 y방향 시험하중에 대해 휘플트리(whiffle tree)를 구성하였다.

Figure 4(a)와 (b)는 TC-01의 z방향과 y방향 시험하중에 대한 휘플트리 구성 계획이며, Table 5는 z방향과 y방향 휘플트리에 인가되는 시험하중을 정리한 결과이다. 휘플트리에 인가되는 시험하중의 신뢰성을 검증하기 위해서 Table 2와 5에서 z방향과 y방향 하중들의 합을 비교한 결과, z방향과 y방향 오차 모두 0.01%로써 상호 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 5(a)와 (b)는 외부연료탱크 시험설치 형상으로써, Fig. 4(a)와 (b)에서 계획한 대로 z방향과 y방향에서 휘플트리 3채널과 2채널이 각각 설치되었다. 참고로, 시험체 크기를 추정할 수 있는 휘플트리 치수정보는 명시하지 않았다.

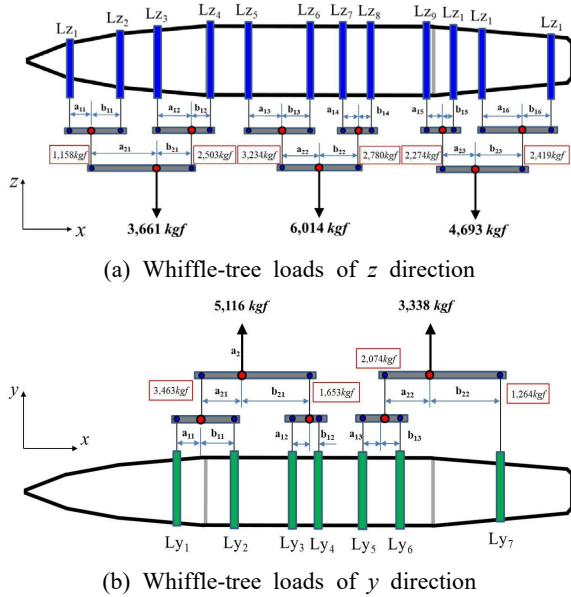
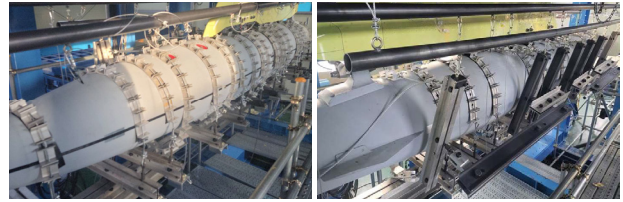


Fig. 4 Plan of whiffle-tree loads for TC-01

Table 5 Verification of whiffle-tree load (unit: kgf)

WL No.	$F_z$	WL No.	$F_y$
WL <sub>z1</sub>	-3,661	WL <sub>y1</sub>	5,116
WL <sub>z2</sub>	-6,014	WL <sub>y2</sub>	3,338
WL <sub>z3</sub>	-4,693		
Sum	-14,368	Sum	8,454
Reference	-14,367	Reference	8,455
Error(%)	0.01	Error(%)	0.01



(a) z-direction whiffle tree (b) y-direction whiffle tree

Fig. 5 Whiffle tree for z and y direction loading

## 2.3 시험 수행

### 2.3.1 시험 구성도

Figure 6은 외부연료탱크 구조시험 설치 구성도으로써, 시험치구와 시험체, 하중제어장비, 데이터 획득장비, 유압장비 그리고 압력 공급장치로 구성되어 있다. 유압에 의해 작동되는 하중부과기를 사용하여 시험체에 하중이 인가되고, 하중부과기에 장착되어 있는 로드셀(load cell)이 시험체에 작용하는 하중신호를 제어장비로 전달한다. 시험체의 변형은 시험체의 주요 위치에 설치된 변위계이지와 데이터 획득장비를 통해 시연된다. 또한, 시험이 수행되는 동안 압력 공급장치에 의해 시험체 내부는 요구압력 범위에서 유지된다.

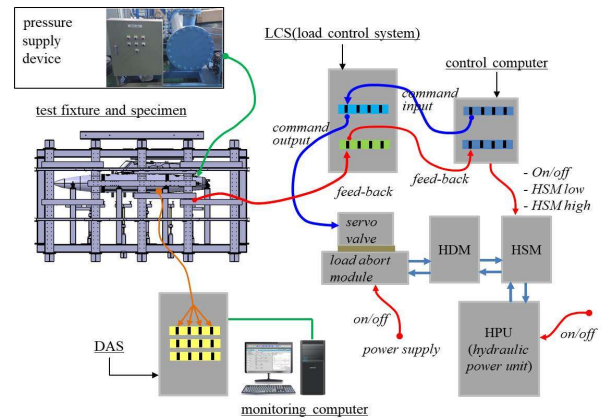


Fig. 6 Test Set-up diagram for EFT

### 2.3.2 시험하중 프로파일

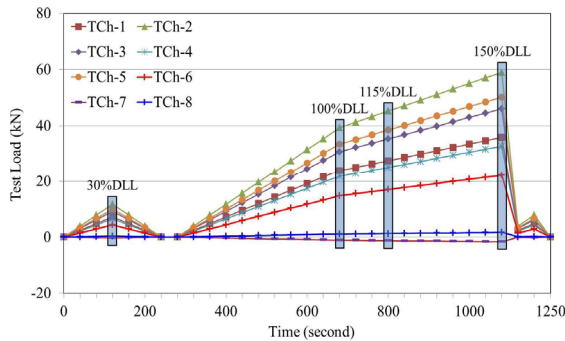
2.1절에서 계산된 시험하중에 따라 TC-01에 대한 150%DLL 시험조건에서 각 채널별 인가하중은 Table 6과 같다. Fig. 7은 Table 6에 주어진 8개 시험하중 인가채널로 구성되어 있는 TC-01의 극한하중

(150%DLL) 조건에 대한 시험 프로파일이다.

시험 프로파일은 사전 점검시험으로 30%DLL 시험을 먼저 수행하고 나서, 150%DLL 시험을 수행하는 것으로 구성하였다. 그리고, 시험하중 인가 과정으로 100%DLL 이내에서는 시험하중이 10%DLL씩 증가하도록 하였고, 100%DLL을 초과하는 시험하중부터는 5%DLL씩 증가되도록 하였다.

**Table 6** Test loads of each channel (@150%DLL)  
(unit: kN)

Test Channel	Test Load	Note
TCh-1	-35.90	
TCh-2	-58.98	<i>z-dir.</i>
TCh-3	-46.02	
TCh-4	32.73	
TCh-5	50.17	<i>y-dir.</i>
TCh-6	22.17	<i>x-dir.</i>
TCh-7	1.68	
TCh-8	-1.68	<i>y-dir.</i>



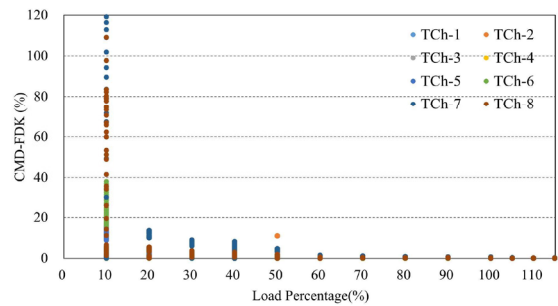
**Fig. 7** Test profile for TC-01 (@150%DLL)

## 2.4 시험 결과

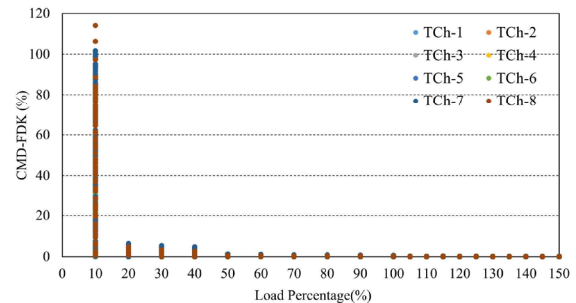
### 2.4.1 시험 하중

Figure 8과 9는 항복하중(115%DLL)과 극한하중(150%DLL) 조건에서 각 시험채널의 입력값(command, 이하 CMD)과 출력값(feedback, 이하 FDK) 사이의 오차(CMD-FDK)를 보여주고 있다. 본 연구의 구조시험에서는 휘플트리를 사용하고 있는데, Fig. 6(b)와 같이 시험채널 TCh-4과 TCh-5의 휘플트리용 하중 인가장치는 y방향으로 설치되어 있기

때문에 휘플트리가 적절하게 퍼지면서 안정적으로 하중이 인가되기 위해서는 일정 수준 이상의 하중이 작용해야 한다. 이런 이유로, Fig. 8과 9의 하중 입력값과 출력값 사이의 오차를 살펴보면, 상대적으로 인가하중이 작은 TCh-4, TCh-5, TCh-7, TCh-8에서 인가하중 10%DLL에서의 오차는 상대적으로 매우 높게 나타나지만, 인가하중 20%DLL 이상부터는 입력값과 출력값 사이의 오차가 감소하고 있는 것을 알 수 있으며, 최대 하중 인가단계에서는 모든 시험하중 채널에서 입력값과 출력값 사이의 오차가 0.1% 이하임을 파악할 수 있다. 이는 본 연구에서 사용하고 있는 휘플트리가 시험하중 증가에 따라 적절하게 작동하였으며, 구조시험을 수행하는 과정에서 하중제어가 잘 수행되었음을 의미한다.



**Fig. 8** Error of test load in 115%DLL condition



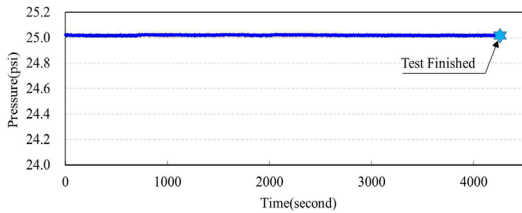
**Fig. 9** Error of test load in 150%DLL condition

### 2.4.2 내부 압력

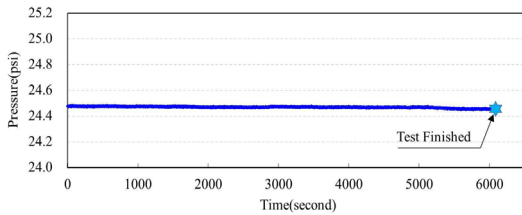
외부연료탱크 구조정적시험은 시험체를 가압하면서 진행되는데, 시험 수행 간 시험체의 내부압력은 외부연료탱크 운용압력인 24~25.2psi로 유지되어야 한다[14].

Figure 10은 TC-01의 항복하중(115%DLL)과

극한하중(150%DLL) 시험 수행시 내부압력 점검 결과이다. 시험을 진행하면서 실시간으로 측정된 시험체의 내부압력은 누설없이 요구 압력 범위 안에서 잘 유지되었음을 확인하였다. 이것은 비행하중 조건에 의해 시험체의 파손이나 유해한 변형이 발생하지 않았음을 의미한다.



(a) 115%DLL test



(b) 150%DLL test

Fig. 10 Internal pressure check during flight load test

2.4.3 수치해석 비교

Figure 11은 수치해석에 사용된 유한요소 모델(Finite Element Model, 이하 FEM)이다. FEM은 417,494개 절점과 BEAM, QUAD4, TETRA10 등을 사용하여 총 1,019,943개의 요소로 구성하였다. 그리고, 경계조건은 파일런과 체결되는 전.후방 러그(lug)와 후방 피벗(pivot)에 부과되었고, FEM의 물성정보는 Table 7과 같다. 참고로, 해당 수치해석은 구조시험 수행시 하중이 인가되면서 발생하는 시험체 변형과 수치해석 결과를 실시간으로 비교함으로써 시험하중이 적절하게 인가되고 있는지 파악하기 위한 목적으로 사용되었다.

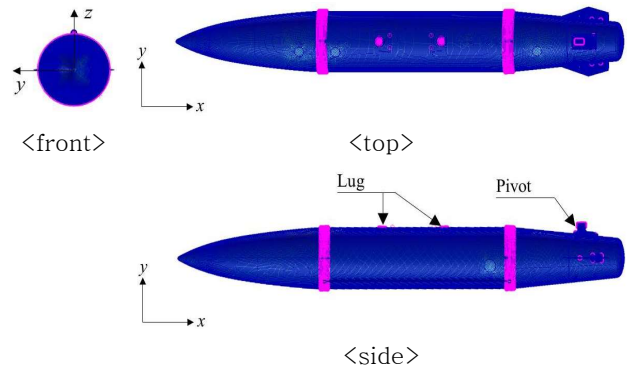
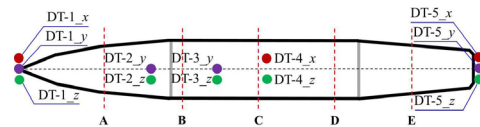


Fig. 11 Numerical analysis model for EFT

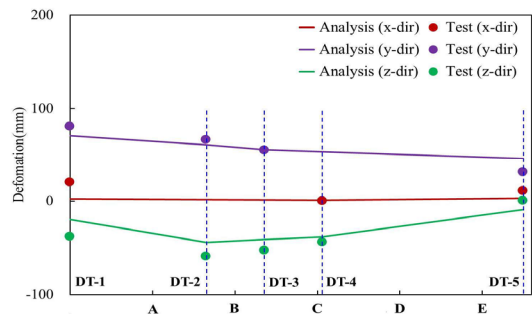
Table 7 Material Property of FEM

Material	Elastic Modulus(MPa)	Density (kg/mm <sup>3</sup> )
17-4PH	196,500	7.833×10 <sup>-6</sup>
Al7050-T7451	71,016	2.823×10 <sup>-6</sup>
Al6061-T6	68,258	2.712×10 <sup>-6</sup>
Steel	196,500	7.805×10 <sup>-6</sup>

Figure 12(a)는 시험체에 변위계이지(Linear Variable Displacement Transducer, LVDT)를 설치한 위치이고, Fig. 12(b)는 극한하중(150%DLL) 조건에서 각 변위계이지 위치(DT-1~DT-5)에서 수치해석 결과와 구조시험에서 측정된 변형을 비교한 것이다.



(a) Positions of LVDT



(b) Displacement of analysis and test

Fig. 12 Positions of LVDT and displacement comparison between the numerical analysis and test

비교 결과, 각 변위계이지에서 구조시험 결과와 수치해석 결과가 거의 유사하게 나타나고 있음을 확인할 수 있으며, 각 방향의 변형에 대해서도 구조시험과 수치해석 모두 유사한 변형을 보이는 것을 파악할 수 있다. 이는 수치해석을 통해 요구하중에 대한 시험체의 거동이 잘 예측되었고, 구조시험 결과에 대해서도 신뢰성이 입증되었음을 의미한다.

### 3. 결 론

본 논문에서는 항공기용 외부연료탱크의 구조 건전성 검증을 위해 수행된 구조 정적시험의 결과를 제시하였다. 본문에서는 외부연료탱크의 구조 정적시험 요구도와 시험하중, 시험설치 그리고 시험 프로파일에 대해 설명하였다. 구조 정적시험 결과로, 최대하중 인가단계에서 인가하중값과 출력하중값 사이의 오차가 0.1% 이하임을 확인함으로써 시험결과의 신뢰성을 검증하였다. 그리고, 시험 수행간 실시간으로 시험체 내부압력을 측정된 결과, 시험종료 후 내부압력 변화량은 약 0.09%로 시험체 내부압력이 시험조건 24~25.2psi를 잘 유지하는 것을 확인하였고, 시험체의 누설도 발생하지 않았음을 확인하였다. 또한, 시험체 주요 부위에서 수치해석과 구조시험의 변위결과를 비교하여 수치해석이 외부연료탱크의 거동을 잘 예측하였음을 확인하였다. 시험 종료 후에는 시험체의 변형 여부를 조사하였고, 시험체의 구조에 영향을 미치는 유해한 변형은 없는 것을 확인하였다. 최종적으로 본 연구에서 다루고 있는 항공기용 외부연료탱크는 요구된 비행 하중조건에 대해 구조 건전성을 보유하고 있음이 검증되었다.

### References

[1] D.C. Park, G.J. Kim, B.G. Cho, Y.H. Oh, G.S. Kim, G.H. Choi, M.Y. Jang, N.Y. Choi, "Development of Composite External Fuel Tank for Aircraft," *the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 1996 spring conference*, pp. 344-350, 1996.04

[2] D.C. Park, B.G. Cho, G.J. Kim, Y.Y. Hwan, G.S.

Kim, M.Y. Jang, G.H. Choi, N.Y. Choi, "Development Test of Composite External Fuel Tank," *Proceedings of the Korean Society For Composite Materials Conference*, pp.261-269, 1996.

[3] I.K. Chang, C.Y. Kim, "On the Design and Test for the 150 Gallon Composite External Fuel Tank," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol.1, no.4, pp.22-27, 2007.

[4] C.H. Kang, Y.I. Yoon, D.H. Jung, "The Crack Analysis and Redesign of Horizontal Fin of F-5E/F's External Fuel Tank," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* vol.38, no.4, pp.382-388, 2010  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.4.382>

[5] 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.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.9.823>

[6] G.W. Kim, G.S. Shin, "Fatigue Analysis for the Horizontal Fin of External Fuel Tank Using Modal Superposition Method," *Journal of the Military Operations Research Society of Korea*, vol.37, no.2, pp.85-92, 2011

[7] G.W. Kim, K.S. Shin, "The Effect on Fatigue Life for Dynamic Behavior of External Fuel Tank Horizontal Fin," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.40, no.3, pp.209-214, 2012  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.3.209>

[8] C.H. Kang, H.K. Cho, Y.I. Jang, S.H. Lee, K.Y. Kim, "Analysis of the Longitudinal Static Stability and the Drop Trajectory of a Fighter Aircraft's External Fuel Tank," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.38, no.3, pp.274-279, 2010  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.3.274>

[9] H.G. Kim, "Fatigue Analysis of External Fuel Tank and Pylon for Fixed Wing Aircraft," *Journal of the*

*Korea Academia-Industrial Cooperation Society*,  
vol.21, no.7, pp.162-167, 2020

DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2020.21.7.162>

- [10]H.G. Kim, S.C. Kim, “Evaluation of Structural Robustness of External Fuel Tank and Pylon for Military Aircraft under Random Vibration,” *Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society*, vol.22, no.3, pp.777-783, 2021

DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2021.22.3.777>

- [11]H. Kim, S. Kim, S. Park, B. Ha, S. An, J.T. Kim, “Transformation of Flight Load to Test Load for the Static Load Test of External Fuel Tank for Aircraft,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol.15, no.1, pp.72-79, 2021.

DOI: <https://doi.org/10.20910/JASE.2021.15.1.80>

- [12]FA84PP6410, Qualification Test Procedure for KF-21 370 and 480 Gallon External Fuel Tank, 4.1.1.3. Test Condition, 2022.

- [13]D.H. Kim, Y.C. Kim, S.W. Kim, H. Kim, S. Kim, “Structural Safety Evaluation of Test Fixture for Static Load Test of External Fuel Tank for Fixed-Wing Aircraft,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.23, no.1, pp.52-65, 2022.

DOI: <https://doi.org/10.1007/s42405-021-00411-w>

- [14]FA84ZF0006, Item Specification for the KF-X External Fuel Tank, 3.2.1.3.1. Tank Operating Pressure, 2022