

항공기용 외부연료탱크 정하중시험을 위한 비행하중의 시험하중으로의 변환

김현기^{1,†} · 김성찬¹ · 박성환² · 하병근² · 안수홍² · 김준태²

¹한국항공우주연구원

²한화에어로스페이스

Transformation of Flight Load to Test Load for the Static Load Test of External Fuel Tank for Aircraft

Hyun-gi Kim^{1,†}, Sung Chan Kim¹, Sung Hwan Park², Byoung Geun Ha², Su Hong An², Jun Tae Kim²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Hanwha Aerospace Corporation

Abstract

In this study, for conducting a static load test of an external fuel tank used for an aircraft, the flight load acting on the external fuel tank was converted to the test load and the suitability of the converted test loads was confirmed. In order to calculate the test load from the flight load, the external fuel tank was divided into several sections. Shear load, moment by unit shear load, and unit moment were calculated for each section. Test loads for each section were then calculated by computing the shear load, the moment of each section, and flight load condition. In actual static load tests, it might not be possible to impose the test load in the calculated position due to physical constraints. Therefore, after determining positions in which the load could be imposed in the actual test, the test load calculated for each section was redistributed to selected positions. Finally, a test load plan was established by applying a whiffle tree to enhance the efficiency of the test performance while making it easier to operate the actuator. The reliability of the test load plan was verified by comparing it with flight load conditions.

초 록

본 연구에서는 항공기용 외부연료탱크의 정하중시험을 수행하기 위해서 외부연료탱크에 작용하는 비행하중을 시험하중으로 변환하고 변환된 시험하중들의 적합성을 검증하였다. 비행하중으로부터 시험하중을 계산하기 위해서 외부연료탱크를 몇 개의 구간으로 나누고, 각 구간별로 단위하중과 단위모멘트에 의해 발생하는 전단하중과 모멘트를 계산하였다. 그리고, 산출된 전단하중과 모멘트 그리고 비행하중 조건과의 연산을 통해 각 구간별 시험하중을 계산하였다. 실제 구조시험에서는 물리적 제약 등으로 시험하중을 계산 지점과 동일한 위치에 부과할 수 없는 경우가 많기 때문에 실제 시험에서 하중을 부과할 수 있는 위치들을 결정한 후, 각 구간에서 계산된 시험하중을 선정된 위치로 재분포시켰다. 그리고, 시험수행의 효율성을 높이면서 작동기 운용이 용이하도록 휘플트리를 적용하여 최종 시험하중 계획을 수립하였고, 비행하중 조건과의 비교를 통해 수립된 시험하중 계획의 신뢰성을 확인하였다.

Key Words : Actuator(작동기), External Fuel Tank(외부연료탱크), Static Load Test(정하중시험), Test Load(시험하중), Whiffle Tree(휘플트리)

1. 서 론

항공기에 장착된 구성품들의 구조 건전성 평가를 위해서는 비행하중 조건을 반영한 정하중 시험을 수행해야 한다[1-4]. 비행하중 조건에 대한 정하중 시험을 수행하기 위해서는 해당 비행하중 조건을 시험하중으로 변환해야 한다. 이를 위해 병진방향 관성하중과 함께 모멘트의 각가속도에 의한

Received: Aug. 13, 2020 Revised: Nov. 12, 2020 Accepted: Nov. 12, 2020

† Corresponding Author

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

© The Society for Aerospace System Engineering

관성하중도 반영해야 한다. 예를 들어, z 방향 시험하중을 구하기 위해서는 z 방향 관성하중과 함께 피칭모멘트 (pitching moment)의 각가속도에 의한 관성하중의 영향을 반영해야 한다.

본 논문에서는 항공기용 외부연료탱크 (External Fuel Tank)의 정하중시험을 수행하기 위한 목적으로 외부연료탱크 무게중심 (CG; Center of Gravity)에서 주어지는 비행하중 조건에 대한 시험하중으로의 변환에 대해 고찰하였다. 먼저, 시험하중을 생성하기 위해서는 각 구간에서 단위하중과 단위모멘트에 의한 전단하중과 모멘트를 미리 계산해 놓아야 한다. 참고로, 본 논문에서는 이것을 전달함수표 (Transfer Function Table)로 정의하였다. 이를 위해 외부연료탱크를 몇 개의 구간으로 나누고, 각 구간별로 단위하중과 단위모멘트에 의해 발생하는 전단하중과 모멘트를 계산하여 전달함수표를 생성하였다. 그리고, 구축된 전달함수표와 구조시험을 수행하고자 하는 비행하중 조건과의 연산을 통해 각 구간별 시험하중을 계산하였다. 하지만, 실제 정하중시험에서는 물리적 제약 등으로 산출된 시험하중들을 실제 위치에 부과할 수 없는 경우가 많다. 이런 이유로, 정하중시험을 수행하기 위해서는 실시험에서 하중부과가 가능한 위치를 결정한 후, 계산된 시험하중을 해당위치들로 재분포시켜야 한다. 이를 위해, 하중부과 위치로 z 방향 13지점, y 방향 7지점을 선정하였고, 계산된 시험하중을 선정된 위치들로 재분포시켰다. 하지만, 각 지점에서 한 개 채널단위로 시험하중을 부과하면 다수의 작동기 (actuator)를 사용해야 하는데, 이러한 시험셋업 (set-up)은 시간과 비용 측면에서 효율성이 떨어지고, 시험하중이 작은 경우에는 작동기 적용에도 애로가 있을 수 있다. 따라서, 작동기 채널수를 최소화하여 시험수행의 효율성을 향상시키면서 작동기 적용이 용이하도록 휘플트리 (whiffle tree)를 사용하여 최종적인 시험하중 부과계획을 수립하고, 비행하중 조건과의 비교를 통해 산출된 시험하중의 적절성을 확인하였다.

2. 본 론

2.1 시험하중 계산이론

시험 대상체가 정적 평형상태인 것으로 가정한다면, 비행하중을 시험하중으로 변환하기 위해서는 병진방향 하중과 더불어 무게중심에서 모멘트의 각가속도에 의한 관성하중도 반영되어야 한다[5]. 모멘트에 의한 각가속도는 Eq. (1)의 관계를 갖는다.

$$\alpha = \frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{r} \frac{dv_{tan}}{dt} = \frac{a_{tan}}{r} \quad (1)$$

여기서, ω 는 각속도, r 은 무게중심에서 질량까지의 거리, v_{tan} 는 접선방향 속도, a_{tan} 접선방향 가속도를 의미한다.

Equation (1)로부터 각가속도 (α)와 질량 (m)에 의해 생성되는 접선방향 관성하중은 Eq. (2)와 같이 계산된다.

$$F = m \cdot \alpha \cdot r \quad (2)$$

외부연료탱크 무게중심에서 해당 질량의 거리를 x_c 라고 하면, 피칭모멘트에 의한 접선방향 관성하중은 Eq. (3)과 같이 z 방향 하중으로 작용하게 된다.

$$F_z = m \cdot \alpha_p \cdot x_c \quad (3)$$

여기서, α_p 는 피칭모멘트에 의한 각가속도를 의미한다.

Figure 1은 피칭모멘트에 의해 발생하는 접선방향 관성하중을 보여주고 있다.

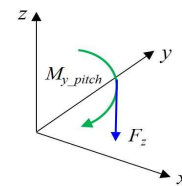


Fig. 1 Tangential Inertial Load by the Pitching Moment

2.2 외부연료탱크 구간 분할

시험하중 산출을 위해서는 외부연료탱크를 몇 개의 구간으로 분할하고, 각 구간의 중량을 계산해야 한다. 본 논문에서는 Fig. 2와 같이 외부연료탱크 구간을 S1~S11까지 11개의 구간으로 나누었다. 참고로, 본 논문의 중량 정보는 보안상 실제 값이 아닌 임의의 값을 사용하였다.



Fig. 2 Sections of External Fuel Tank for Static Load Test

2.3 시험하중 계산

각 구간에서의 시험하중을 계산하기 위해서는 단위하중과 단위모멘트에 의한 전달함수표를 생성해야 한다. Table 1은 단위하중 (1000 lbf)에 의해 각 구간에서 생성되는 전단하중과 모멘트 계산 결과이다. 외부연료탱크의 무게중심은 구간 S₆과 S₇ 사이에 존재하는데, 외부연료탱크를 전방에서 무게중심까지의 구간과 후방에서 무게중심까지의 구간으로 구분한 후, 각 구간에 대해 전단하중과 모멘트를 계산하였다. Table 1에서 m_k 는 k 번째 구간의 질량이고, F_k 는 단위하중에 의한 k 번째 구간의 관성하중으로써 Eq. (4)와 같이 계산된다.

$$F_k = \frac{m_k}{M_t} \times 1000 \text{ lbf}, k=1,2,3,\dots,11 \quad (4)$$

여기서, M_t 는 외부연료탱크의 총 중량을 의미한다.

Equation (4)로부터 각 구간의 관성하중이 계산되면, 각 구간에서의 전단하중 V_k 과 모멘트 M_k 는 Eq. (5)와 Eq. (6)으로 계산된다. Equation (6)에서 r_k^i 는 k 번째 구간 끝단에서 i 번째 구간 중심까지의 거리를 의미한다.

$$V_k = \begin{cases} \sum_{i=1}^k F_i, & 1 \leq k \leq 6 \\ \sum_{i=k}^{11} F_i, & 7 \leq k \leq 11 \end{cases} \quad (5)$$

$$M_k = \begin{cases} \sum_{i=1}^k F_i \cdot r_k^i, & 1 \leq k \leq 6 \\ \sum_{i=k}^{11} F_i \cdot r_k^i, & 7 \leq k \leq 11 \end{cases} \quad (6)$$

Table 2는 단위모멘트 (1000 lbf·in)의 각가속도에 의해 계산된 각 구간에서의 관성하중, 전단하중 그리고 모멘트 계산 결과이다. Table 2에서 F_k^m 는 단위모멘트에 의한 k 번째 구간에서의 관성하중을 의미하며, Eq. (7)과 같이 계산된다. Equation (7)에서 r_k 는 외부연료탱크 무게중심으로부터 k 번째 구간의

중심까지 거리, I_t 는 연료탱크 무게중심을 기준으로 계산된 각 구간의 관성모멘트의 총합을 의미한다.

$$F_k^m = \frac{m_k r_k}{I_t} \times 1000 \text{ lbf·in}, k=1,2,3,\dots,11 \quad (7)$$

Table 2의 관계식 ③과 ④는 Eq. (7)로 계산된 관성하중 (F_k^m)에 의해서 각 구간에서 발생하는 전단하중과 모멘트 계산 결과로써, Eq. (8)과 (9)로부터 계산된다.

$$V_k = \begin{cases} \sum_{i=1}^k F_i^m, & 1 \leq k \leq 6 \\ \sum_{i=k}^{11} F_i^m, & 7 \leq k \leq 11 \end{cases} \quad (8)$$

$$M_k = \begin{cases} \sum_{i=1}^k F_i^m \cdot r_k^i, & 1 \leq k \leq 6 \\ \sum_{i=k}^{11} F_i^m \cdot r_k^i, & 7 \leq k \leq 11 \end{cases} \quad (9)$$

Table 1 Shear Force and Moment in Each Section by Unit Load (1000 lbf)

Section	$m_k(\text{lbf})$	$F_k(\text{lbf})$	① $V_k(\text{lbf})$	② $M_k(\text{lbf·in})$
Nose	S ₁	40	15.7	15.7
	S ₂	135	53.0	68.8
	S ₃	202	79.4	148.1
↓	S ₄	294	115.5	263.7
	S ₅	312	122.6	386.2
	S ₆	312	122.6	508.2
CG	S ₇	315	123.8	491.2
	S ₈	305	119.8	367.4
	S ₉	285	112.0	247.5
↑	S ₁₀	213	83.7	135.6
	S ₁₁	132	51.9	51.9
Tail				

Table 2 Shear Force and Moment in Each Section by unit moment (1000 lbf·in)

Section	$F_k^m(\text{lbf})$	③ $V_k(\text{lbf})$	④ $M_k(\text{lbf·in})$
Nose	S ₁	0.64	0.64
	S ₂	1.77	2.41
	S ₃	2.04	4.45
↓	S ₄	2.10	6.55
	S ₅	1.30	7.86
	S ₆	0.38	8.24
CG	S ₇	-0.55	-8.26
	S ₈	-1.44	-7.70
	S ₉	-2.19	-6.26
↑	S ₁₀	-2.27	-4.07
	S ₁₁	-1.80	-1.80
Tail			

Table 1과 2에 나타낸 전달함수표가 생성되면 비행하중 조건과의 연산을 통해 시험하중을 계산할 수 있다. 본 논문에서 사용한 비행하중 조건은 Table 3과 같다. 참고로, Table 3의 비행하중 조건은 보안상 실제 비행하중이 아닌 임의의 조건을 사용하였다.

Table 3 Modified Flight Load Condition for Calculation of Test Load

F_D (lbf)	F_S (lbf)	F_V (lbf)	M_R (lbf·in)	M_P (lbf·in)	M_Y (lbf·in)
5,000	16,000	-28,000	-4,000	85,000	-90,000

여기서, F_D 는 x 방향 하중, F_S 는 y 방향 하중, F_V 는 z 방향 하중, M_R 은 롤링모멘트 (rolling moment), M_P 는 피칭모멘트 (pitching moment), M_Y 는 요잉모멘트 (yawing moment)를 의미한다.

Table 4는 Table 1 과 2의 전달함수표와 Table 3으로 주어진 비행하중 조건과의 연산을 통해 계산된 각 구간의 전단하중과 모멘트 결과이다. Table 4에서 나타낸 각 구간의 전단하중과 모멘트는 Eq. (10)과 같이 계산된다. 참고로, V_{z_k} 와 M_{y_k} 는 비행하중 조건에서 z 방향 하중과 피칭모멘트에 의해 발생하는 k 번째 구간의 z 방향 전단하중과 y 축 모멘트이며, V_{y_k} 와 M_{z_k} 는 비행하중 조건에서 y 방향 하중과 요잉모멘트에 의해 발생하는 k 번째 구간의 y 방향 전단하중과 z 축 모멘트이다.

$$\begin{aligned}
 \textcircled{5} V_{z_k} &= (\textcircled{1} V_k \cdot F_V + \textcircled{3} V_k \cdot M_P) / 1000 \\
 \textcircled{6} M_{y_k} &= (\textcircled{2} M_k \cdot F_V + \textcircled{4} M_k \cdot M_P) / 1000 \\
 \textcircled{7} V_{y_k} &= (\textcircled{1} V_k \cdot F_S - \textcircled{3} V_k \cdot M_Y) / 1000 \\
 \textcircled{8} M_{z_k} &= (\textcircled{2} M_k \cdot F_S - \textcircled{4} M_k \cdot M_Y) / 1000
 \end{aligned}
 \tag{10}$$

Table 4로부터 각 구간의 z 방향 시험하중과 y 방향 시험하중은 Eq. (11)에 의해 계산되고, 그 결과는 Table 5와 같다. 계산된 시험하중의 적절성은 비행하중 조건인 Table 3의 F_S , F_V 와 Table 5의 T_{y_k} , T_{z_k} 의 하중총합이 거의 일치하는 것으로 확인할 수 있다.

$$\begin{cases}
 T_{z_k} = V_{z_k} - V_{z_{k-1}}, 1 \leq k \leq 6 \\
 T_{z_k} = V_{z_k} - V_{z_{k-1}}, 7 \leq k \leq 11 \\
 T_{y_k} = V_{y_k} - V_{y_{k-1}}, 1 \leq k \leq 6 \\
 T_{y_k} = V_{y_k} - V_{y_{k-1}}, 7 \leq k \leq 11
 \end{cases}
 \tag{11}$$

Table 4 Shear Force and Moment in Each Section by Flight Condition

Section		$\textcircled{5} V_{z_k}$ (lbf)	$\textcircled{6} M_{y_k}$ (lbf·in)	$\textcircled{7} V_{y_k}$ (lbf)	$\textcircled{8} M_{z_k}$ (lbf·in)
Nose	S ₁	-385	-3,855	309	3,093
	S ₂	-1,721	-24,916	1,317	19,355
	S ₃	-3,769	-79,814	2,771	60,234
↓	S ₄	-6,825	-185,759	4,808	136,026
	S ₅	-10,147	-355,480	6,887	252,983
	S ₆	-13,547	-558,377	8,883	391,229
CG	S ₇	-14,454	-627,581	7,115	292,207
	S ₈	-10,942	-373,623	5,185	169,203
↑	S ₉	-7,464	-189,571	3,397	83,383
	S ₁₀	-4,142	-96,954	1,803	44,777
Tail	S ₁₁	-1,605	-16,052	668	6,679

Table 5 Test Loads in Each Section

Section		T_{z_k} (lbf)	T_{y_k} (lbf)
Nose	S ₁	-385	309
	S ₂	-1,335	1,008
	S ₃	-2,049	1,454
↓	S ₄	-3,056	2,038
	S ₅	-3,322	2,079
	S ₆	-3,400	1,996
CG	S ₇	-3,513	1,931
	S ₈	-3,478	1,788
↑	S ₉	-3,322	1,594
	S ₁₀	-2,536	1,135
Tail	S ₁₁	-1,605	668
sum		-28,001	16,000

2.4 휘플트리(Whiffle Tree) 구성

2.3절에서는 외부연료탱크를 11개 구역으로 분할하고 비행 하중조건에 의해 각 구간에서 발생하는 전단하중과 모멘트를 계산하였다. 그리고, 전단하중과 모멘트 결과로부터 정하중시험에 적용되는 각 구간별 시험하중을 계산하였다. 하지만, 계산된 시험하중들은 물리적 제약 등으로 실제 시험에서 하중부과에 어려움이 있을 수 있다. 따라서, 실제 시험에 적용하기 위해서는 Table 5의 하중들을 실제 시험하중 위치로 재분포 시켜야 한다. Figure 3과 Fig. 4는 각 구간의 계산하중 위치와 실제 시험하중 위치를 보여주고 있다. z 방향의 실제 시험하중 위치는 13개이며, 해당 위치에서의 하중은 LZ₁~LZ₁₃으로 표시하였다. 그리고,

y방향의 실제 시험하중 위치는 7개이며, 해당 위치에서의 하중은 $Ly_1 \sim Ly_7$ 로 표시하였다. Table 5의 하중값들은 해당 하중 근처에 위치하는 실제 시험하중 위치로 재분포시켜야 하며, 그 결과가 Table 6에 주어져 있다. 하중 재분포 결과의 적절성은 Table 5의 각 방향별 하중의 합과 Table 6의 각 방향별 하중의 합이 일치하는 것을 통해 확인할 수 있는데, 이것은 실제 시험하중 위치로의 하중 변환이 잘 되었음을 의미한다.

Table 6의 실제 시험하중들을 개별적으로 부과하기 위해서는 z방향으로 13개의 작동기, y방향으로 7개의 작동기를 필요로 한다. 각 하중을 한 개의 채널로 구현하는 것은 시험 셋업시간과 비용 측면에서 비효율적이며, 시험하중이 작을 경우 작동기로 해당하중을 부과하는 데에도 어려움이 있을 수 있다. 따라서, 작동기를 적용하기 위해서는 작동기 사용에 용이한 하중 크기로 만드는 것이 유리하다. 이를 위해, Fig. 5와 6과 같이 각 방향으로 휘플트리를 구성하여 시험하중 채널수를 감소시키고, 작동기 사용이 가능한 수준으로 하중을 재분포시켰다[6]. 휘플트리 하중들의 부과위치는 휘플트리에 작용하는 하중들의 모멘트 평형관계에 의해서 계산될 수 있는데, 휘플트리는 시험체가 변형된 상태에서도 하중을 고루 분배할 수 있도록 설계되어야 한다. Figure 7은 휘플트리 하중을 부과하는 위치를 계산하는 식을 보여주고 있다. 여기서, F_z 는 휘플트리 하중을 의미한다. 최종적으로, 휘플트리 구성을 위해 필요한 각 휘플트리의 하중 부과위치와 하중값들을 Table 7과 8에 나타내었다. Table 6의 각 방향별 시험하중의 합과 Table 7과 8의 휘플트리를 사용한 시험하중 합이 일치하는 것을 확인할 수 있는데, 이것은 기존 시험하중들이 휘플트리 하중으로 변환이 잘 되었음을 의미한다.

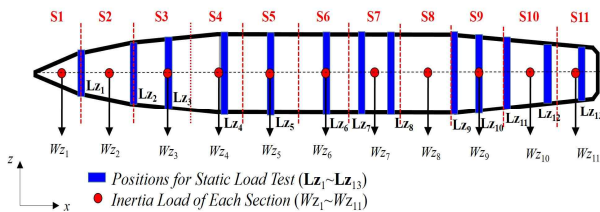


Fig. 3 Positions of Test Load and Inertia Load of Each Section in z Direction

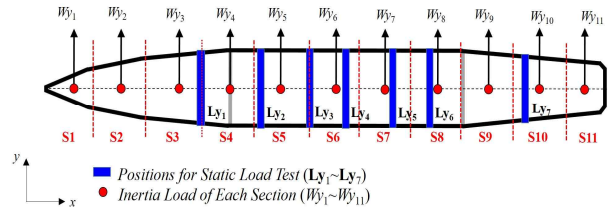


Fig. 4 Positions of Test Load and Inertia Load of Each Section in y Direction

Table 6 Test Loads at the Actual Loading Positions for Static Load Test

Position No.(k)	Lz_k (lbf)	Ly_k (lbf)
1	-956	3,887
2	-765	2,273
3	-2,113	1,419
4	-2,992	1,574
5	-3,176	1,661
6	-3,463	2,344
7	-2,506	2,841
8	-2,690	N/A
9	-1,878	
10	-3,264	
11	-1,293	
12	-1,718	
13	-1,188	
sum	-28,002	15,999

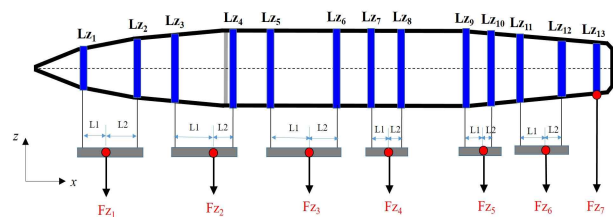


Fig. 5 Whiffle Tree Plan in the z Direction

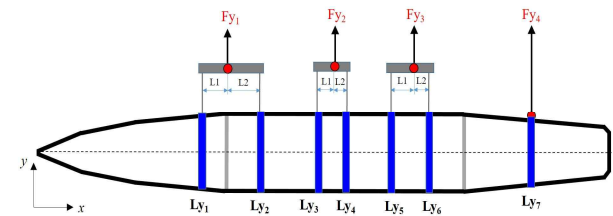


Fig. 6 Whiffle Tree Plan in the y Direction

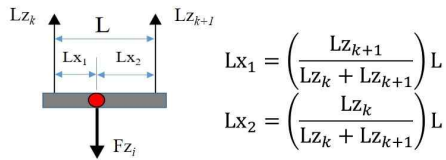


Fig. 7 Calculation of Loading Position for Whiffle Tree Load

Table 7 Whiffle Tree Load and Positions in the z Direction

Position No.(k)	Fz _k (lbf)	L1 (in)	L2 (in)
1	-1,721	8.7	10.9
2	-5,105	13.1	9.3
3	-6,639	10.4	9.6
4	-5,196	5.6	5.2
5	-5,142	5.2	3.0
6	-3,011	7.8	10.3
7	-1,188		
sum	-28,002		

Table 8 Whiffle Tree Load and Positions in the y Direction

Position No.(k)	Fy _k (lbf)	L1 (in)	L2 (in)
1	6,160	9.2	15.8
2	2,993	6.8	6.1
3	4,005	8.7	6.2
4	2,841		
sum	15,999		

3. 결 론

본 논문에서는 항공기용 외부연료탱크의 정하중시험을 수행하기 위해 외부연료탱크에 작용하는 비행하중을 시험하중으로 변환하고, 휘플트리를 적용하여 최종적인 시험하중 계획을 수립하였다. 비행하중으로부터 시험하중을 산출하기 위해서 외부연료탱크를 몇 개의 구간으로 나누고, 단위하중과 단위모멘트에 의해 각 구간별로 생성되는 전단하중과 모멘트를 계산하여 전달함수표를 구축하였다. 그리고, 생성된 전달함수표와 비행하중과의 연산을 통해 병진방향 관성하중과 모멘트 각가속도에 의한

관성하중을 조합하여 각 구간에서의 시험하중을 계산하였다. 그리고, 시험셋업의 효율성과 용이한 작동기 운용을 위해 휘플트리를 구성하여 최종적인 외부연료탱크 정하중시험을 위한 시험하중 부과 계획을 수립하였고, 비행하중 조건과의 비교를 통해 변환된 시험하중의 타당성을 확인하였다.

References

- [1] Y.S. Joo, M.S. Kim, B.H. Park, C.W. Shul, H.Y. Kim, J.K. Jung, B.W. Jeong, "Full Scale Durability Test of Basic Trainer", *Journal of the Korean society for aeronautical and space sciences*, vol. 30, no. 5, pp. 127-133, 2002.
- [2] I.H. Choi, S.M. Ahn, "A Study on Calculation of Test Load of Full-Scale Airframe Structural Test of Composite Aircraft", *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 10 no. 2, pp. 146-1537, 2011.
- [3] S.C. Kim, S.J. Kim, J. Shim, "Development of Test Equipment and Fixture for T-50 Full-Scale Airframe Static Test", *The 8th Symposium on Aircraft Development Technology*, pp. 360-363, 2002.
- [4] D.B. Hong, H.C. Lee, "An Approach on Structure Test for the Development of FAR Part 25, Transport Category Aircraft", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2011 Spring Conference*, pp. 896-901, 2011.
- [5] E.F. Bruhn, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures", Tri-State Offset Company, USA, 1973.
- [6] H.Y. Won, D.S. Jeon, S.W. Lee, B.G. Kim, H.C. Lee, "Aircraft Structural Test," Cheong Moon Gak, Korea, 2013.