

# 항공기 외부연료탱크 정하중시험을 위한 시험하중 계산

김현기\*, 김성찬\*

\*한국항공우주연구원

e-mail:shotgun1@kari.re.kr

## Calculation of Test Load for the Static Load Test of External Fuel Tank for Aircraft

Hyun-gi Kim\*, Sung Chan Kim\*

\*Korea Aerospace Research Institute

### 요약

본 연구에서는 항공기 외부연료탱크의 정하중시험에 적용하기 위한 시험하중을 계산하였다. 외부연료탱크에 부과되는 하중은 병진방향 가속도에 의한 관성하중과 회전방향 각가속도에 의한 접선방향 관성하중의 조합으로 계산된다. 시험하중을 계산하기 위해서는 단위하중에 의한 전단하중과 모멘트로 구성되는 전달함수를 구축해야 한다. 이를 위해 외부연료탱크를 몇 개의 구간으로 나누고, 각 구간별로 단위하중과 단위모멘트에 의해 발생하는 전단하중과 모멘트를 계산하여 전달함수를 구축하였다. 그리고, 구축된 전달함수와 비행하중 조건과의 연산을 통해 각 구간별 시험하중을 계산하고, 비행하중 조건과의 비교를 통해 계산된 시험하중의 적합성을 확인하였다.

### 1. 서론

항공기용 구성품들의 구조 건전성 평가를 위해서는 비행하중 조건에 대한 정하중시험을 수행해야 한다[1-3]. 정하중시험 하중을 계산하기 위해서는 병진방향 관성하중과 함께 모멘트 각가속도에 의한 관성하중도 반영해야 한다. 예를 들어, 피칭 모멘트는 z방향 관성하중을 생성하므로 해당 방향의 가속도에 의한 관성하중과 함께 각가속도에 의한 관성하중 영향도 반영해야 한다. 본 논문에서는 세 축의 병진방향 하중과 모멘트로 표현되는 비행하중 조건으로부터 외부연료탱크 정하중시험을 위한 시험하중을 계산하였다. 이를 위해 외부연료탱크를 몇 개의 구간으로 나누고, 각 구간별로 단위하중과 단위모멘트에 의해 발생하는 전단하중과 모멘트를 계산하여 전달함수를 생성하였다. 그리고, 생성된 전달함수와 주어진 비행하중 조건과의 연산을 통해 각 구간별 시험하중을 계산하였다.

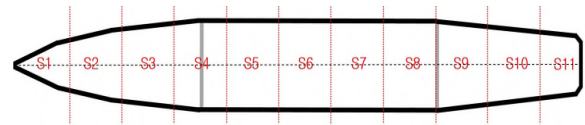
### 2. 본론

#### 2.1 전달함수 생성

시험하중 계산을 위해서는 전달함수를 생성해야 한다. 이를 위해 대상 시체를 몇 개의 구간으로 분할하고, 각 구간의 중량을 계산해야 한다. 본 논문에서는 그림 1과 같이 대상 시체의 구간을 11개 구간(S<sub>1</sub>~S<sub>11</sub>)으로 나누었다.

표 1은 단위하중(1000lb)에 의해 각 구간에서 생성되는 전단하중과 모멘트이다. 외부연료탱크의 무게중심은 구간

S<sub>6</sub>과 S<sub>7</sub> 사이에 존재하는데, 외부연료탱크를 전방~무게중심 구간과 후방~무게중심 구간으로 구분하고, 각 구간에 대해 전단하중과 모멘트를 계산하였다. 표 1에서 m<sub>k</sub>는 k번째 구간의 질량을 의미한다.



[그림 1] 시험시체 구간 분할

[표 1] 단위하중에 의한 각 구간 전단하중과 모멘트

Section	m <sub>k</sub> (lb)	① V(lb)	② M(lb-in)	
Nose	S <sub>1</sub>	40	156	
	S <sub>2</sub>	135	999	
	S <sub>3</sub>	202	3,167	
↓	S <sub>4</sub>	294	7,287	
	C-G	S <sub>5</sub>	312	13,789
		S <sub>6</sub>	312	21,527
C-G	S <sub>7</sub>	315	20,948	
	S <sub>8</sub>	305	12,365	
	S <sub>9</sub>	285	6,219	
↑	Tail	S <sub>10</sub>	213	3,227
		S <sub>11</sub>	132	518

표 2는 단위 모멘트(1000lb-in)로 생성되는 각가속도에 의한 전단하중과 모멘트이다. 표 2에서 관계식 ③에 의해 각 구간별 전단하중이 계산된다. 그리고, ④는 각 구간에서의 전단력, ⑤는 전단력에 의해 발생하는 모멘트이다. 여기서,

$r_i$ 는 외부연료탱크 무게중심으로부터  $i$ 번째 구간의 무게중심까지의 거리를 의미한다.

[표 2] 단위모멘트에 의한 각 구간 전단하중과 모멘트

Section	$m_k r_k^2$ (lb·in <sup>2</sup> )	$\frac{m_k r_k}{I_t}$ ×1000lb·in	④ V(lb)	⑤ M(lb·in)
Nose	S <sub>1</sub>	182,072	0.629	6.3
	S <sub>2</sub>	413,390	1.801	2.430
↓	S <sub>3</sub>	368,859	2.087	4.517
	S <sub>4</sub>	268,550	2.141	6.658
C·G	S <sub>5</sub>	97,203	1.328	7.986
	S <sub>6</sub>	8,183	0.399	8.385
C·G	S <sub>7</sub>	17,327	-0.566	-8.388
	S <sub>8</sub>	121,452	-1.483	-7.823
↑	S <sub>9</sub>	300,710	-2.221	-6.339
	S <sub>10</sub>	431,474	-2.325	-4.119
Tail	S <sub>11</sub>	436,938	-1.794	-1.794

## 2.2 시험하중 계산

전달함수가 생성되면 비행하중 조건을 고려하여 시험하중을 계산할 수 있다. 참고로, 표 3의 비행하중 조건은 보안상 임의의 비행하중 조건을 사용하였다.

[표 3] 비행하중 조건

F <sub>D</sub> (lb)	F <sub>S</sub> (lb)	F <sub>V</sub> (lb)	M <sub>R</sub> (lb·in)	M <sub>P</sub> (lb·in)	M <sub>Y</sub> (lb·in)
5,000	16,000	-28,000	-4,000	85,000	-90,000

여기서, F<sub>D</sub>, F<sub>S</sub>, F<sub>V</sub>: 축방향 하중, M<sub>R</sub>, M<sub>P</sub>, M<sub>Y</sub>: 롤링, 피칭, 요잉 모멘트이다.

표 4는 각 구간의 전단하중과 모멘트로써, 식 (4)를 통해 계산된다.

$$\begin{aligned}
 \textcircled{6} V_{z_k} &= (\textcircled{1} V_k \times F_V + \textcircled{4} V_k \times M_P) / 1000 \\
 \textcircled{7} M_{y_k} &= (\textcircled{2} M_k \times F_V + \textcircled{5} M_k \times M_P) / 1000 \\
 \textcircled{8} V_{y_k} &= (\textcircled{1} V_k \times F_S + \textcircled{4} V_k \times M_Y) / 1000 \\
 \textcircled{9} M_{z_k} &= (\textcircled{2} M_k \times F_S + \textcircled{5} M_k \times M_Y) / 1000
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

여기서, V<sub>z<sub>k</sub></sub>, M<sub>y<sub>k</sub></sub>, V<sub>y<sub>k</sub></sub>, M<sub>z<sub>k</sub></sub>는 각각  $k$ 번째 구간의 전단하중과 모멘트를 의미한다.

각 구간의 시험하중은 표 5에 주어지 있다. 표 5에서 S<sub>k,CG</sub>는  $k$ 번째 구간에서의 시험하중을 의미하는데, 계산된 시험하중의 적절성은 비행하중 조건인 표 3의 F<sub>S</sub>, F<sub>V</sub>와 표5의 T<sub>y</sub>, T<sub>z</sub> 의 하중 총합이 거의 일치하는 것으로 확인할 수 있다.

[표 4] 각 구간에서의 전단력과 모멘트

Section	⑥V <sub>z</sub> (lb)	⑦M <sub>y</sub> (lb·in)	⑧V <sub>y</sub> (lb)	⑨M <sub>z</sub> (lb·in)	
Nose	S <sub>1</sub>	-382	-3,816	192	1,917
	S <sub>2</sub>	-1,720	-24,832	883	12,665
↓	S <sub>3</sub>	-3,769	-79,718	1,969	41,186
	S <sub>4</sub>	-6,830	-185,707	3,631	97,189
C·G	S <sub>5</sub>	-10,149	-355,501	5,474	188,239
	S <sub>6</sub>	-13,550	-558,473	7,401	297,551
C·G	S <sub>7</sub>	-14,451	-627,279	8,600	378,296
	S <sub>8</sub>	-10,938	-373,388	6,569	226,604
↑	S <sub>9</sub>	-7,459	-189,423	4,522	115,696
	S <sub>10</sub>	-4,138	-96,869	2,533	58,529
Tail	S <sub>11</sub>	-1,604	-16,036	991	9,909

[표 5] 각 구간에서의 시험하중

Loading Position	T <sub>z</sub> (lb)	T <sub>y</sub> (lb)	
Nose	S <sub>1,CG</sub>	-382	192
	S <sub>2,CG</sub>	-1,338	691
↓	S <sub>3,CG</sub>	-2,049	1,086
	S <sub>4,CG</sub>	-3,062	1,662
C·G	S <sub>5,CG</sub>	-3,318	1,842
	S <sub>6,CG</sub>	-3,401	1,928
C·G	S <sub>7,CG</sub>	-3,514	2,031
	S <sub>8,CG</sub>	-3,478	2,048
↑	S <sub>9,CG</sub>	-3,321	1,988
	S <sub>10,CG</sub>	-2,534	1,542
Tail	S <sub>11,CG</sub>	-1,604	991
	sum	-28,001	16,001

## 3. 결론

본 논문에서는 항공기용 외부연료탱크의 정하중시험을 위한 시험하중을 계산하였다. 먼저, 시험하중 계산을 위해 대상 시체를 몇 개의 구간으로 나누고, 단위하중과 단위모멘트를 사용하여 각 구간별로 생성되는 전단하중과 모멘트를 계산하여 전달함수를 구축하였다. 그리고, 구축된 전달함수와 비행하중 조건과의 연산을 통해 각 구간에서의 시험하중을 계산하였다. 최종적으로 비행하중 조건과의 비교를 통해 계산된 시험하중의 적합성을 확인하였다.

### 참고문헌

- [1] 주영식, 김민성, 박병훈, 설창원, 김호연, 정재권, 정병우, "기본 훈련기 실기체 내구성시험", 한국항공우주학회지, 제 30권 5호, pp.127-133, 2002년
- [2] 최익현, 안석민, "복합재 항공기 전기체 구조시험 시험하중 산출방법 연구", 항공우주기술, 제 10권 2호, pp.146-1537, 2011년
- [3] Sung-Chan Kim, Sung-Jun Kim, Jae-yeul 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