

복합재 항공기 전기체 구조시험 시험하중 산출 방법 연구

최익현*, 안석민**

A Study on Calculation of Test Load for Full-Scale Airframe Structural Test of Composite Aircraft

Ik-Hyeon Choi*, Seok-Min Ahn**

Abstract

Some methods of calculation of test load value from design load data were investigated which will be applied at strap installed full-scale airframe of composite aircraft. These methods were applied to left wing of KC-100 composite aircraft and the calculated test load values were compared with each others. Generally since test load values are differently calculated according to each aircraft type and position of straps, all calculation methods mentioned at this study need to be applied and compared to each aircraft. Finally the most appropriate method needs to be selected.

초 록

복합재 항공기의 설계하중 데이터로부터 전기체 구조시험 중에 하중부가용 스트랩에 부가될 시험하중의 크기를 산출하는 몇 가지 방법에 대하여 비교 분석하였다. 이 방법들을 KC-100 복합재 항공기 좌측 주익의 시험하중 산출과정에 적용해보고 산출된 결과의 특성 및 차이를 분석하였다. 항공기 전기체 구조시험에 부가되는 시험하중은 각 항공기의 설계하중의 특성 및 하중부가용 스트랩의 위치 등에 따라 그 크기가 다르게 결정되므로 본 연구에서 소개하는 시험하중 산출방법을 모두 적용하여 결과를 비교해보고 최종적으로 적합한 방법을 선정하는 과정이 필요하다.

키워드 : 복합재 항공기(composite aircraft), 전기체 구조시험(full-scale airframe structural test), 시험하중(test load), 스트랩(strap), VMT(VMT)

1. 서 론

항공기는 개발과정에서 다양한 해석 및 시험을 수행하여 항공기로서의 안전성 및 성능을 확인한다. 특히 항공기 구조물에 대한 안전성 확인

을 위하여 최종적인 절차로서 지상에서 전기체 구조시험을 수행한다[1-7]. 이는 항공기 구조물이 수명기간 동안 받게 되는 하중을 지상에서 모사하여 부가함으로써 구조물의 정적 및 내구성/손상허용 강도를 비행 전에 검증하는 시험이다. 항

접수일(2011년 7월 8일), 수정일(1차 : 2011년 9월 9일, 2차 : 2011년 10월 14일, 게재 확정일 : 2011년 11월 1일)

* 비행체재료구조팀/ihchoi@kari.re.kr

** 항공기술실/Smahn@kari.re.kr

공기가 운항 중에 받는 하중에는 공기력과 관성력, 지면으로부터 받는 이착륙 및 지상활주 하중 등이 있다. 이들 하중의 크기 및 분포는 하중해석(load analysis)을 통하여 구체적으로 결정된다.



Fig. 1 날개에 패드를 부착하여 전기체 구조시험을 수행하는 예(F-16).

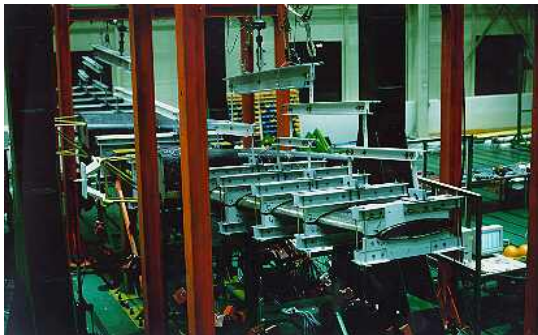


Fig. 2 날개에 스트랩을 사용하여 구조시험을 수행하는 예(쌍발 복합재 항공기).

항공기 운항 중에 구조물에 작용되는 공기력은 외부 스킨 구조물에 분포 압력으로 작용된다. 지상에서 수행되는 구조시험에서도 이를 정확히 모사하기 위하여 Fig. 1과 같이 많은 수의 패드를 부착하여 시험하중을 부가한다. 그런데 최근에 많이 제작되고 있는 복합재 항공기는 패드를 부착하여 시험을 수행하는 경우에 스킨 구조물과 내부의 스파/리브 구조물 등과의 접착 분리가 발생할 염려가 있다. 그래서 Fig. 2와 같이 스트

랩(strap)을 제작하여 날개 구조물을 감싸서 시험하중을 부가하기도 한다. 스트랩을 사용하는 경우 스트랩은 대개 내부에 리브나 벌크헤드 구조물이 존재하는 곳에 설치한다. 따라서 항공기 구조물에 시험하중을 부가할 수 있는 하중부가점의 수가 많지 않게 되고 이는 결과적으로 정확한 시험하중의 모사를 제한하게 한다.

본 논문에서는 KC-100 복합재 항공기의 전기체 시험하중 산출과 관련하여, 대표적으로 좌측 주익 박스 구조물의 시험하중 산출 과정에 여러 가지 시험하중 산출 방법을 적용해보고 그 결과를 상호 비교 분석함으로써 최적의 시험하중 산출 방법에 대하여 고찰하였다.

2. 시험하중 산출 과정

2.1 기준선과 하중부가 위치

KC-100 항공기의 하중해석은 (주)한국항공우주 산업에서 수행되었다. 수행된 하중해석 결과로서 항우(연)에 제공되는 설계하중은 Fig. 3과 같은 형태를 갖는다[8]. Fig. 3은 항공기의 여러 부분체 중에서 주익과 동체에 대한 결과만을 대표적으로 보여주고 있다. Fig. 3에서 주익의 경우를 살펴보면 하중해석의 기준점과 그 지점에서 작용되는 주익에 수직 방향의 전단하중/모우멘트와 주익 길이 방향을 축으로 하는 토오션의 값들이 정리되어 있음을 볼 수 있다. 이를 통상적으로 VMT (Vertical-shear/Moment/Torsion)라고 부른다. 동체의 경우에는 위의 3개 성분 외에 측방향의 전단하중/모우멘트가 추가되어 있다.

Fig. 3의 기준점들을 연결하면 주익 또는 동체의 하중산출의 기준선이 된다. 이는 전통적인 형상의 항공기의 날개나 동체들이 길이가 긴 통(날개의 경우에는 단면은 에어포일 형상, 동체의 경우에는 대체로 둥근 형상) 형태의 구조물이기 때문에 구조역학적 측면에서는 이들을 1차원적인 빔 구조물처럼 단순화하여 취급하는 것이 가능하기 때문이다.

Main Wing - Total - VMT(Local Coord.)							Left Hand Side		
FS(mm)	BL(mm)	WL(mm)	V(N)	M(N-mm)	T(N-mm)				
4300.96	508.00	1111.22	5949.	13319006.	1212698.				
4296.65	631.00	1122.01	5879.	12589346.	1170060.				
4285.69	943.20	1149.32	5356.	10954068.	969235.				
4285.66	944.00	1149.39	5715.	10938312.	969500.				
4280.14	1101.42	1163.16	5357.	10065462.	882812.				
4257.24	1754.00	1220.26	4304.	6943586.	589341.				
4231.06	2500.00	1285.52	3217.	4153293.	369383.				
4204.04	3270.00	1352.89	2153.	2087119.	209318.				
4196.70	3473.00	1371.17	1886.	1663634.	177390.				
4184.06	3839.33	1402.70	1424.	1088666.	113840.				
4163.33	4430.00	1454.38	793.	417874.	31540.				
4149.64	4820.29	1488.52	496.	169154.	11917.				
4135.94	5210.58	1522.67	202.	37771.	-12532.				
4129.03	5407.47	1539.89	76.	9789.	-6503.				
4121.68	5617.00	1558.22	7.	102.	-1419.				

Forward Fuselage - Total								Local Coord.		
FS(mm)	BL(mm)	WL(mm)	VS(N)	LS(N)	VBM(N-mm)	LBM(N-mm)	TS(N-mm)			
1147.00	0.00	1540.00	0.	0.	0.	0.	0.	0.	0.	0.
2240.00	0.00	1540.00	-168.	0.	-1802.	-4.	-1827.			
2761.00	0.00	1540.00	-3870.	-2.	-2009744.	-775.	-91809.			
3790.00	0.00	1540.00	-5373.	-20.	-6830384.	-13154.	-76204.			
4300.00	0.00	1540.00	-7477.	-23.	-10367556.	-24106.	-75534.			

Aft Fuselage - Total								Local Coord.		
FS(mm)	BL(mm)	WL(mm)	VS(N)	LS(N)	VBM(N-mm)	LBM(N-mm)	TS(N-mm)			
4300.96	0.00	1540.00	-4432.	-15.	-7952934.	-20221.	-39118.			
4490.00	0.00	1540.00	-4251.	-14.	-7127513.	-17531.	-34588.			
5900.00	0.00	1540.00	-1925.	-7.	-3877839.	-6500.	-34169.			
6250.00	0.00	1540.00	-1611.	-4.	-2648798.	-3067.	6728.			
7000.00	0.00	1540.00	-1442.	-1.	-1484953.	-1207.	3904.			
8149.63	0.00	1540.00	-1281.	-1.	53065.	46.	4615.			
8150.00	0.00	1540.00	-22.	0.	-3339.	0.	471.			
8473.00	0.00	1540.00	0.	0.	0.	0.	0.			

Fig. 3 시험하중 산출을 위한 기본 데이터 예.

Fig. 4는 KC-100 좌측 주익의 기준점 및 기준선, 그리고 기준점 중에서 VMT 값을 작은 오차 범위 내에서 일치시켜야 하는 일치점(matching point) 그리고 하중을 부가하는 스트랩의 위치를 근사적으로 보여주고 있다. 즉, 기준점에서 제공되는 VMT 정보를 활용하여 스트랩에 적절한 크기의 하중을 부가함으로써 일치점에서의 설계 VMT와 시험하중에 의한 시험 VMT를 일치시키는 것이 시험하중 산출의 최종적인 목표가 된다.

2.2 다양한 시험하중산출 방법

본 논문에서는 하중부가점에서 부가할 하중의 크기를 결정하는 방법으로 다음의 4가지 방법을 분석하였다.

- 1) 구간별 전단하중 일치 방법
- 2) 구간별 모우멘트 일치 방법

3) 구간별 대표하중 선정 방법(I)

4) 구간별 대표하중 선정 방법(II)

Fig. 4에서 스트랩의 수량 및 위치가 결정되면 여러 기준점 중에서 각 스트랩의 안쪽(root 방향)에 한 개씩 일치점을 정하게 된다. 스트랩에 부가되는 하중의 크기를 조절하여 바로 안쪽의 일치점에서의 VMT를 일치시켜야 한다. 그런데 하중의 크기로서 조절 가능한 자유도가 하나이기 때문에 전단하중과 모우멘트 중 한 가지만을 일치시킬 수밖에 없다(전단하중과 모우멘트 외에 토오션에 대해서는 스트랩 위에서 하중부가 위치를 앞뒤로 조절함으로써 모든 일치점에서의 토오션을 항상 일치시킬 수 있음). 위의 4개 방법중 1)과 2)는 각각 일치점에서 전단하중 또는 모우멘트를 일치시키도록 하중의 크기를 결정하는 방법이다. 이 과정을 도식화 한 것이 Fig. 5와 6이다. Fig. 5에서 스트랩의 하중은 스트랩 좌우의 두 일치점에서의 전단하중의 차이를 바로 부가한다. Fig. 6은 스트랩 안쪽(root 방향)의 일치점에서의 모우멘트를 일치시키는 하중의 크기를 계산하여 스트랩에 부가한다.

위에서 살펴본 1)의 방법은 각 일치점에서 전단하중은 일치하나 모우멘트의 오차가 크게 나타날 수 있고, 2)의 방법은 각 일치점에서 모우멘트는 일치하나 전단하중의 오차가 크게 나타날 수 있다. 또한 1)과 2)의 방법은 하중해석 결과로서 제공되는 많은 기준점 정보들 중에서 일치점으로 선정된 (상대적으로 적은 수의) 기준점들의 VMT 정보만 활용하여 시험하중을 산출하게 됨으로써 제공된 설계하중 VMT 정보를 충분히 활용하지 못하는 단점이 있다.

이에 비하여 3)과 4)의 방법은 모든 기준점의 정보를 활용하여 시험하중을 산출하는 방법이다.

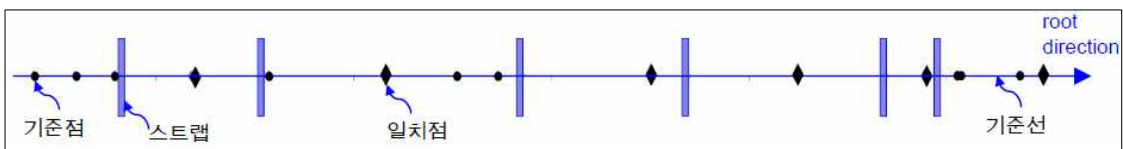


Fig. 4 KC-100 항공기 좌측 주익의 기준점, 일치점 및 하중부가 스트랩의 상대적 위치.

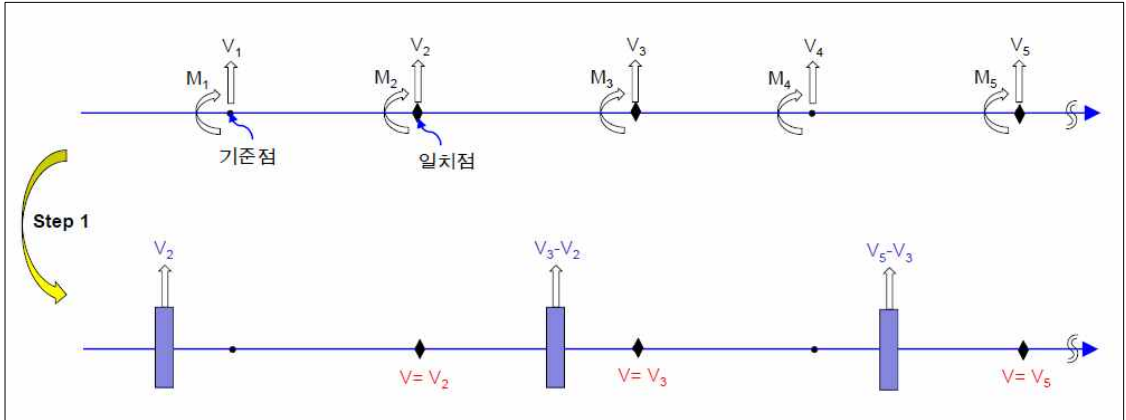


Fig. 5 구간별 전단하중 일치 방법 개념도.

Fig. 7에서 이 과정을 도식적으로 보여주고 있다. 먼저 인접한 두 개의 기준점들의 전단하중의 차이(ΔV , 구간별 대표하중)를 계산하고, 두 기준점 중에서 안쪽(root 방향)의 모우멘트를 일치시키는 곳에 ΔV 를 위치시킨다. 정상적인 경우에는 ΔV_1 과 ΔV_2 처럼 두 기준점 사이에 ΔV 가 위치하게 되지만, 때로 ΔV_3 와 ΔV_4 처럼 두 기준점을 벗어난 곳에 위치하기도 한다. 이는 특히 외부 장착물 등에 의하여 날개 기준선에서의 설계하중 VMT가 연속적으로 계산되지 않음으로 인하여 발생하게 되는데, 날개의 경우에는 파일런이나

착륙장치 등이 부착된 경우가 이에 해당된다. KC-100 항공기의 경우에도 착륙장치가 주익에 부착되어 있는데, 착륙장치의 부착점에서 이착륙이나 지상활주에 의한 설계하중 VMT를 정확히 모사하지 못하면 ΔV 의 위치가 두 기준점 사이를 벗어나 비정상적으로 위치하게 된다.

모든 ΔV 의 위치가 순차적으로 계산되면, 이 ΔV 를 좌우측에 인접한 두 개의 스트랩까지의 거리를 고려하여 비례배분한다. 이것이 3)의 방법이다. 특히 양쪽 가장자리에 위치한 스트랩의 양 바깥쪽에 위치하는 ΔV 의 경우에는 안쪽에 위

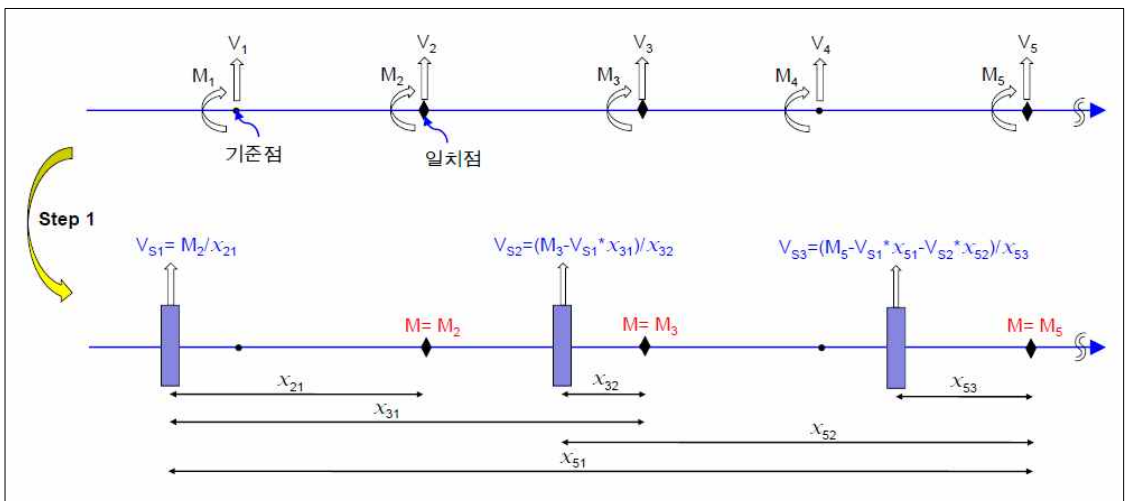


Fig. 6 구간별 모우멘트 일치 방법 개념도.

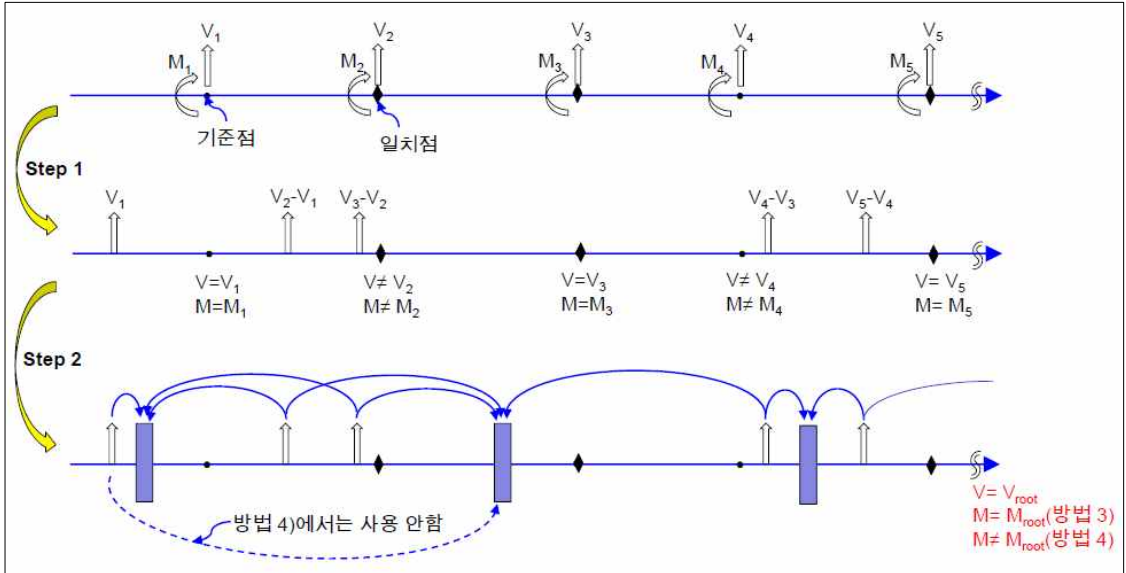


Fig. 7 구간별 대표하중 선정 방법 개념도.

치한 두 개의 스트랩에 외부적으로 비례배분한다. 그런데 이 경우에 전단하중의 분포가 상당히 왜곡될 수 있다. 따라서 양쪽 가장자리에 위치한 스트랩의 양 바깥쪽에 위치하는 ΔV 의 경우에는 바로 안쪽에 위치한 한 개의 스트랩에 모두 추가하는 방법을 사용하기도 한다. 이 방법이 4)의 방법이다. 3)의 방법을 사용하면 root에서 전단하중과 모우멘트를 일치시킬 수 있지만 그 외의 지점에서 전단하중의 오차가 크게 발생하는 곳이 나타날 수 있다. 4)의 방법에서는 root에서 전단하중만 일치하지만, 모우멘트의 오차가 전체적으로 작게 발생하는 경향이 있다.

3. 시험하중 산출 결과

본 논문에서는 앞 절에서 살펴본 여러 가지 시험하중 산출방법을 KC-100 항공기 좌측 주익의 시험하중 산출과정에 적용하고 그 결과를 분석하였다. 본 분석에 사용된 하중조건은 수는 약 200여개이다. Fig. 8은 모든 기준점에서 설계하중 V 값과 앞 절의 시험하중 산출방법 1)부터 4)를 사용하여 산출된 시험하중 V 값들을 그래프로 보

여주고 있다.

Fig. 8의 결과를 살펴보면, 시험하중 산출 결과는, 하중을 추가할 수 있는 하중부가점 (즉, 스트랩) 수의 제한으로 계단 형상으로 나타남을 알 수 있다. 그 중에서도 방법 2)의 분포가 계단 형상이 더 크게 나타나고 있으며, 방법 3)은 일부 하중 조건에서 우측 root 부위 근처에서 계단 형상이 크게 나타남을 볼 수 있다. 이 결과로부터 전단하중의 정확도는 방법 1)과 방법 4)의 경우에 비교적 양호하게 산출된다는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9는 모든 기준점에서 설계하중 M 값과 시험하중 산출방법 1)부터 4)를 사용하여 산출된 시험하중 M 값들을 그래프로 보여주고 있다. M 에 대한 결과들은 Fig. 8의 V 에 대한 결과와는 달리 그래프 상으로 큰 차이를 보이지는 않고 있다. 다만 그래프를 확대하여 자세히 비교해보면 방법 1)에 의한 결과가 root 부위에서 설계하중에 의한 결과보다 큰 값을 보이고 있음을 알 수 있다. 통상적으로 VMT 중에서 M 의 정확도가 가장 중요하고, 다음이 T , 그리고 V 인 것으로 알려져 있다. 따라서 방법 1)에 의하여 root에서 M 이 큰 값으로 산출되는 것은 이 방법의 적용을 재고하게 한다.

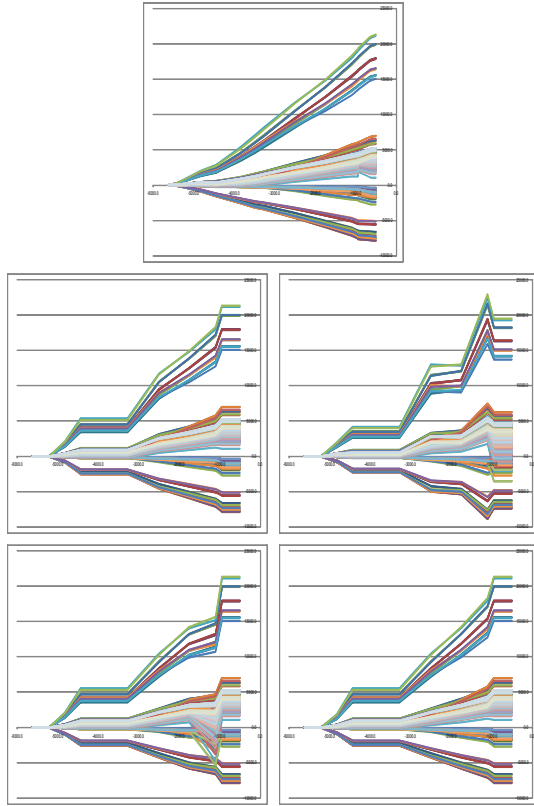


Fig. 8 KC-100 좌측 주익 V 결과(위, 좌로부터 각각 설계하중 및 방법 1)~4) 적용 시험하중 결과).

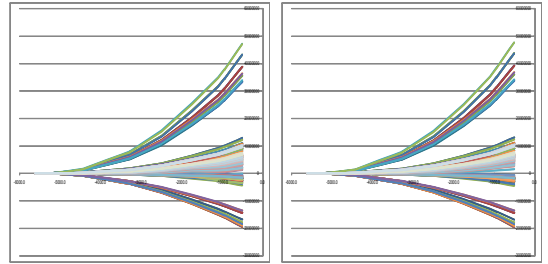
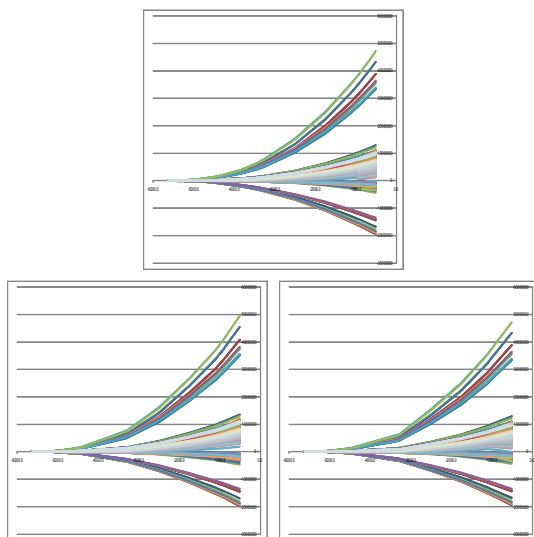


Fig. 9 KC-100 좌측 주익 M 결과(위, 좌로부터 각각 설계하중 및 방법 1)~4) 적용 시험하중 결과).

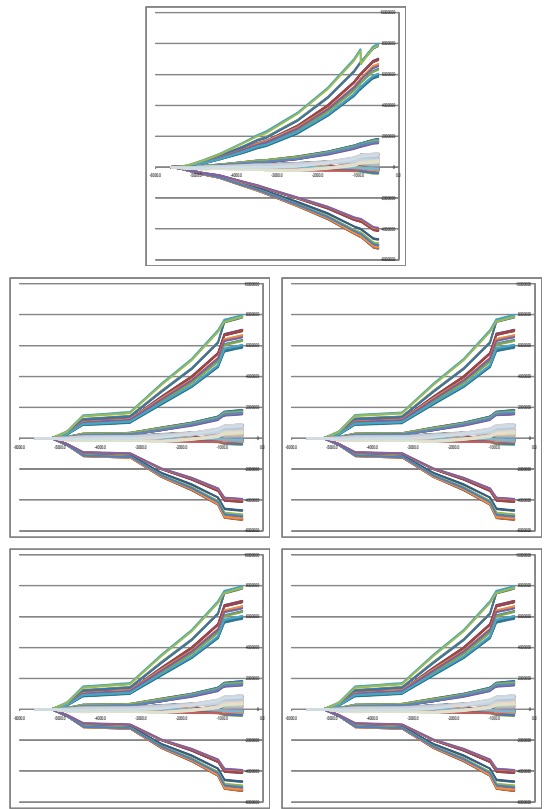


Fig. 10 KC-100 좌측 주익 T 결과(위, 좌로부터 각각 설계하중 및 방법 1)~4) 적용 시험하중 결과).

Fig. 10은 모든 기준점에서 설계하중 T값과 시험하중 산출방법 1)부터 4)를 사용하여 산출된 시험하중 T값들을 그래프로 보여주고 있다.

Table 1 방법 1)에 의한 평균 오차율.

일치점 BL	V 오차율	M 오차율	T 오차율
-4820	0.0%	1.9%	0.0%
-3839	0.0%	3.9%	0.0%
-2500	0.0%	1.4%	0.0%
-1754	0.0%	1.7%	0.0%
-1101	0.0%	1.1%	0.0%
-508 (root)	0.0%	1.8%	0.0%

Table 2 방법 2)에 의한 평균 오차율.

일치점 BL	V 오차율	M 오차율	T 오차율
-4820	1.9%	0.0%	0.0%
-3839	4.4%	0.0%	0.0%
-2500	1.7%	0.0%	0.0%
-1754	2.9%	0.0%	0.0%
-1101	5.8%	0.0%	0.0%
-508 (root)	4.6%	0.0%	0.0%

Table 3 방법 3)에 의한 평균 오차율.

일치점 BL	V 오차율	M 오차율	T 오차율
-4820	2.5%	3.4%	0.0%
-3839	1.0%	4.8%	0.0%
-2500	3.0%	0.4%	0.0%
-1754	1.1%	0.5%	0.0%
-1101	9.0%	1.0%	0.0%
-508 (root)	0.0%	0.0%	0.0%

Table 4 방법 4)에 의한 평균 오차율.

일치점 BL	V 오차율	M 오차율	T 오차율
-4820	3.4%	3.6%	0.0%
-3839	1.0%	4.0%	0.0%
-2500	3.0%	0.2%	0.0%
-1754	1.1%	0.4%	0.0%
-1101	0.1%	0.1%	0.0%
-508 (root)	0.0%	0.9%	0.0%

Fig. 8의 V와 같이 하중부가점 수의 제한으로 계단 형상을 보이지만, T값은 스트랩의 전후 방향으로 시험하중 부가 위치를 조절함으로써 모든 일치점에서 설계하중에 의한 T값과 시험하중에

의한 T값을 항상 일치시킬 수 있다. 따라서 시험하중 산출 방법에 따른 차이를 그래프상에서 식별하기 쉽지 않다.

위 Fig. 8부터 10까지 VMT 결과들을 그래프상으로 정성적으로 비교하였다. 위 결과들의 정량적인 차이를 파악하기 위하여, Table 1부터 4에서 각 방법들에 대한 평균 오차율을 정리하였다.

Table 1부터 4까지의 결과를 살펴보면, 방법 1)은 V의 오차율은 0이나 M의 오차율이 다른 방법들에 비하여 큰 편이며(특히 시험하중의 정확도가 크게 요구되는 root 근처에서 상대적으로 크게 나타남), 방법 2)의 경우에는 M의 오차율은 0이나 V의 오차율이 상대적으로 매우 크게 나타난다. 방법 3)의 경우에는 root에서 V와 M의 오차율이 0이나 일부 지점에서 V와 M의 오차가 매우 크게 나타나고 있다. 방법 4)에 의한 결과는 root에서 V의 오차율이 0이며, 전체적으로 V와 M의 오차가 상대적으로 작게 나타나고 있다(특히 시험하중의 정확도가 크게 요구되는 root 근처에서 양호하게 나타남).

따라서 위의 결과로부터 4)의 방법이 가장 적절함을 알 수 있으며, KC-100 항공기의 피로시험 시험하중 산출에도 방법 4)를 적용하였다. 하지만, 시험하중의 크기는 개별 항공기의 특성 및 시험하중부가 위치 등에 따라 달라지게 되므로 위의 4개의 방법을 모두 적용해보고 적합한 것을 선정하는 산출 과정이 필요한 것으로 판단된다.

또한 전기체 정적시험의 경우에는 매 시험하중 조건마다 모든 일치점에서 통상적으로 2% 이내의 오차율을 요구하므로, 이를 만족시키기 위하여 필요한 경우에 각 시험하중 조건별 스트랩에 작용되는 하중의 크기를 약간씩 조정하여 요구되는 오차율 조건을 만족시켜야 한다. 즉, 방법 4)를 그대로 적용하면 root에서 V의 오차율이 0이 나오는데, 만일 다른 곳에서 V나 M의 오차율이 요구되는 오차율의 범위를 벗어나는 곳이 있다면, root에서 오차율이 0이 되지 않더라도 각 스트랩에서의 하중의 크기를 약간씩 조절하여 모든 일치점에서 요구되는 오차율의 범위 내에 들어오도록 하중에 대한 미세조정을 수행하여야 한다.

4. 결 론

본 논문에서는 항공기 전기체 구조시험을 수행함에 있어서 설계하중 VMT 데이터로부터 시험하중을 산출하는 몇 가지 방법에 대하여 살펴보고, 이를 KC-100 항공기 좌측 주익의 시험하중 산출과정에 적용하여 산출된 결과의 차이 및 특성을 비교 분석하였다. 본 연구에서 살펴본 KC-100 항공기 좌측 주익의 경우에는 앞 절에서 살펴 본 4가지 방법중 '구간별 대표하중 선정 방법(II)'에 의한 결과가 가장 적절한 것으로 판단되었다. 하지만 이 방법이 모든 형식의 항공기에 대하여 항상 가장 적합한 방법이라고 결론을 내릴 수는 없다. 이는 각 항공기의 형식에 따라 설계하중의 특성이 다르고, 또한 선정된 스트랩의 수량 및 위치에 따라서도 시험하중 산출 결과가 다르게 나타나게 되므로, 본 연구에서 소개한 4가지 방법에 대하여 모두 적용해보고 그 결과에 따라 적합한 방법을 선정하여야 한다. 또한 통상적으로 전기체 정적시험의 경우에는 VMT 세 성분에 대한 허용오차율이 매우 작으므로, 이를 만족시키기 위해서는 개별 시험하중 조건별로 스트랩에 부가되는 하중의 크기를 미세 조정하여 요구되는 VMT 오차율을 모두 만족시키기 위한 시험하중 조정과정이 추가로 요구된다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비 지원에 의하여 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. 황인회, "항공기 전기체 구조시험 기술", 기계저널, 제 39권 제 7호, 1997, pp. 59-62.
2. 김태욱, 김성찬, 심재열, 황인회, "전기체 정적 시험을 위한 시험하중 해석 및 하중부가장치 개발", 대한기계학회 추계학술대회 논문집, 2002, pp. 1-5.
3. 강왕구, 구교남, 김덕관, "소형항공기 전기체 피로시험을 위한 하중 스펙트럼 산출", 한국항공우주학회지, 제 29권 제 6호, 2001, pp. 112-118.
4. 정재권, 이기범, 양명석, 설창원, "T-50 전기체 내구성시험 시험하중 설계기술 연구", 한국항공우주학회지, 제 32권 제 3호, 2004, pp. 82-87.
5. 주영식, 김민성, 박병훈, 설창원, 김호연, 정재권, 정병우, "기본 훈련기 실기체 내구성시험", 한국항공우주학회지, 제 30권 제 5호, 2002, pp. 127-133.
6. 최종호, 박성준, 이광영, "T-50 구조 강도 및 수명 시험", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2004, pp. 528-532.
7. 윤중호, 노태환, 정승훈, "구조 내구성 시험용 Actuator Load Spectrum 생성방법", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2002, pp. 423-428.
8. "KC-100 Full Scale Static and fatigue Test Conceptual Design-To loads", KPP-KAI-FEM-LD-010, Korea Aerospace Industries, Ltd. 2010.