

항공기 외부 장착물 비대칭성을 고려한 서스펜션 시스템의 비행 하중 고려 휘플 트리 설계

Design of Whiffletree Based on Flight Loads of Aircraft Suspension Mounting Asymmetric External Stores

명 호 준* · 송 용 진* · 박 경 수**
임 재 문*** · 오 민 진*** · 장 종 윤*** · 김 준†
Ho Joon Myoung*, Yong-Jin Song*, Kyoung-Su Park**,
Jae Moon Im***, Min Jin Oh***, Jong Youn Jang*** and Joon Kim†

(Received September 15, 2023 ; Revised October 4, 2023 ; Accepted October 10, 2023)

Key Words : External Store(외부 장착물), Suspension(서스펜션), Inertial Load(관성 하중), Asymmetric Mounting (비대칭 탑재), Structural Static Test(구조시험), Whiffletree(휘플 트리)

ABSTRACT

Recently, unmanned aerial vehicles and fighters have been equipped with external stores. Due to their significant payload capacity, these external stores play a crucial role in the load distribution on the armament suspension that supports them during loading and release operations. In this study, we aimed to develop a Whiffletree structure that is essential for conducting ground-based structural tests on the armament suspension's load-bearing capacities. To achieve this goal, the Whiffletree structure was designed and analyzed to accommodate various loading and releasing conditions associated with different types of external stores. Furthermore, the designed Whiffletree structure was compared with the actual applied forces using a finite element analysis model. This comparison ensured that the structural integrity of the design was thoroughly assessed. Considering the specific characteristics of the four external stores used in this study's armament suspension, a single-stage Whiffletree structure was designed. Importantly, this design could operate safely within the limits of the actuator's power capacity.

1. 서 론

최근에 무인항공기 및 항공기에 항공기 외부 장착물을 장착 가능하게 하는 시스템으로 서스펜션이 있다. 이러한 탑재체계는 빠르게 적진에 침투하거나 급가속 회피 등의 기동을 자주하게 되고 다양한 동특성

에 안정성이 영향을 받는다⁽¹⁾. 항공기의 외부탑재 시스템은 이러한 기동에 안정성을 확보해야 하는데, 이를 위해서 비행 적합성 판단을 위한 사전 수행 요구사항인 구조해석 및 구조 시험이 수행 되어야 한다⁽²⁻⁶⁾. 이러한 구조건전성을 평가하기 위해서는 항공기의 비행 특성에 따른 항공기 외부 탑재 시스템에 가해지는 비행 하중에 대한 분석이 반드시 필요하다. 이 비행

† Corresponding Author ; Member, LIG Nex1, Researcher
E-mail : kimjoon@lignex1.com

* Member, Gachon University, Student

** Member, Gachon University, Professor

*** LIG Nex1, Researcher

‡ Recommended by Editor Wonseok Yang

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

하중은 MIL-STD-8591⁽⁷⁾에 의거해서 비행 속도 및 고도와 자세에 따른 공력 하중과 비행 특성에 따른 선 가속도와 회전가속도의 기동 등에 의해 발생하는 관성하중으로 나뉘어 계산되며, 이 두 힘의 합력에 의해 서스펜션을 포함하는 외부 장착물의 구조 안정성은 결정된다. 실제 비행중에 발생하는 하중 조건을 지상 시험에서 구현하기 위해서는 주요 하중 위치에 정확한 힘을 전달할 수 있는 휘플트리 구조 설계가 필수적이다.

Kim 등은⁽⁴⁾ 항공기의 동적 특성에 따른 외부 연료 탱크에 가해지는 하중을 예측하기 위해 정확한 유한 요소 해석 모델을 개발하였다. 이를 통해 외부 장착물의 구획 별 하중을 계산할 수 있었다. 그리고 Kim 등은 항공기에 장착된 외부 연료통에 대한 정적 구조 해석을 위한 휘플트리 설계 기법을 제안하였으며, 설계된 휘플트리 구조를 유한요소 해석을 통하여 응력 및 구조 안전성을 평가하였다⁽³⁾. 또한 Kim 등은 항공기 외부 연료통에 대한 구조 시험을 수행하였고, 휘플트리가 장착된 시스템의 실제 시스템과 해석과의 차이점의 원인을 규명하고, 구획 별 오차를 평가하였다⁽⁵⁾. 그러나 앞선 선행 연구들의 경우 단일품에 대한 휘플 트리 및 구조 시험을 수행한 내용이어서, 비대칭적 탑재와 같은 무게중심 및 관성의 변화가 발생하지 않는 시스템에 대한 것들이었다.

이에 이 연구에서는 4개의 항공기 외부 장착물이 장착된 탑재 서스펜션에 대해 항공기 외부 장착물의 탑재 정도에 따른 비대칭성을 고려한 비행 상황에서 관성하중해석을 수행한다. 이 연구팀의 선행연구⁽⁸⁾에서 계산된 비대칭성을 고려한 관성 하중 값과 이를 바탕으로 계산된 서스펜션 구획별에 가해지는 전단력 변화와 굽힘 모멘트 변화를 바탕으로 기존과는 다른 y, z 방향까지를 고려한 휘플트리 구조를 설계한다. 또한 설계된 휘플트리를 유한요소 모델 결과와 비교하여 그 타당성을 검증한다.

2. 항공기 서스펜션에 가해지는 하중 해석

2.1 비행 하중 해석

항공기 기동 시 작용하는 통합 하중은 Fig. 1과 같이 진행된다. 통합 하중은 관성 하중과 공력하중으로 구분하였다. 그림에서 보는 것과 같이 비행조건에 따른 선속도, 가속도, 회전가속도가 정해지고 비행 무기

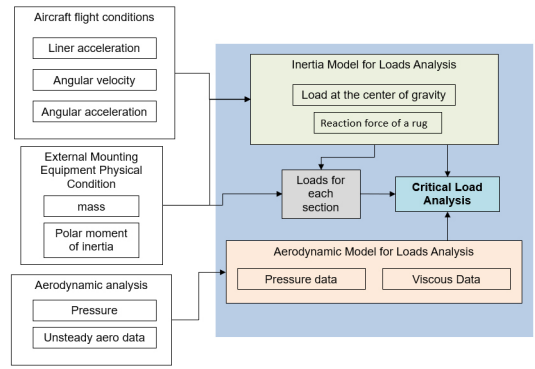


Fig. 1 Calculation of system load mounted on the exterior of the aircraft

계의 섹션(section)별 무게와 회전 관성 모멘트가 정의되면 이를 통하여 관성 하중에 대한 분석이 이루어진다. 또한, 비행 조건에 따른 고도와 압력분포 등을 계산하게 되면 유한요소 해석을 통해 섹션 별 압력 기반의 공력 하중을 계산하게 된다. 이를 포함한 혼합 하중을 계산하여 섹션 별로 입력을 하게 되면 항공기 외부 장착물이 포함된 서스펜션에 각 세션에 가해지는 하중들을 계산하게 되고, 이를 통해 각 섹션에 가해지는 전단력(shear force)과 굽힘 모멘트(bending moment)를 계산하고 이 결과를 통하여 구조건전성을 평가하게 된다⁽⁸⁾.

해석에 사용된 하중 조건은 참고자료와 같은 비행 조건을 사용하였다⁽⁸⁾.

2.2 서스펜션 특성 및 항공기 외부 장착물 탑재

서스펜션의 구획 및 각 구획의 좌표는 Fig. 2와 같이 23개의 구획으로 나누어져 있으며⁽⁹⁾, 항공기 외부 장착물의 탑재 유무에 따른 6가지 경우는 Fig. 3과 같고, 4개중 앞쪽 2개의 항공기 외부 장착물은 서스펜션 구획의 2번, 7번에 지지되고, 뒤쪽에 탑재되는 외부 장착물은 위치 16번과 21번에 고정된다. 구획의 9번과 15번은 외부 장착물 탑재용 서스펜션이 항공기와 lug를 통해 결합되는 구획이다. Fig. 3에서 1개, 2개, 3개의 항공기 외부 장착물을 탑재한 경우는 대칭성을 고려하여 조건을 선정하였다. 즉 3개의 항공기 외부 장착물을 탑재한 경우는 Fig. 3(b)에서 4번 위치에 외부 장착물이 없는 조건으로, 2개의 경우인 Fig. 3(c)는 3, 4번의 외부 장착물이 없는 경우, Fig. 3(d)는 1, 3번이 없는 경우로, Fig. 3(e)는 1, 4번의 장착물이 없

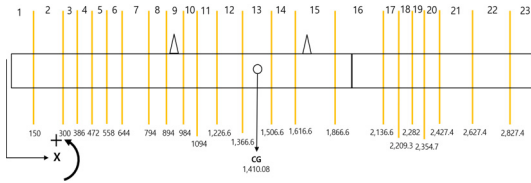


Fig. 2 Positions by section of suspension

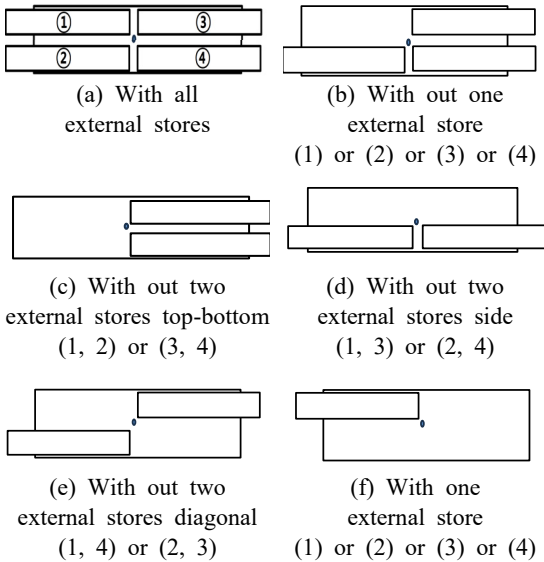


Fig. 3 Cases for external store conditions

는 경우를 설계하였다. 또한, 외부 장착물이 한 개만 탑재된 경우인 Fig. 3(f)의 경우는 1번 항공기 외부 장착물만 가진 경우를 고려하였다.

이 연구에 사용된 항공기 외부 장착물의 제원은 길이 1.76 m, 직경 0.18 m이고 무게는 94 kg이다. 또한 무장을 탑재하는 서스펜션의 무게는 약 586 kg이고 길이는 3 m이고 폭과 높이는 0.5 m, 0.3 m이다⁽¹⁰⁾.

2.3 각 조건에 따른 구획 별 비행 하중 계산

앞에서 언급한 것과 같이 이 연구팀의 선행 연구를 통해서 6개의 항공기 외부 장착물의 탑재 여부에 따른 비대칭성을 고려한 무장용 서스펜션의 구획 별 적용 비행하중을 계산한 결과를 Table 1 ~ Table 3에 보여진다⁽⁸⁾. 힘의 단위는 N이다.

Table 1 Suspension loads with w/o or with ES

Sec.	W/O all		With all	
	F_Y [N]	F_Z [N]	F_Y [N]	F_Z [N]
2	-671	235	-1247	436
7	-695	82	-1139	133
9	1150	-243	1929	-437
15	1862	-399	3124	-711
16	-546	32	-831	48
21	-821	265	-1556	502

Table 2 Suspension loads with 3 or 1 ES

Sec.	W/O 1 store		With 1 store	
	F_Y [N]	F_Z [N]	F_Y [N]	F_Z [N]
2	-1203	370	-916	271
7	-1091	82	-867	34
9	2348	-243	1949	-406
15	2174	-399	158	-326
16	-719	32	-577	78
21	-1232	265	-860	322

Table 3 Suspension loads with 2 ES

Sec.	W/O rear		W/O side		W/O diagonal	
	F_Y	F_Z	F_Y	F_Z	F_Y	F_Z
2	-619	156	-959	336	-959	336
7	-631	-17	-917	108	-917	108
9	856	-218	1539	-341	1539	-341
15	3264	-810	2492	-556	2492	-556
16	-911	171	-689	41	-689	41
21	-1680	690	-1189	384	-1189	384

3. 다양한 하중 조건에 대한 휘플트리 설계

구조 시험을 위한 휘플트리는 위의 Table 1 ~ Table 3에서 구한 주요 구획들의 전단력을 Fig. 4와 같은 구조와 식 (1)을 바탕으로 정적 평형을 기반으로 계산하게 된다. 1단의 휘플트리 구조는 하나의 액추에이터가 가하는 힘(F_A)를 이용하여 작용점과의 거리 L_1 과 L_2 를 조절함으로써 두 점에 정확한 하중(F_{Wk} , F_{Wk+1})을 적용할 수 있다.

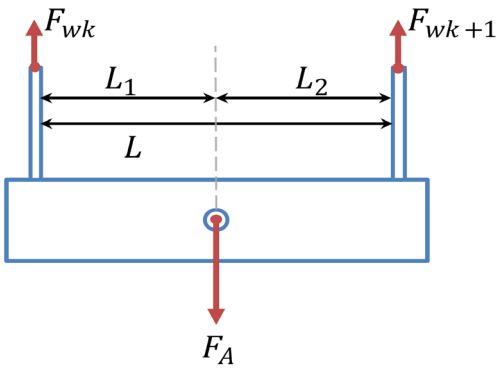
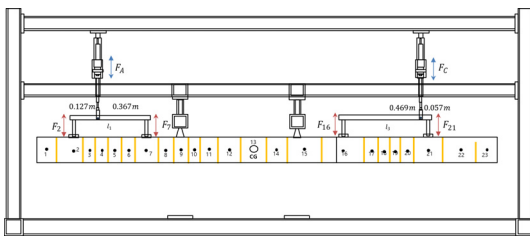
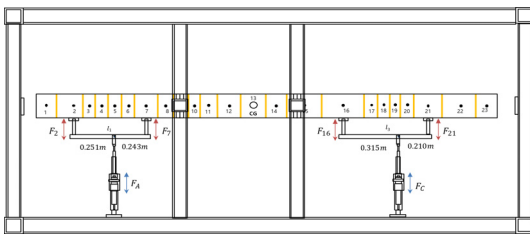


Fig. 4 Determination of loading position



(a) Z-axis structure ($F_A = 317 \text{ N}$, $F_B = 297 \text{ N}$)



(b) Y-axis structure ($F_A = -1366 \text{ N}$, $F_B = -275 \text{ N}$)

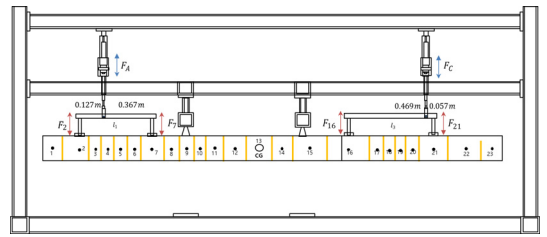
Fig. 5 Only suspension system (w/o ES)

$$F_A = F_{wk} + F_{wk+1}$$

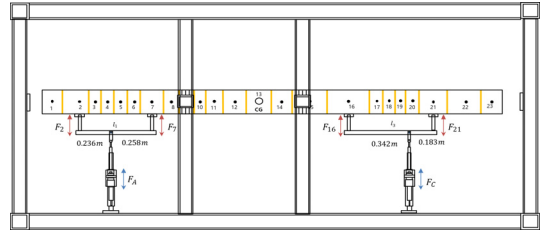
$$L_1 = \left(\frac{F_{wk+1}}{F_{wk} + F_{wk+1}} \right) * L \quad (1)$$

$$L_2 = \left(\frac{F_{wk}}{F_{wk} + F_{wk+1}} \right) * L$$

이를 이용하여 Figs. 5 ~ 11과 같이 항공기 외부 장 착물 탑재 조건에 따른 서스펜션의 주요 섹션에 가해지는 전단력과 굽힘 모멘트를 활용하여 구조 시험을 하기 위한 1단 휘플트리 설계안이다. 이 연구의 구조 시험에서 사용될 액추에이터의 경우 약 30 kN의 파

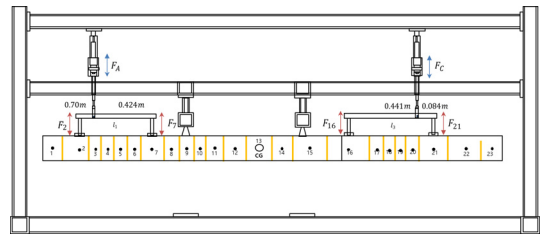


(a) Z-axis structure ($F_A = 569 \text{ N}$, $F_B = 551 \text{ N}$)

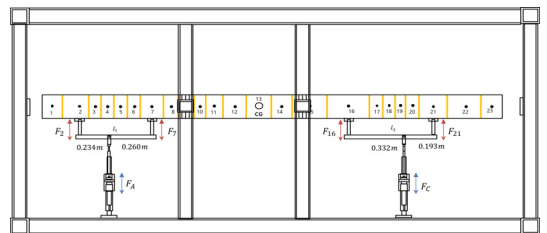


(b) Y-axis structure ($F_A = -2386 \text{ N}$, $F_B = -2387 \text{ N}$)

Fig. 6 With all ES



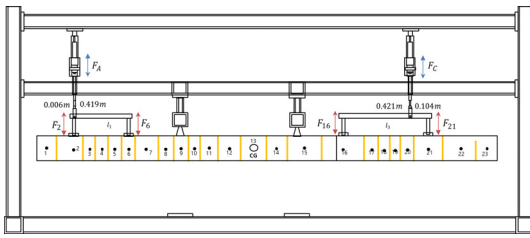
(a) Z-axis structure ($F_A = 432 \text{ N}$, $F_B = 534 \text{ N}$)



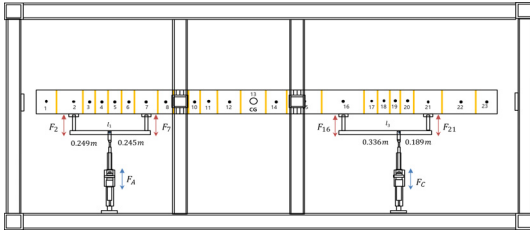
(b) Y-axis structure ($F_A = -2294 \text{ N}$, $F_B = -1950 \text{ N}$)

Fig. 7 W/O number of 4

워를 가지고 있으며, 전체에 하중 적용을 위해 총 5개 이하의 액추에이터를 사용한다는 경계조건을 가지고 있어, 1개의 액추에이터는 x방향의 하중을 가해야하므로 4개의 액추에이터만을 사용해야 하는 조건이 있다. 주요 하중 대비 1/00이하의 힘은 무시하였다. 전체적인 Table 1 ~ Table 3의 결과에서 알 수 있듯이 비행기동 특성에 의해 z방향(중력방향)으로 가해지는 하

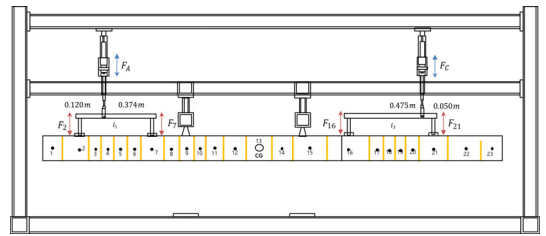


(a) Z-axis structure ($F_A = 158 \text{ N}$, $F_B = 861 \text{ N}$)

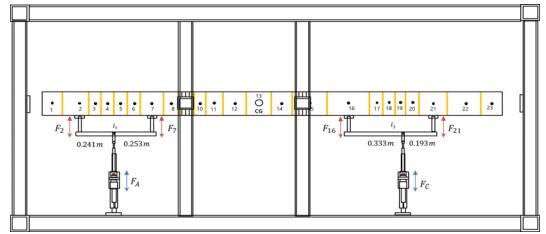


(b) Y-axis structure ($F_A = -1250 \text{ N}$, $F_B = -2624 \text{ N}$)

Fig. 8 W/O number of 3 and 4

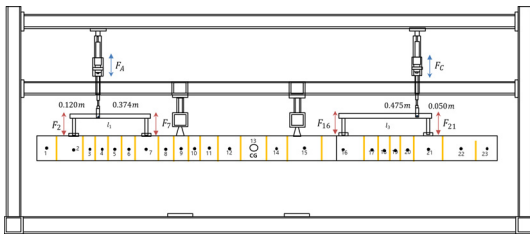


(a) Z-axis structure ($F_A = 444 \text{ N}$, $F_B = 425 \text{ N}$)

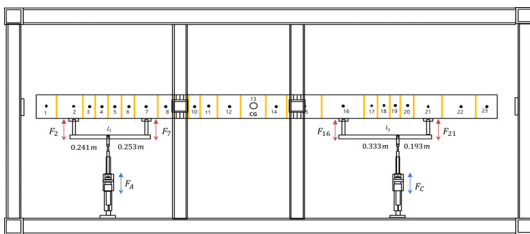


(b) Y-axis structure ($F_A = -1876 \text{ N}$, $F_B = -1877 \text{ N}$)

Fig. 10 W/O number of 1 and 4

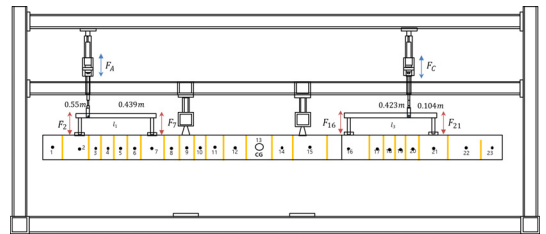


(a) Z-axis structure ($F_A = 444 \text{ N}$, $F_B = 425 \text{ N}$)

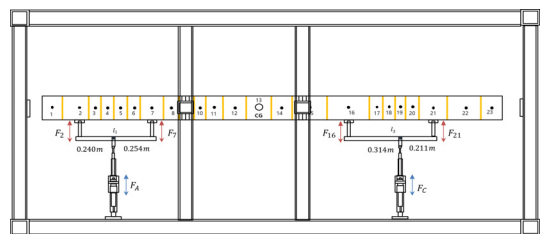


(b) Y-axis structure ($F_A = -1876 \text{ N}$, $F_B = -1877 \text{ N}$)

Fig. 9 W/O number of 1 and 3



(a) Z-axis structure ($F_A = 305 \text{ N}$, $F_B = 400 \text{ N}$)



(b) Y-axis structure ($F_A = -1783 \text{ N}$, $F_B = -1433 \text{ N}$)

Fig. 11 With only one (number of 1)

중 보다, y 축방향의 하중이 더 큼을 알 수 있다. 또한 비대칭성에 의해서 y 축방향의 힘은 탑재물이 없는 경우에 대비 약 1800 N 이상 증가하는 경우가 존재하고 이는 구조 건전성에 큰 악영향을 미칠 수 있음을 확인할 수 있다. 그리고 z 축과 y 축 방향의 휘플트리에 작용하는 액추에이터 값은 항공기 외부 장착물의 탑재 여부에 따라서 크게 변화함을 알 수 있다. 또

한, Fig. 7과 Fig. 8에서 보듯이 뒤쪽의 항공기 외부 장착물이 투하된 경우엔 서스펜션의 2번 쪽에 가해지는 힘이 커지기 때문에 앞쪽에 힘을 가하는 액추에이터의 위치가 더욱 앞쪽으로 설계됨을 볼 수 있다.

Fig. 6과 같이 4개의 장착물이 모두 탑재된 경우 서스펜션만 존재하는 구조보다 관성 하중이 상승하는 것을 볼 수 있다. 서스펜션과 항공기 외부 장착물과

Table 4 Whiffletree material : structural steel

Density	7850 [kg m ⁻³]
Poisson's ratio	0.3
Young' modulus	20 000 [MPa]
Tensile yield stress	250 [MPa]
Compressive yield stress	250 [MPa]

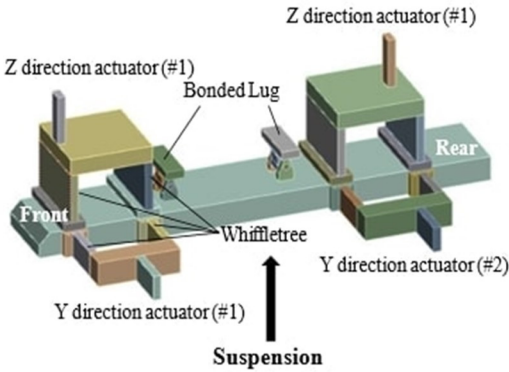


Fig. 12 Ansys static model

연결된 지지부인 구역에서 최대 89%까지의 증가가 예상되어 실 비행시 과도한 하중으로 서스펜션의 변형 및 파괴가 발생할 수 있다. 또한 Figs. 8 ~ 10과 같이 하부, 또는 뒤쪽 장착물 2개 없는 경우 무게중심의 비대칭이 커져 서스펜션의 가해지는 하중에 큰 변화를 준다. Fig. 7의 경우 y축의 무게중심은 변하지 않으나 x축 상의 무게중심의 변화가 증가하여 쏠림 현상으로 상부 lug 구역의 반력이 기존 반력의 75%로 크게 부하가 가해지는 현상을 볼 수 있다. 그림들에서 보는 것과 같이 설계된 모든 조건에서 구속 조건인 최대 액추에이터 힘과 개수를 넘지 않음을 확인할 수 있었다. 이처럼 서스펜션 시스템의 질량의 증가와 무게중심의 변화가 서스펜션에 대한 영향을 확인하기 위해 휘플트리를 통하여 관성 하중과 동일한 힘을 가하여 서스펜션의 구조 안정성의 검증이 필요하다.

4. 휘플트리 설계 검증

앞서 설계된 항공기 외부 장착물의 탑재 여부에 따른 휘플트리 설계 안에 대한 검증을 위해서 사용한 조건들에 대해서 ANSYS™ 모델을 구축하고 이를 통한 z, y 방향으로의 구조해석을 수행하였다. 모델에 사

Table 5 ANSYS inertial load and error rate ((a) case)

Sec.	Theoretical F		Simulated F		Error	
	F _Y	F _Z	F _Y	F _Z	%	%
2	-1247	436	-1247	436	0.0	0.0
7	-1139	133	-1139	133	0.0	0.0
9	1821	-427	1838	-421	0.9	1.4
15	2952	-692	2942	-697	0.3	0.7
16	-831	48	-831	48	0.0	0.0
21	-1556	502	-1556	502	0.0	0.0

Table 6 ANSYS inertial load and error rate ((b) case)

Sec.	Theoretical F		Simulated F		Error	
	F _Y	F _Z	F _Y	F _Z	%	%
2	-1203	370	-1203	370	0.0	0.0
7	-1091	62	-1012	62	0.0	0.0
9	2195	-500	2167	-494	1.3	1.2
15	2050	-466	2078	-472	1.4	1.3
16	-719	86	-719	86	0.0	0.0
21	-1232	448	-1232	448	0.0	0.0

Table 7 ANSYS inertial load and error rate ((c) case)

Sec.	Theoretical F		Simulated F		Error	
	F _Y	F _Z	F _Y	F _Z	%	%
2	-619	156	-619	156	0.0	0.0
7	-631	2	-631	2	0.0	0.0
9	2244	-699	2188	-691	2.5	1.1
15	1030	-320	1086	-328	5.4	2.5
16	-944	171	-943	169	0.2	1.1
21	-1680	690	-1681	692	0.1	0.3

Table 8 ANSYS inertial load and error rate ((d) case)

Sec.	Theoretical F		Simulated F		Error	
	F _Y	F _Z	F _Y	F _Z	%	%
2	-959	336	-957	337	0.2	0.3
7	-917	108	-919	107	0.2	1.0
9	1432	-331	1440	-327	0.6	1.2
15	2322	-537	2314	-541	0.3	0.7
16	-689	41	-688	41	0.1	0.0
21	-1189	384	-1190	384	0.1	0.0

용된 휘플트리의 재질은 structural steel을 사용하였고, y축과 z축에 모두 0.15 m³ × 0.15 m³ × 0.05 m³의 전달 구조를 이용하여 액추에이터로 가한 힘을 서스

Table 9 ANSYS inertial load and error rate ((e) case)

Sec.	Theoretical F		Simulated F		Error	
	F_Y	F_Z	F_Y	F_Z	%	%
2	-959	336	-957	337	0.2	0.3
7	-917	108	-919	107	0.2	1.0
9	1432	-331	1440	-327	0.6	1.2
15	2322	-537	2314	-541	0.3	0.7
16	-689	41	-688	41	0.1	0.0
21	-1189	384	-1190	384	0.1	0.0

Table 10 ANSYS inertial load and error rate ((f) case)

Sec.	Theoretical F		Simulated F		Error	
	F_Y	F_Z	F_Y	F_Z	%	%
2	-916	271	-916	271	0.0	0.0
7	-867	34	-867	34	0.0	0.0
9	1784	-390	1755	-386	1.6	0.1
15	1436	-314	1465	-318	2.0	1.3
16	-577	77	-577	77	0.0	0.0
21	-860	322	-860	322	0.0	0.0

펜션에 전달하였다. 해당 파라미터는 Table 4에 정리하였다. 서스펜션과 휘플트리 구조가 결합한 부분은 fixed support를 사용하여 구속조건을 부여하였다. 구축된 기본 모델은 정확도 향상을 위해 노드 수가 약 1100만 개, 요소 수 약 360만개의 모델을 구축하였다. Fig. 12에 보는 것은 구축된 휘플트리 구조 모델을 보여준다. 이를 통해 항공기 외부 장착물과 서스펜션이 연결된 위치의 하중들과 서스펜션과 항공기의 지지부에 대한 반발력 해석을 통해서 얻어낸 결과값들을 비교하여 Table 5 ~ Table 10에 정리하였다. Table 5 ~ Table 10에서 보는 것과 같이 structural steel의 $0.15\text{ m}^3 \times 0.15\text{ m}^3 \times 0.05\text{ m}^3$ 의 전달 구조를 갖는 휘플트리 설계 안은 유한 요소 모델에서의 결과가 이론적 분석 결과와 매우 유사한 것을 볼 수 있다. 따라서 설계 프로세스를 통해서 계산한 휘플트리는 정확하게 설계되었음을 알 수 있고, 이를 통하여 구조시험은 가능할 것으로 판단된다.

5. 결 론

이 연구에서는 항공기 외부 장착물 탑재 시스템인 서스펜션에 외부 장착물의 탑재 여부에 따른 비대칭

적인 구조에서 서스펜션 각 섹션에 가해지는 하중 해석을 바탕으로 한 휘플트리 구조 설계를 수행하였다. 항공기 외부 장착물의 투하 등으로 비대칭성이 발생하는 경우 y 축에 대한 큰 하중이 발생하여 추가적인 휘플트리의 구조 설계가 필요하고, 실제로 큰 하중이 작용하는 경우는 항공기 외부 장착물이 장착되는 부분과 서스펜션과 항공기가 고정되는 부분임을 확인하였다. 항공기 외부 장착물의 최적화된 탑재를 한다면 실제적으로 서스펜션에 가해지는 하중을 줄일 수 있고, 적은 용량의 액추에이터와 적은 수의 액추에이터를 바탕으로도 충분히 휘플트리를 구성할 수 있고 이를 바탕으로 추후에 지상에서 실시하는 비행체의 구조 시험이 가능함을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2021년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임 (KRIT-CT-21-019, 스텔스 내부부장용 서스펜션 시스템 개발).

References

- (1) Eun, W. J., Kim, J. H., Park, S. R., Shin, S. J. and Lee, S. G., 2015, Vibratory Response Prediction of a High-speed Flight Vehicle Considering Aerodynamic and Acoustic Loads, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 113~117.
- (2) Uhm, W. and Yoon, J., 2015, Static Test and Analysis of Wing Support Structure for External Stores, Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 9, No. 1, pp. 28~34.
- (3) Kim, D.-H., Kim, Y.-C., Kim, S.-W., Kim, H.-G. and Kim, S., 2022, Structural Safety Evaluation of Test Fixture for Static Load Test of External Fuel Tank for Fixed-wing Aircraft, International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 23, No. 1, pp. 52~65.
- (4) Kim, H.-G. and Kim, S. C., 2021, Development of Equivalent Model of External Fuel Tank Assembly for Dynamic Characteristics Analysis of Aircraft, Aerospace Science and Technology, Vol. 111, 106547.
- (5) Kim, H.-G., Kim, S., Hong, S.-H., Choi, H.-K. and Kim, S.-H., 2022, Structural Static Test for

Validation of the Structural Integrity of an Aircraft Pylon, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 122, 107402.

(6) Kim, H.-G., Kim, S., Choi, H.-K., Hong, S.-H. and Kim, S.-H., 2022, Structural Static Test for Validation of Structural Integrity of Fuel Pylon under Flight Load Conditions, *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 97~103.

(7) MIL-STD-8591, 2005, http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-3000-9999/MIL-STD-8591_7118.

(8) Park, J. Y. et al. 2023, Calculation of Flight Loads on Aircraft Suspension Mounting Smart Bomb, *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*.

(9) Sindura, S. and Raja Singh, T. G., 2020, Design and Structural Analysis of Fighter Aircraft's Bomb Release Mechanism Subjected to Aerodynamic and Inertial Loads Using FEA, *International Journal of Engineering & Technology*, Vol. 9, No. 1, pp. 92~103.

(10) Korea Institute for Military Affairs(KIMA), 2020, Precision-guided Glide Bomb lunched by U.S. Air Force SDB-2 GBU-53/B Strom Breaker, *Newsletter of Korea Institute for Military Affairs*, No. 858, pp. 1~2



Ho-Joon Myoung was born in Seoul, Korea, in 2000. He is currently an undergraduate student in the Gachon University. His research interest is vibration control.



Kyoung-Su Park was born in Seoul, Korea, in 1976. He received the B.E. degree in electrical-mechanical engineering from the Yonsei university, Seoul, Korea, in 2000 and the master and Ph.D. degrees in mechanical engineering from the Yonsei University, Seoul, Korea in 2002 and 2006, respectively. In 2006, he joined the Samsung Electronics Corp. and he has worked for about three years. Since September 2008, he has been a research professor in the school of mechanical engineering at the Yonsei university. And he has become an associate professor in mechanical engineering at Gachon university since 2014. His current research interests include the vibration and control issues and intelligent approaches for cable-driven parallel robot and for nano/micro environment. He has served as executive member for more than 13 years in ASME-ISPS (Information Storage and Processing System) and he became a chair of ASME-ISPS division from July 2016 to August 2017.



Joon Kim was born in Jeju, Korea in 1973. He received the B.S. and M.S. in aerospace engineering from Chungnam National University, Daejeon, Korea. He is currently chief research engineer with LIG Nex1. His research interests include aerospace structures in defense industry.