

## 판스프링방식 착륙장치의 러그파손 개선 연구

심대성<sup>\*1)</sup> · 장덕현<sup>2)</sup> · 박차환<sup>3)</sup> · 김정훈<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> 국방기술품질원 사천센터

<sup>2)</sup> 한국항공우주산업(주) UAV팀

<sup>3)</sup> 국방기술품질원 정책기획실

### A Study of the Lug Fracture Improvement for Composite Leaf Spring Landing Gear

Daisung Shim<sup>\*1)</sup> · Deakhyeon Jang<sup>2)</sup> · Chahwan Park<sup>3)</sup> · Jounghun Kim<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> *Sacheon Center, Defense Agency for Technology and Quality, Korea*

<sup>2)</sup> *UAV Team, Korea Aerospace Industries, Ltd, Korea*

<sup>3)</sup> *Policy Planning Department, Defense Agency for Technology and Quality, Korea*

(Received 13 March 2015 / Revised 25 May 2015 / Accepted 24 July 2015)

#### ABSTRACT

This is a study for the improvement of the fractured lug structure that connects the landing gear to the fuselage of the aircraft using the composite leaf spring landing gear. The lug surface was analyzed to find out the cause of fracture. The lug was destroyed by the crack initiation and propagation under the repeated stresses. The frictional wears of the lug structure were proceeded and that affected adversely to the crack. Also, the square protrusion of the lug has a weak shape to bring about stress concentration. The design changes were conducted and the test was performed to verify changed design results.

Key Words : Composite Leaf Spring, Lug, Fractured Surfaces, Wear, Design Change

#### 1. 서 론

항공기 기체를 지지하며 지상에서의 활주 및 견인 시 진동을 줄여주고 착륙 시 충격을 완화시키는 항공기 착륙장치는 일반적으로 탑승자 및 항공기에 탑재되는 장비의 안전과 신뢰성을 도모하기 위하여 설계

및 제작된다.

착륙장치의 주 목적인 충격 흡수기능은 Steel 또는 고무 등과 같은 재질을 사용하는 스프링 형식과 공기, 오일 또는 공기/오일과 같은 유체를 사용하는 형식으로 구분할 수 있다. 소형 항공기의 경우 경제성을 고려하여 단순한 스프링 또는 고무 형식의 충격 흡수장치를 많이 사용한다<sup>1,2)</sup>.

최근 소형 항공기 및 무인 항공기의 경우는 충격 흡수장치 및 스트러트 역할을 동시에 수행하는 고정식

\* Corresponding author, E-mail: shimdaisung@dtqa.re.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

복합재 판스프링 착륙장치를 많이 사용하고 있다. 복합재를 이용한 판스프링 형식의 충격흡수 구조물은 제작의 용이성, 무게절감 및 이에 따른 경제성 향상 등의 장점이 있어 자동차에서도 많이 사용되고 있는 실정이다<sup>3,4)</sup>.

국내의 경우는 90년대 중반부터 소형 및 저속 항공기용 복합재 판스프링 착륙장치에 대한 연구 및 개발이 수행되었으며, 이를 통해 관련 설계, 해석, 제작, 시험 등의 소요기술 및 기법을 확보해가고 있다<sup>5,6)</sup>.

본 연구에서는 복합재의 판스프링 착륙장치를 사용하는 항공기의 동체와 착륙장치를 연결 및 고정해주는 러그 구조물의 파손현상을 고찰하고 발생된 파손의 원인을 분석하여 개선을 위한 설계변경 방안을 도출하였다. 또한, 시험을 통하여 변경방안에 대한 만족 여부를 확인하였다.

## 2. 판스프링 착륙장치 및 러그 구조물

주 착륙장치인 복합재 판스프링 방식 착륙장치는 동체의 하부면에 위치하며 Fig. 1과 같이 충격흡수 및 비행체지지 구조물인 스트러트, 착륙장치를 비행체와 연결 및 고정하는 러그 구조물 조립체, 바퀴 등으로 구성되어 있다.

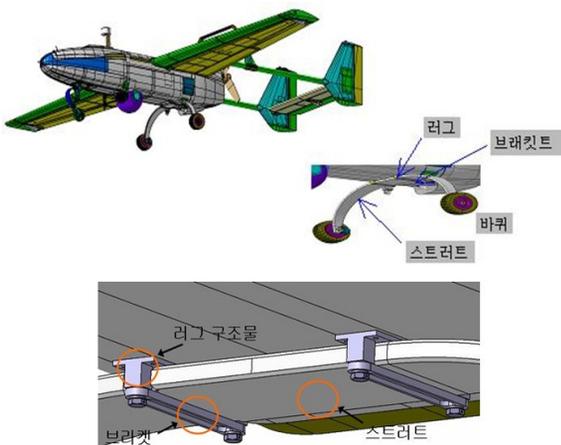


Fig. 1. Configuration of landing gear structure

복합재 판스프링 방식 착륙장치는 착지 시 동체 밑면의 스트러트 부위가 활모양과 같이 변형되어 충격에너지를 흡수하게 된다. 이후 착륙장치 변형을 통한 에

너지 흡수와 반발이 발생하며 지상으로 튀어 오름이 있고 이와 같은 운동을 반복하여 감쇄되어간다<sup>5)</sup>.

러그 구조물 조립체는 주 착륙장치 스트러트를 동체에 연결해주는 역할을 하는 구조물로 좌우 각각 1개의 러그 및 브라켓으로 조립되어 있다. 설계는 2점 착륙시 브레이크가 작동하여 기체에 발생하는 반력을 지지하도록 설계되었다.

## 3. 러그파손 및 사용환경 분석

### 3.1 파손러그 분석

주 착륙장치인 복합재 판스프링 방식 착륙장치는 동체의 하부면에 위치하며 Fig. 2와 같이 파손된 러그 구조물은 양쪽 모두 하중을 지지하는 스트러트와 접촉되는 부위인 전방 방향의 사각형 돌출 부분에서 파손이 발생하였다. 후방 방향의 볼트가 체결된 부위의 파손은 파단면 근처가 심하게 변형된 것으로 보아 돌출 부위의 파손이후 과도한 응력에 의한 것으로 관찰된다.

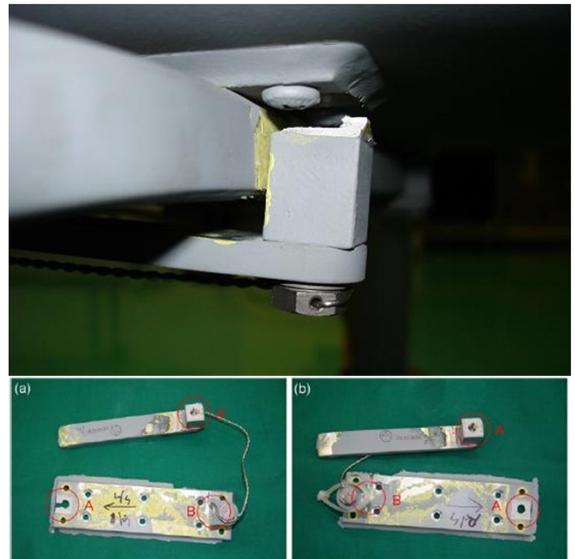


Fig. 2. Landing gear strut with the fractured lugs

육안으로 파단면을 관찰한 결과 돌출부분 보다는 동체에 부착되는 쪽의 파단면의 손상이 적은 것으로 관찰되어 좌측 및 우측 러그 모두 이 부분을 절단하여 Stereoscope와 SEM을 이용하여 파단면을 관찰하였다. Fig. 3은 저배율로 관찰한 SEM 사진으로 위쪽이 우측

러그이고 아래쪽이 좌측 러그이다. 파단면은 밝게 보이는 파단면과 어둡게 보이는 파단면으로 구별되며, 저배율 관찰에서 다르게 관찰되는 파단양상을 고찰하기 위하여 고배율 관찰을 수행하였다. Fig. 4는 우측 러그의 파단양상을 관찰한 것으로 피로파단의 전형적인 양상인 Striation이 뚜렷이 관찰되는 것을 알 수 있었으며 Striation 간격은 일정하지 않았다. 넓은 Striation은 착륙 등과 같이 응력이 많이 걸리는 상태에서, 미세한 Striation은 진동과 유사한 상대적으로 적은 응력에 의해 발생한 것으로 보인다. 한편, 피로균열이 전파된 부분을 제외한 나머지 대부분의 파단면에서는 Dimple이 관찰되었다. 좌측러그의 경우 우측 러그만큼 뚜렷하지는 않지만 비교적 뚜렷하게 피로균열 전파부분과 응력에 의한 파단부분의 경계가 관찰되며 Fig. 5에서와 같이 피로균열 전파부분에서 Striation이 관찰되는 것을 알 수 있었다.

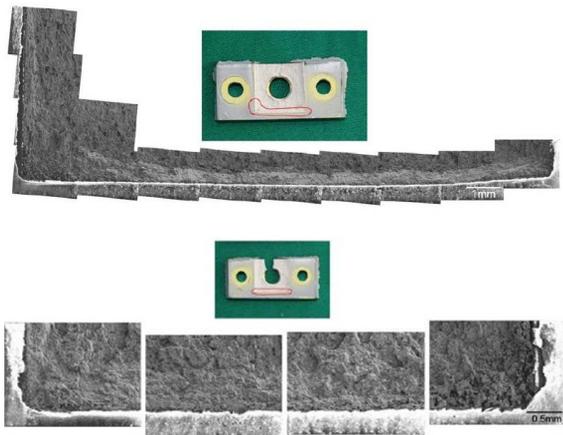


Fig. 3. The observed surfaces of the fractured lugs, upper(right lug), lower(left lug)

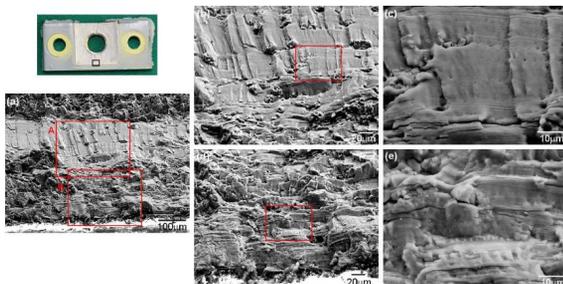


Fig. 4. The observed surfaces of the fractured lug (right)

균열이 발생한 러그 구조물의 형상을 보면 사각형의 돌출부위 끝단이 날카로운 모서리를 가지고 있는 형태를 띠고 있다. 일반적으로 기하학적인 불연속면은 응력집중을 유발하고 피로강도를 상당히 감소시킨다.

따라서 러그의 사각형 끝단이 응력이 집중될 수 있는 Notch 부분이며 이러한 것이 피로저항성을 약화시킨 원인 중 하나일 것으로 판단된다. 실제로 구조물에서는 노치, 나사구멍, 단면적의 급격한 변화 등과 같이 응력 상승인자를 항상 포함하게 되므로 설계시 이러한 요소들을 줄이는 노력이 필요하다. 균열이 발생한 러그 구조물의 사각형 끝단 부위는 응력 분산을 위한 형상개선이 필요하였다.

파손된 러그 구조물은 알루미늄 2024 합금으로 T351 열처리를 한 것으로 러그 소재상의 이상 유무를 판단하기 위하여 성분 분석을 수행하였으며 그 결과 Table 1과 같이 2024의 조성범위를 만족하였다.

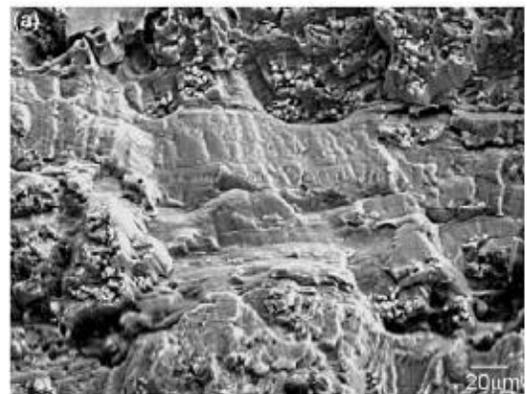
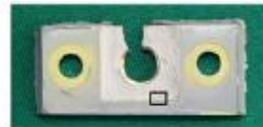


Fig. 5. The observed surfaces of the fractured lug (left)

Table 1. AL2024 specification vs lug composition (wt%)

	Cu	Mg	Mn	Fe	Si	Zn	Ti	Cr
Spec.	3.8 ~4.9	1.2 ~1.8	0.30 ~0.9	<0.50	<0.50	<0.25	<0.15	<0.10
Lug	4.35	1.42	0.66	0.17	0.073	0.13	0.031	0.006

3.2 착륙하중 검토

착륙장치에 부과되는 하중을 파악하기 위하여 Table 2와 같이 비행 데이터를 분석하였다. 분석결과 착륙 접시 시 수직방향에 대한 가속도는 설계기준(10G) 대비 최대 50 %(4.9G), 최소 20 %(1.7G)로, 평균적으로 약 30 %의 하중(2.7G)하에서 운용되고 있음을 알 수 있었다.

Table 2. Flight data analysis

Flight data	가속도	Flight data	가속도
FD200608101815	3.6G	FD200503031409	4.92G
FD200702261313	2.16G	FD200602061319	2.0G
FD200702131351	2.56G	FD200703080848	2.48G
FD200608081812	3.04G	FD200509201456	1.76G
FD200703140826	3.76G	FD200509231655	3.2G
FD200511171006	1.92G	FD200509261027	2.76G
FD200702280815	2.04G	FD200509271735	2.44G
FD200409221555	2.36G	FD200510041232	2.32G
FD200603210835	1.76G	FD200510101522	2.72G
FD200608311646	2.6G	FD200510201538	3.96G
FD200702220958	2.4G	FD200510240959	2.72G
Max. 4.92G, Mean 2.7G, Min. 1.76G			

3.3 비행횟수 분석

비행횟수에 따른 결합여부를 파악하기 위하여 Table 3과 같이 각 호기별 비행횟수, 지상 활주 횟수 및 러그 구조물의 균열여부를 파악한 결과 균열이 발생하지 않은 것은 최대 54회의 비행에도 균열이 발생하지 않고 정상 사용 중인 것이 있었으며, 균열이 발생한 것은 15회, 18회의 비행에도 균열이 발생하였다. 각 호기별 사용 환경이 사용자의 경험이나 숙련도에 따라 다소 차이가 있어 러그 구조물의 균열 발생과 비행 횟수와의 규칙성이나 경향을 찾기 어려웠다.

3.4 활주 중 착륙장치 진동검토

활주 중 브레이크 제동 시 상하 및 전후 방향으로 심한 진동이 발생함에 따라 착륙장치에 대한 브레이크 및 러그 분해점검 결과 브레이크 계통은 정상이었으나

러그와 착륙장치 스트러트 사이의 접촉면에서 Fig. 6과 같이 마모가 발견되었다.

착륙장치 스트러트 장착 시 러그와 스트러트와의 간극 기준은 수평의 경우 0.8 ~ 1.5 mm, 수직의 경우 0.3 ~ 1.2 mm를 갖도록 설계되어 있다. 사용 중인 착륙장치 구조물은 지상 활주 등에 따라 러그와 스트러트 충돌 접촉으로 인한 마모가 진행되어 초기 장착시의 간극이 점차 증대되어 제동 시 주 착륙장치 스트러트 진동이 심화되는 것으로 판단되었다.

Table 3. Flight number analysis

호기	비행횟수	Taxing횟수	Note
#00	43	9	-
#00	21	8	crack
#00	34	14	-
#00	15	7	crack
#00	31	3	crack
#00	45	6	crack
#00	18	13	crack
#00	37	12	crack
#00	54	7	-
#00	42	7	-
#00	22	9	crack



Fig. 6. Frictional wears on the strut components

#### 4. 설계변경 및 시험

##### 4.1 리그 구조물 변경

균열이 발생한 리그 구조물의 강도를 보강하기 위하여 Table 4와 같이 구성품인 리그 및 브래킷의 재질과 형상변경을 검토하였다. 재질의 경우 기존 AL2024에서 Stainless steel인 PH13-8Mo로 변경하였다<sup>7)</sup>. PH13-8Mo는 석출경화를 이용한 마르텐사이트계 Stainless steel로 가공성이 용이하다. 리그의 경우 외부에 장착됨에 따라 두께증가 시 자세 및 구조물 변경검토 등의 추가적인 형상 변경이 수반될 수 있어 미세한 양만을 증가시켰으며 Fig. 7과 같이 돌출부 끝단에 원형의 필렛을 추가하여 응력 분산을 유도하였다.

활주 중 브레이크 제동 시 스트러트의 진동(떨림) 발생으로 균열에 악영향을 끼치는 것으로 판단됨에 따라 진동 감소를 위해 착륙장치 스트러트 장착 시 리그와 스트러트의 수직 및 수평간격을 제거토록 알루미늄 Shim plate를 추가 장착 하였다.

Table 4. The changes of lug structures

제 원	재질	형상
Lug	AL2024T351 → AMS5629 CRES PH13-8Mo H1000	Base plate 두께 4 mm → 두께 5 mm, 돌출부 끝단 필렛추가
Bracket	AL2024T351 → AMS5629 CRES PH13-8Mo H1000	자리파기 두께 4 mm → 자리파기 없음

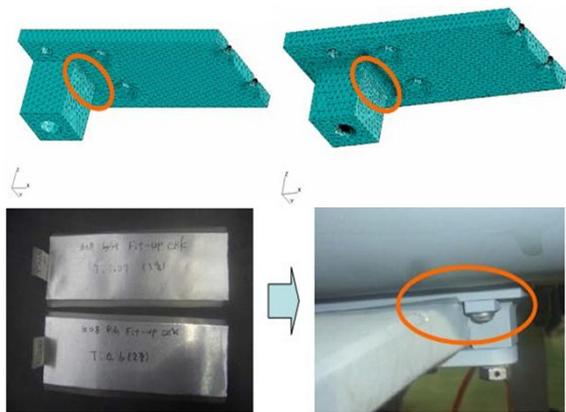


Fig. 7. Changed lug shape and shim plates installation

##### 4.2 수명해석

리그 구조물에 대한 설계변경 형상에 대하여 정하중 및 피로해석을 수행하였다. 정하중 해석의 경우 해석을 위한 기준은 2점 착륙 조건으로 하였으며 착륙 시 10G 조건의 극한 하중을 적용하였다. 해석을 위해 3차원 모델링은 리그, 브래킷 및 스트러트는 솔리드 요소를 사용하였고 접촉면은 선형 gap 요소를 사용하였다. 해석결과 리그, 브래킷 및 동체 내부의 보강재는 극한 하중 조건에서도 양(+)의 설계 안전여유를 갖는 것으로 나타났다.

피로해석의 경우 보수적으로 접근하여 10G 조건의 극한하중을 가정하여 Table 2의 비행데이터 분석을 통해 파악된 실제 평균 사용 환경보다 가혹한 조건을 설정하였다. 해석 시 경계조건은 비행체 체결부위를 구속조건으로 설정하였다. 손상허용 해석 시 초기 균열은 0.05"로 가정하고 초기 균열수명에 Scatter factor 4.0을 적용하였다. Fig. 8은 개선된 형상의 해석모델을 나타낸 것이고 Fig. 9는 최고 응력을 반복하는 것으로 가정(R = 0.0)하여 피로수명을 해석한 결과이다. 해석결과 Fig. 9에서와 같이 형상변경 후 약 2.24E+04의 피로수명을 갖는 것으로 나타났다. 이는 연간 100회 비행(4 cycle/1회)으로 가정하였을 때 충분한 운용수명을 갖는 것이다.

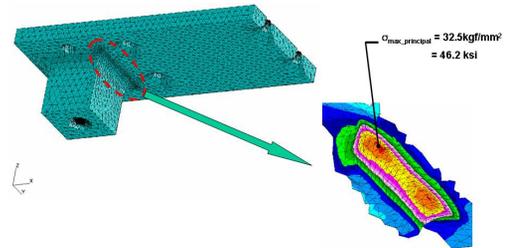


Fig. 8. FEM model of the changed lug structure

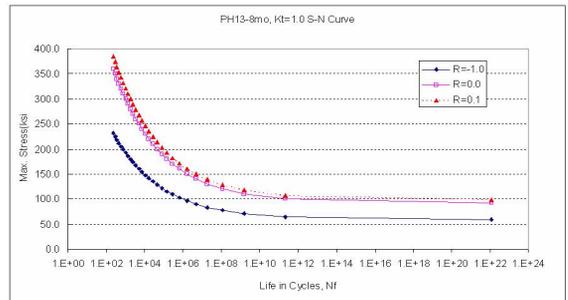


Fig. 9. Estimated S-N curve for changed lug structure

4.3 착륙장치 진동시험

러그 구조물에 Shim을 적용함에 따른 착륙장치의 진동과 미적용 시의 진동변화를 비교하여 개선효과를 평가하였다. 시험은 Shim 적용 및 미적용 형상에 대하여 각각 지상활주 1회, 비행 2회를 수행하고 측정방법은 항공기 활주로 이동간 가속도 측정, 활주로 이동간 출발, 정지, 가/감속, 급정지, 이/착륙 등을 점검요소로 하였다. Fig. 10과 같이 시제품 러그가 장착된 착륙장치의 좌측러그 앞면에 3축 가속도계 1개, 좌측러그 동체 표면에 3축 가속도계 1개를 설치하여 착륙장치 러그에 가해지는 진동충격을 측정하였다.

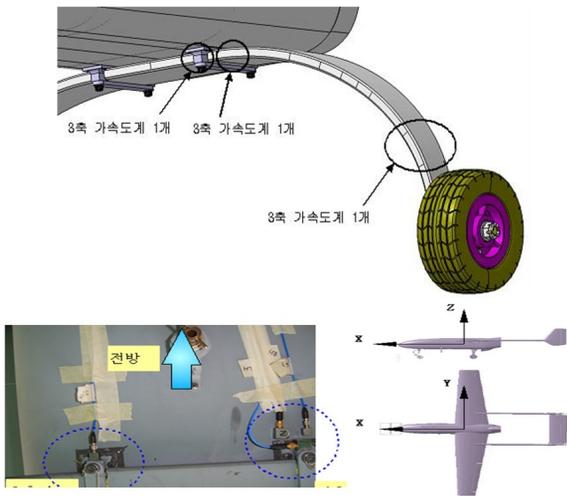


Fig. 10. Vibration test configuration

비행체가 45 kph/60 kph 속도로 지상 활주 시 Shim을 미 적용한 경우 Table 5와 같이 Peak치를 제외하면 평균 진폭이 7.3 g 수준으로 발생하였으며, 이는 Shim을 적용한 경우보다 평균 진폭이 4.5배 정도 크게 발생됨을 알 수 있었다.

비행체가 활주로 이륙 시 Lift off되는 순간 가장 큰 진동이 발생되었다. 이는 착륙장치 스트러트에 작용하고 있던 지면반력(수직반력 및 수평 마찰력)이 순간적으로 없어지면서 발생하는 스프링백/스핀업 현상 등에 기인한다고 판단되었다. 이륙 시 진동은 Table 6과 같이 Shim 미적용 시 Lift off되는 순간 최대 진폭은 4.86 g, 평균 진폭은 3.14 g로 측정되었고, Shim 적용 시 최대 진폭은 5.03 g, 평균 진폭은 2.5 g로 Shim의 유무에 따른 진동 차이는 크지 않았다.

비행체 착륙 시 Shim을 미 적용한 경우는 Table 7과

같이 Peak치를 제외하면 평균 진폭이 11.05 g 수준으로 발생되었다. 이는 Shim을 적용한 경우보다 평균 진폭이 4.7배 크게 발생됨을 알 수 있었고 Shim을 미 적용한 경우 Peak치가 27 g 수준으로 크게 발생하는 것은 러그와 스트러트 사이의 상하/좌우 간극에 의해 x, y, z축 방향으로 Random한 진동이 발생함을 알 수 있다.

Table 5. Vibration test results of taxiing with the brakes

진폭 방향	Shim		Non-shim	
	#1	#2	#3	#4
X	1.04 g	0.97 g	9.55 g	8.95 g
Y	1.05 g	0.8 g	7.58 g	7.27 g
Z	3.6 g	2.29 g	26.07 g	3.07 g
Max.	3.6 g		26.07 g	
Mean	1.63 g		7.3 g(26.07 g 제외)	

Table 6. Vibration test results of take-off

진폭 방향	Shim		Non-shim	
	#1	#2	#3	#4
X	1.36 g	1.59 g	1.39 g	4.86 g
Y	1.44 g	1.61 g	2.2 g	4.08 g
Z	5.03 g	3.98 g	3.72 g	2.58 g
Max.	5.03 g		4.86 g	
Mean	2.5 g		3.14 g	

Table 7. Vibration test results of landing

진폭 방향	Shim			Non-shim			
	#1		#2	#3		#4	
	Touch & Go	Landing	Landing	Touch & Go	Landing	Touch & Go	Landing
X	1.1 g	1.19 g	1.12 g	6.5 g	10.3 g	27.1 g	24.15 g
Y	1.6 g	1.65 g	1.59 g	5.0 g	7.85 g	15.5 g	20.31 g
Z	Error	Error	3.55 g	18.5 g	27.1 g	6.3 g	7.46 g
Max.	3.55g			27.1 g			
Mean	2.36g			11.05 g(20 g 이상 제외)			

개선된 착륙장치 고정용 러그의 Shim 적용에 대한 진동시험 결과 Shim을 적용한 경우 진동을 상당부분 감소시킬 수 있었다. 비행체 운용 중 하중의 영향을 가장 많이 받는 지상활주/제동 및 착륙 시 진동 감소 효과가 상대적으로 크게 나타났다.

## 5. 결론

본 연구에서는 복합재 관스프링 방식 착륙장치를 사용하는 주 착륙장치의 러그 구조물 조립체 파손을 대상으로 결함분석, 비행체 운용고찰, 설계개선 및 시험을 수행하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

착륙장치의 파손된 러그 구조물은 파단면 분석결과 과도한 응력에 의해 순간적으로 파단이 발생하기 보다는 반복적인 응력에 의해 균열이 생성 및 전파되어 파단 되었다.

파손된 러그 구조물은 비행체 사용에 따라 러그와 스트러트의 접촉 마모가 진행되고 진동이 심화되어 균열발생에 악영향을 끼친 것으로 판단되며, 러그 구조물의 사각 돌출부는 응력집중을 유발시키는 취약한 형상을 가지고 있어 변경 개선이 필요하였다.

러그 구조물 설계변경(재질, 형상변경)에 대한 정하중 및 피로해석 결과 설계 안전여유와 만족스러운 수명을 얻었으며, 진동감소를 위한 러그와 스트러트 장착부에 Shim을 추가 부착후 시험비행을 수행한 결과 진동을 상당부분 감소시킬 수 있었으며 비행체 운용 중 하중의 영향을 가장 많이 받는 지상 활주/제동 및

착륙 시 진동 감소효과가 상대적으로 크게 나타남을 알 수 있었다.

## References

- [1] Michael C.Y.NIU, "Airframe Structure Design," Lockheed Aeronautical Systems Company, pp. 464-460, 1988.
- [2] Norman S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices," Lockheed Aeronautical Systems Company, pp. 85-88, 1988.
- [3] Isaac M. Daniel and Ori Ishai, "Engineering Mechanics of Composite Materials," Oxford University Press, pp. 4-6, 1994.
- [4] Mel M. Schwartz, "Composite Materials Handbook," McGraw-Hill, pp. 7.54-7.60, 1992.
- [5] D. M. Kim, M. K. Hur and Kee-Bhum Lee, "A Study on th Shock Absorbing for Composite Leaf Spring Landing Gear," The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 24, No. 2, pp. 85-94, 1996.
- [6] S. W. Choi, S. M. An, "Dynamic Characteristics Analysis for Composite Landing Gear Strut," The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, The Autumm Symposium, pp. 429-432, 2003.
- [7] AMS 5629, "Steel, Corrosion-Resistant, Bars, Wire, Forgings, and Extrusions 13Cr-8.0Ni-2.2Mo-1.1Al".