論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(4), 292-299(2017)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.4.292
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

한국형 기동헬기의 제동장치 개선에 관한 연구

최재형*, 임현규**, 윤종진***, 강득수****

An Improvement Study on Brake System for KUH-1

Jae Hyung Choi*, Hyun-Gyu Lim**, Jong Jin Yoon*** and Deuk Soo Kang****
Defense Agency for Technology and Quality*,**
Korea Aerospace Industries***, Dawin Friction Corp.****

ABSTRACT

The KUH-1's Wheel Brake Assembly which is Brake System is an essential component to perform flight mission for pilot. It has function of taxing, differential braking and parking to sustain landing capability. However, the skid and abrasion of tire were occurred in mass-produce operation. Also, if it is occurred on the ground, the flight can not be performed. In this case, the defect is a major cause of the decrease in the operation rate of aircraft. In this paper, the cause of the defect in flight was identified and the failure process was organized. Also, it describes design improvements which was derived from troubleshooting and suggests verification results of flight test.

초 록

한국형 기동헬기(KUH-1)에 적용된 휠 브레이크 조립체는 브레이크 계통 구성품으로 조종사의 임무 수행에 핵심적인 장비이다. 휠 브레이크 조립체는 항공기의 안전한 착륙성능을 만족시키기 위해 항공기 활주이동, 차동 제동 및 주기 제동 기능이 요구된다. 그러나 KUH-1 양산 운용 중에 타이어 스키드와 마모 현상이 발생하였으며, 해당 결함 발생 시 더 이상 비행을 할 수 없기 때문에 항공기 가동률 저하에 큰 원인이 된다. 본 논문에서는 휠 브레이크 조립체의 운용과정에서 발생한 결함사항의 발생 원인을 파악하고, 고장탐구 수행과정을 정리하였다. 또한, 고장탐구 내용을 바탕으로 도출한 설계개선 사항과 개선사항에 대한 비행시험 검증 결과를 함께 기술하였다.

Key Words : KUH-1(한국형 기동헬기), Brake System(브레이크 계통), Friction Material (마찰재), Wheel Brake Assembly(휠 브레이크 조립체)

Ⅰ. 서 론

본 연구는 한국형 기동헬기(Korean Utility Helicopter, 이하 KUH-1) 브레이크 계통(Brake System) 제동결함 개선을 위해 마찰재 변경을 통한 제동력 최적화에 관한 내용을 정리한 것이다. KUH-1은 공중에서 작전을 수행하는 항공기로 이착륙시 제동을 통해 기본임무를 수행한다. 특히, 비행 중 불가피하게 활주착륙(Roll on Landing)을 하게 될 경우에는 더욱 더 완벽한 성능의 브레이크

† Received : December 27, 2016 Revised : March 23, 2017 Accepted : March 27, 2017
* Corresponding author, E-mail : jhchoi@dtaq.re.kr

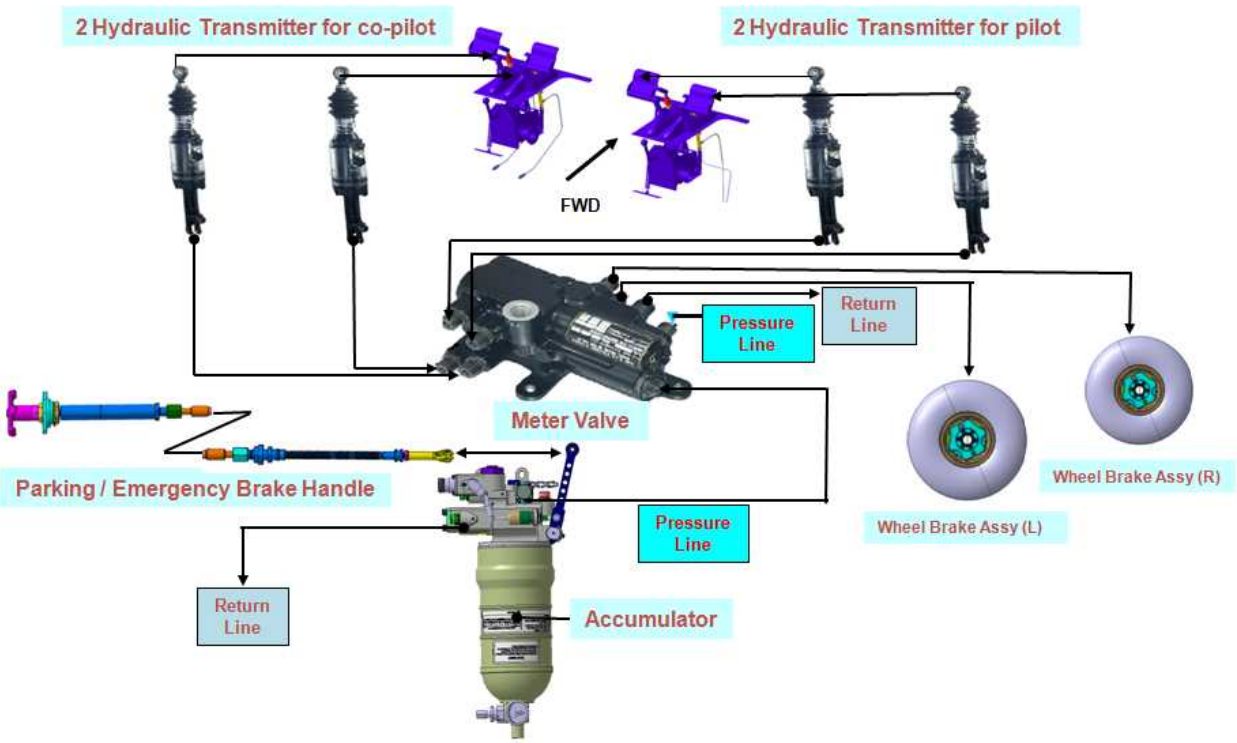

Fig. 1. Schematic Diagram of Brake System for KUH-1

장치가 요구된다. KUH-1의 착륙계통 요구조건은 착륙속도 OO kts 조건에서 착륙 시 OOO ft 이내의 거리에서 정지하도록 명시하고 있다[1]. 이를 만족하기 위해 헬기의 브레이크 시스템은 유압을 이용해 제동력을 발생시킨다.

그러나 KUH-1 양산항공기 운용 중 브레이크 작동 시 과도한 제동토크 적용으로 타이어 스키드 및 페달을 밟았을 때 과다한 마모 현상이 발생하였고 이에 대한 개선이 요구되었다. 위 현상을 개선하기 위해 휠 브레이크 조립체 설계개선을 수행하였으며 구성품 및 체계 장착시험을 통해 개선결과를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 브레이크 계통 설명

브레이크 계통은 Fig. 1과 같이 유압 변환기, 미터 밸브, 휠 브레이크 조립체, 주기 브레이크 손잡이 및 축압기로 구성된다. 항공기 정상 제동 시 조종실의 브레이크 페달을 밟음으로써 유압 변환기에서 발생하는 작동압이 미터 밸브로 공급되고, 미터 밸브에서는 항공기 주 유압을 제어 및 조절하여 휠 브레이크 조립체로 유압을 공급한다. 휠 브레이크 조립체로 공급된 유압은 휠과의 마찰에 의한 제동력으로 항공기를 감속 및 정지시킨다.

Table 1. Function of Brake System Components

구성품	기능 및 설명
유압 변환기	정·부조종사의 브레이크 페달을 밟으면 유압 변환기가 수축되고, 미터 밸브로 작동압을 공급하여 항공기 주 유압계통으로부터 공급되는 유압이 미터 밸브를 통해 휠 브레이크 조립체로 공급된다.
미터 밸브	정상 제동 시 조종실의 브레이크 페달을 밟으면 유압 변환기로부터 유압을 공급 받아 좌·우측 휠 브레이크 조립체로 이를 전달한다. 비상 또는 주기 제동 시 축압기로부터 공급되는 유압이 미터 밸브의 셔틀밸브를 통해 좌·우측 휠 브레이크 조립체로 유압유를 공급한다.
주기 브레이크 손잡이	주기 브레이크 손잡이는 항공기 비상 제동과 주기 기능이 있으며, 비상 제동은 축압기가 충전된 상태에서 최소 10회 이상 사용할 수 있다. 비상 제동은 항공기 활주 시 주 유압계통의 고장으로 인해 브레이크장치로 유압이 공급되지 않을 때 사용된다. 주기 브레이크 손잡이를 당기는 정도에 따라 축압기의 유압이 휠 브레이크 조립체에 공급되어 항공기가 비상 제동된다.
축압기	축압기는 항공기 주 유압계통으로부터 유압을 압력 포트로 공급받아 유량제어기를 통해 일정한 유량으로 축압기 내 저장조에 저장시킨다. 조종실의 주기 브레이크 손잡이를 당기면 축압기의 입력 레버의 위치가 변동되면서 축압기의 유압이 제동압력 포트를 통해 미터 밸브로 공급된다[2]

휠 브레이크 조립체를 제외한 각 구성품의 기능은 Table 1과 같다.

2.2 휠 브레이크 조립체 형상 및 기능

휠 브레이크 조립체 외부는 Fig. 2와 같이 항공기로부터 유압이 공급되는 압력 포트, 유압유를 배출시키는 블리딩 포트, 마모 여부를 식별할 수 있는 2개의 마모측정 핀으로 구성되어 있다.

휠 브레이크 조립체 내부는 Fig. 4와 같이 유압하우징 조립체, 2개의 고정자 조립체, 회전자 조립체, 토크튜브 및 판으로 구성되어 있다.

항공기 주 유압계통이나 축압기를 통해 공급된 유압은 유압하우징 조립체 내부의 유로를 따라 6개의 피스톤 조립체로 공급되어 내측 고정자 조립체를 밀게 되며, 내측 고정자 조립체는 회전자 조립체와 마찰되어 1차 제동력이 발생한다. 2차 제동력은 내측 고정자 조립체에 의해 밀린 회전자 조립체가 외측 고정자 조립체와 마찰되어 2차 제동력이 발생한다. Fig. 3은 6개의 피스톤 조립체 중 하나의 단면을 나타낸 그림으로 고정자와 회전자 사이에 마찰력이 발생하는 부위를 나타낸다[3,4].

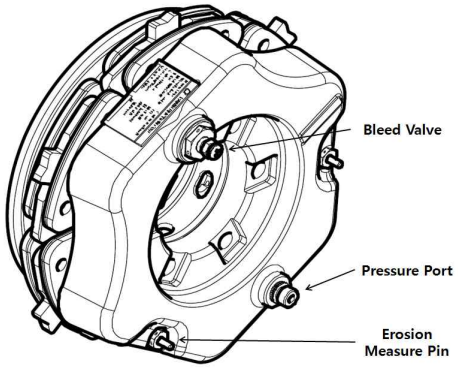

Fig. 2. Wheel Brake Assembly

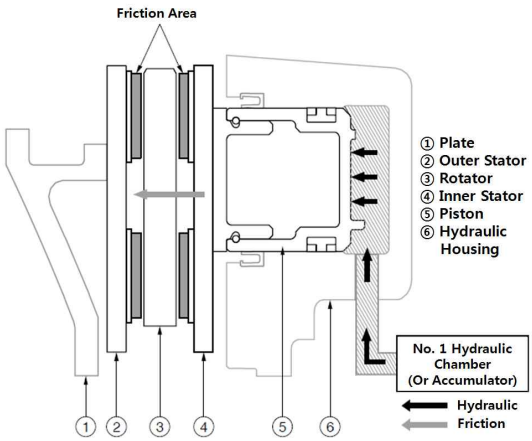

Fig. 3. Performance Property

2.3 설계보완 요구사항

2.3.1 타이어 마모현상

타이어 스키드 발생 및 과다 마모 현상은 항공기 수령검사 중 문제가 제기되었으며, 발생원인은 아래와 같다. KUH-1 체계개발 시 주임무중량(PMGW : Primary Mission Gross Weight, 이하 주임무중량)에 대하여 검증을 수행하였으나 실제 주임무중량보다 적은 운용중량(OPW : OPerating Weight, 이하 운용중량) 상태로 운용을 하게 되었다.

이에 따라 항공기 제동 시 과도한 제동력이 공급되어 상대적으로 타이어의 손상이 발생하게 된 것이다. 타이어 손상 및 마모현상은 Fig. 5와 같다.

Fig. 5. Tire Abrasion Area

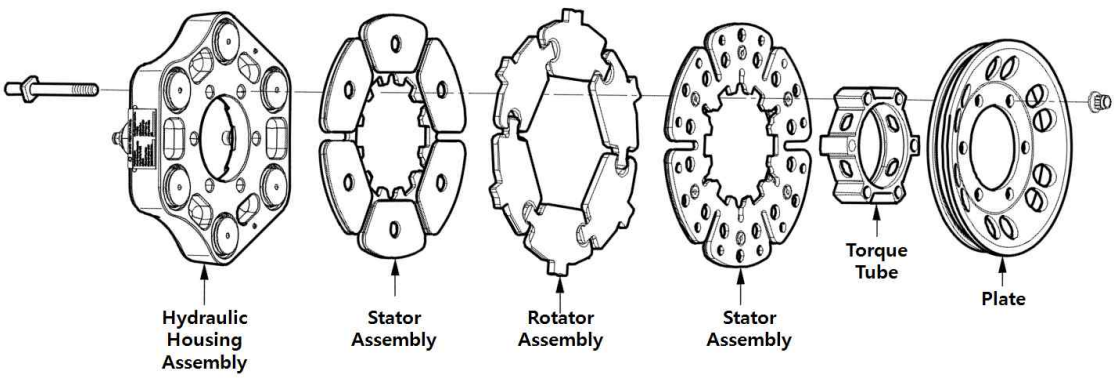

Fig. 4. Wheel Brake Assembly Subcomponents

Table 2. Braking Force Relief Method

항목	검토결과
마찰면수	휠 브레이크 조립체 재설계 필요에 따라 제외
피스톤 장착위치	
제동압력	미터밸브 개선 불가에 따라 제외
마찰면적	제동력 감소효과 5% 이내로 제외
마찰계수	제동력 감소효과 11% 이내로 개선 가능

2.3.2 제동력 최적화 검토

타이어 과다 마모 현상을 개선하기 위해서 휠브레이크 조립체의 제동력 최적화가 필요하였다. 제동력을 낮추는 방법은 두 가지로 공급압력을 감소시키거나 브레이크 시스템을 개선하는 방법이 있다. 공급압력 감소는 미터밸브 개선이 제한되어 제외 되고, 브레이크 시스템을 개선하기로 하였다. 브레이크 제동력 관련 요소는 총 5가지 항목으로 각 항목별 세부 검토결과는 Table 2와 같다.

제동토크는 항공기 중량, 제동 시 항공기 속도, 운동에너지, 감속도, 마찰재 내▪외경 길이 및 마찰계수의 함수이며 제동력 감소효과는 각 조건별로 제동토크의 결과 값을 가지고 비교한다. 마찰면적 영향성은 마찰재 내경은 유지한 채 외경의 크기를 줄여서 계산하였고, 마찰계수 영향성은 기존 대비 마찰계수의 크기를 변화시켜 제동토크의 크기를 비교하였다. 5가지 항목 중에서 마찰계수를 변화시키는 것이 기존 대비 약 11% 제동력 감소효과가 있음을 확인하였고, 따라서 마찰재의 재질을 바꾸는 방안을 선정하게 되었다.

2.4 설계 개선 검토

2.4.1 마찰재 재질 비교

마찰계수 변경을 위한 마찰재 재질을 비교 하였다. 기존 KUH-1에 사용된 마찰재는 Fe계열(X)의 제품이고, 추가 검토된 마찰재는 F-4에 적용된 Fe계열(Z)과 F-5에 적용된 Cu계열(Y)이다.

Table 3. Friction Material

소재	화학성분
X (KUH-1 기존)	Fe, MoS_2, MnS, Graphite
Y (F-5 적용)	Cu, Cr, SiC, Graphite
Z (F-4 적용)	Fe, $FeSi_3N_4$, FeS, Graphite

2.4.2 마찰재 특성 비교

3가지 마찰재료에 대한 동적마찰특성(Dynamic Friction Properties)을 평가하기 위해 Fig. 6과 같이 소형 관성 동력시험기(Lab Scale Dynamometer, 이하 L.S.D)를 이용하였다. L.S.D는 실제 크기 개발품의 시험 전에 마찰재료의 동적 마찰특성(마찰계수 및 마모량)을 비교평가하기 위하여 개발제품의 마찰환경을 모사하여 평가함으로써 개발기간 단축 및 비용 절감 등을 목적으로 한다. L.S.D는 크게 관성부(Inertia), 모터 및 드라이버(Motor & Driver), 제어부(Controller), 시험부(Test Parts)로 구성된다. 시험방법은 동등한 크기의 마찰재를 준비하고 동등한 압력조건에서 속도를 증가하면서 동일한 제동횟수를 가지고 제동 시 마찰재의 마모량과 마찰계수를 비교하였다. 3종의 마찰재를 2회에 걸쳐서 시험을 수행하였다. 마모량 측정결과 Fig. 7과 같이 소재 Y, Z(추가 시험 마찰재)가 소재 X(기존 마찰재)의 25~45% 수준으로 마모가 발생하는 것을 확인 할 수 있었다.

마찰계수 측정 결과 Fig. 8과 같이 소재 Z는 속도 구간별로 0.20~0.24의 동마찰계수 값을 가지며 기존 마찰재 대비 최대 25%의 수준의 낮은 값을 가지며 평균적으로 7%의 차이를 가짐을 알 수 있다. 소재 Y는 고속구간 이외에는 약 10% 전후의

Fig. 6. Lab Scale Dynamometer

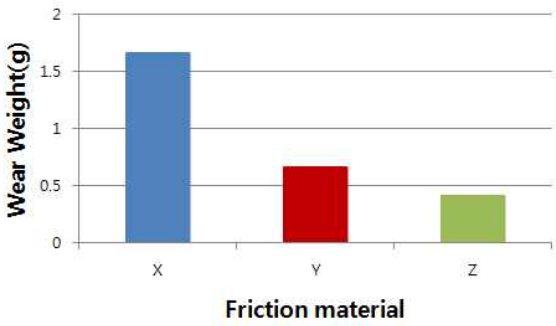

Fig. 7. Wear Weight Comparison

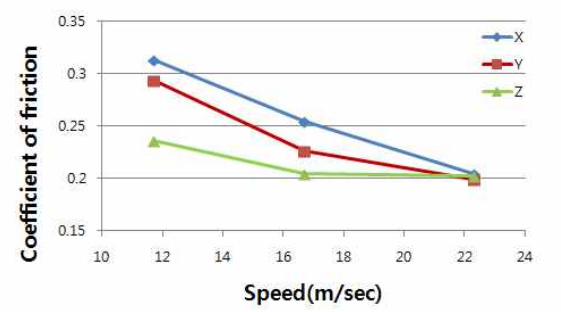

Fig. 8. Coefficient Comparison

마찰계수 감소가 나타났다. L.S.D 시험결과를 통하여 실제 형상의 동적시험을 수행할 경우 같은 압력 조건에서 소재 Z가 더 많은 제동력을 감소할 수 있을 것으로 판단하였다.

2.5 설계 개선 검증

2.5.1 구성품 검증

소재 Z의 L.S.D 시험을 마치고 실제 휠 브레이크 조립체 크기로 제품을 제작하였다. 제작된 휠 브레이크 조립체의 성능을 비교하면 Table 4와 같고 기존 대비 마모량은 낮고 경도는 유사한 것을 확인할 수 있다.

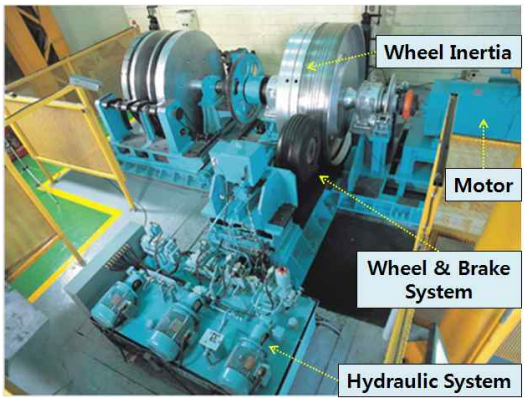

Fig. 9. Full Scale Dynamometer

휠브레이크 조립체의 구성품 성능 검증을 위해 동적시험이 수행되었다[5,6]. 동적제동력 시험은 Fig. 9와 같은 관성제동 성능시험기(Full Scale Dynamometer)를 이용하여 항공기 착륙 시 부여되는 에너지를 적용하여 제동거리 및 감속도 등을 구한다. 관성제동 성능시험기는 해당 항공기의 무게, 착륙 시 속도 조건을 모사하여 휠 브레이크 조립체의 제동성능을 평가할 수 있는 시험 장비이다. 해당 장비는 휠 브레이크 조립체 시험규격인 MIL-W-5013[7]에서 요구하는 동적(정적) 제동력 시험을 수행할 수 있으며 현재 F-4, F-5, KT-1 및 KUH-1 항공기용 브레이크 어셈블리의 성능평가 및 양산시험 장비로 활용되고 있다.

Figure 10, Table 5와 같이 동적제동력 시험결과 소재 Z는 기존 소재 X 대비 동일 제동토크 값을 생성하기 위해 더 많은 제동 압력이 필요하

Table 4. Wheel Brake Assembly Comparison

항목	X	Z
마찰재	Fe 계열	Fe 계열
밀도(g/cm^3)	4.6	5.1
무게(g/set)	714.24	758.88
경도(HRR)	112～114	111～117

Table 5. Dynamo Test Result

항목	X	Z
제동거리(ft)	269	288
제동압력(psi)	1,284	1,893
제동시간(sec)	9.36	9.72
감속도(ft/sec^2)	6.14	6.10
하우징온도(℃)	121	124
마찰계수	0.224	0.188

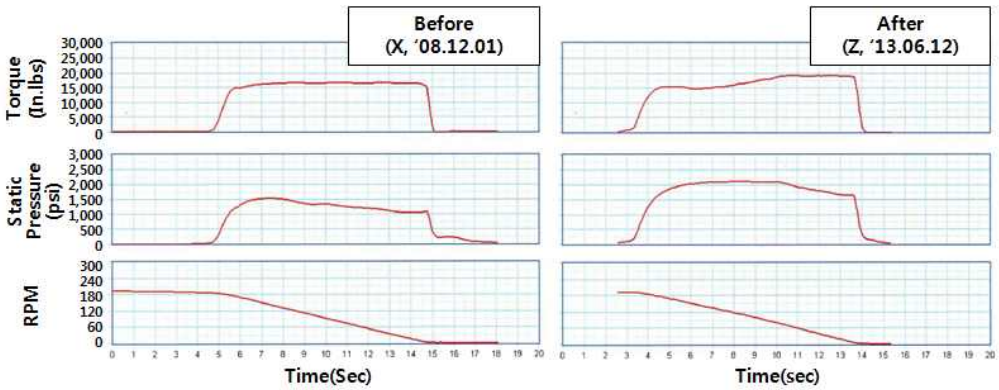

Fig. 10. Dynamic Torque Test Result

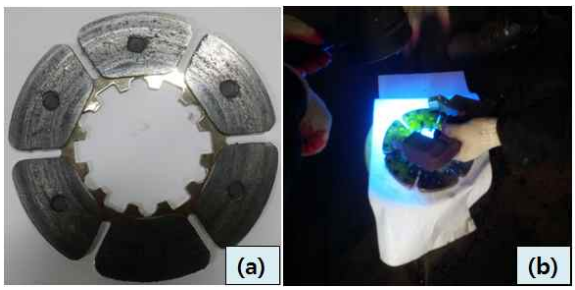

Fig. 11. Disc Appearance (a) Stator Disc (b) Magnetic Particle Test

였다. 이는 조종사가 제동을 위해 기존 마찰재(X) 대비 더 높은 압력을 인가해야 제동을 할 수 있는 것으로 브레이크 민감도가 개선되는 효과가 있다. 제동거리와 시간은 증가 하였지만, 감속도와 마찰계수는 감소한 것으로 확인하였다. 특히 마찰계수의 경우 약 16%정도 감소하여 마찰재 변경에 따라 제동력 감소 효과가 있음을 알 수 있었다. 시험 후 고정자 조립체의 외관, 치수, 자분탐상검사를 하였고 크랙 등의 파손이 없음을 Fig. 11과 같이 확인하였다.

2.5.2 체계 검증

구성품 단위 동적 제동력 시험 후 실제 항공기에 장착하여 체계업체와 운용부대에서 검증을 수행하였다. 비행 중량 조건을 두 가지로 나눠서 주임무중량과 운용중량일 경우에 실제 개선된 마찰재가 요구조건(제동속도, 제동거리)에 맞게 제동하는지를 확인하였다. Fig. 12는 체계업체에서 수행한 결과로 마찰재 적용 시 속도 및 제동압력 값을 나타내고 있다. Fig. 12(a)를 통해 일정 제동 속도에서 페달 브레이크를 떼지 않고 감속할 경우(Full Brake) 일정한 감속률을 가지면서 속도가 감소하는 것을 확인 할 수 있다. Fig. 12(b)를 통해 실제 브레이크에 적용되는 압력의 크기를 확인할 수 있으며 좌, 우측 제동압력이 브레이크 페달을 밟고 있는 동안 일정한 범위 내에서 제동되고 있음을 확인할 수 있다.

운용부대에서도 주임무중량과 운용중량 조건을 시험 하였고, 10~45kts의 속도범위에서 각각 11회씩 제동 능력을 검증하였다. 총 3가지의 제동 패턴을 수행하였는데 브레이크 페달을 계속 밟고 있는 Full Brake 조건, 제동 중간 브레이크 페달에서 발을 떼는 Partial Brake 조건, 마지막으로 비상 제동 조건을 수행하였다. Full Brake보다 Partial Brake를 사용할 경우에 최대제동압력의 크기가 커지는 경향을 확인 할 수 있으며, 추가적으로 비상제동의 경우 제동압력이 상대적으로 적음을 확인하였다. 시험비행 결과 주임무중량, 운용중량 조건 모두 제동 패턴과는 무관하게 요구조건

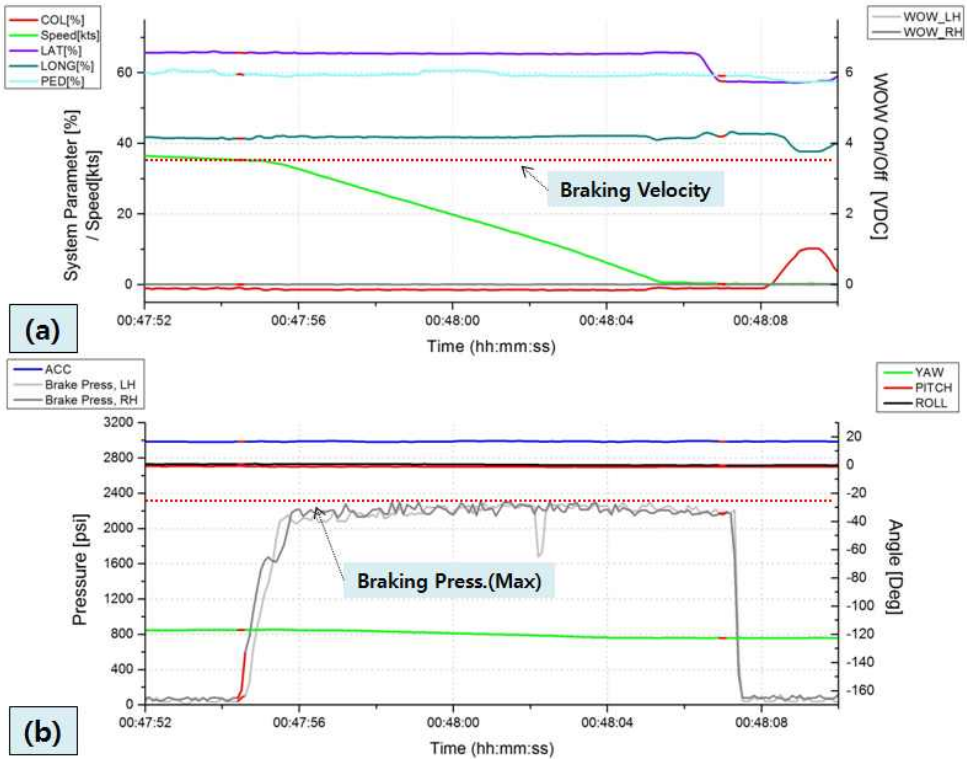

Fig. 12. Flight Test Result(PMGW) (a) Braking Velocity Diagram (b) Wheel Brake Pressure Diagram

Table 6. Flight Test Result(PMGW)

제동속도 [kts]	최대제동 압력[psi]	제동 패턴	스키드 발생
11.05	2295.31	Full	미발생
15.88	2247.19	Full	미발생
25.63	2250.94	Full	미발생
32.23	2220.27	Full	미발생
45.91	2349	Full	미발생
20.29	2239.99	Partial	미발생
34.88	2303.32	Partial	미발생
35.83	2302.18	Partial	미발생
39.13	2302.18	Partial	미발생
40.09	2308.21	Partial	미발생
20.75	1518.73	Emer.	미발생

Table 7. Flight Test Result(OPW)

제동속도 [kts]	최대제동압력[psi]	제동 패턴	스키드 발생
15.51	2294.56	Full	미발생
16.25	2286.97	Full	미발생
20.38	2259.66	Full	미발생
20.44	2292.28	Full	미발생
24.81	2297.21	Full	미발생
30.44	2263.08	Full	미발생
35.31	2242.64	Full	미발생
41.44	2268.39	Full	미발생
44.89	2244.11	Full	미발생
10.19	2249.09	Partial	미발생
20.75	1683.56	Emer.	미발생

Fig. 13. Tire Surface

(제동거리)을 만족하였다.

시험비행 전·후 타이어 외관은 Fig. 13과 같다. 평가시험 후 좌·우 타이어 모두 스키드 자국 및 마모현상이 발생하지 않음을 확인하였다.

Table 8. Flight Test Result

중량 및 마찰재 변경 반영 여부		PMGW (변경전)	PMGW (변경후)	OPW (변경후)
자세 변화 (°,Deg)	Pitch	0.49 ↓	0.92 ↓	0.94 ↓
	Roll	0.06 ↓	1.11 ↓	1.39 ↓
	Yaw	1.42 ↓	5.95 ↓	1.33 ↓
최대 사용 조종 입력(%)	Long	61.7	43.1	47.5
	Lat	60.0	65.9	53.1
	Pedal	69.5	60.6	66.5

* PMGW(주임무중량), OPW(운용중량)

추가적으로 동일한 제동속도 조건에서 마찰재 변경에 따른 항공기 비행 안정성 검토를 수행하였다. 비행 안정성은 제동 시 항공기 자세변화 여부와 충분한 조종입력 여유가 있는지를 확인하였다. 피칭(Pitching)과 관련된 세로 안전성(Longitudinal Stability), 롤링(Rolling)과 관련된 가로 안전성(Lateral Stability), 요잉(Yawing)과 관련된 페달 안전성(Pedal Stability) 총 3가지 안전성을 중량조건에 따라 검토하였다.

중량조건은 주임무중량 시 마찰재 변경 전·후 조건과 운용중량 시 마찰재 변경 후 조건이고, 비교 결과 동일한 제동속도에서 제동 시 항공기 자세 변화는 차이가 없고, 조종입력을 확인한 결과 충분한 조종여유가 있는 것으로 판단하였다.

III. 결 론

KUH-1 운용 중 발생하는 타이어 스키드 및 과다마모 현상을 개선하기 위한 설계변경 및 성능시험 결과는 다음과 같다.

타이어 마모현상 개선을 위해 기존 휠브레이크 조립체에 장착되어 있는 마찰재의 재질을 변경하였고 이를 통해 제동력 감소가 가능하게 되었다. 마찰재 변경을 위해 타 항공기에 적용되는 마찰재와 비교 시험을 수행하였고, 적용가능한 마찰재를 선정하여 동적제동력 시험(L.S.D)을 통해 단위 시편을 검증 하였다. 추가적으로 항공기에 장착한 후 비행시험을 수행하였고, 이를 통해 타이어 스키드 및 과다마모 개선을 검증하였다. 추가로 항공기 비행 안정성 검토를 통하여 비행에도 문제없음을 확인하였다.

이러한 설계개선을 통하여 항공기 착륙 시 안전성과 임무신뢰도를 향상시키고, 군 전투력 향상에 기여할 수 있었다. 더 나아가 파생형 헬기 사업에도 적용할 수 있는 회전익 항공기 브레이크 설계기술을 확보하게 되었다.

후 기

본 논문은 수리온 양산 사업의 일환으로 수행되었습니다. 관련 기관의 도움에 감사드립니다.

References

1) KDS 1520-4001, "(HELICOPTER, UTILITY", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013

2) Keun-Bae Kim, Song-Soo Ahn, "Analysis of Design Requirements for a Wheel Brake Accumulator" KSAS 2007 Autumn Conference (07-3115)

3) KDS 1630-4010, "WHEEL ASSEMBLY, AIRCRAFT", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013

4) ATPA80028010, "ACCEPTANCE TEST PROCEDURE, WHEEL ASSEMBLY,AIRCRAFT", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013

5) Jae-Hun Jung, S.M Lee, D.N Kim, Y.M, Jo, J.J Yoon, S.W Kim, H.Y Kwak, H.S, Jeon, Y.H Kim, S.B Lee, K.K lee, B.J Lee, C.Y Park, "Design Study of Helicopter Brake Integration Test Rig" KSAS 2009 Spring Conference (09-1301)

6) Jae-Hun Jung, S.M Lee, D.N Kim, Y.M, Jo, J.J Yoon, S.W Kim, H.Y Kwak, H.S, Jeon, Y.H Kim, S.B Lee, K.K lee, B.J Lee, C.Y Park, "Test and Certification of Helicopter Wheel Brake Assembly" KSAS 2009 Spring Conference (09-1302)

7) MIL-W-5013 "WHEEL AND BRAKE ASSEMBLIES, AIRCRAFT"