JANT 한국항행학회논문지
Journal of Advanced Navigation Technology

항공 통신 기술

J. Adv. Navig. Technol. 20(5): 446-452, Oct. 2016

회전익항공기 상태감시시스템 임계값 최적화를 통한 비행안전성 확보기술

Flight Safety Assurance Technology for Rotary Aircraft through Optimization of HUMS Vibration Thresholds

전 병 규* · **정 상 규** · **김 영 목** · **장 인 기**
국방기술품질원 항공3팀

Byung-kyu Jun* · **Sang-gyu Jeong** · **Young-mok Kim** · **In-ki Chang**
3rd Aeronautical Systems Team, Defense Agency of Technology and Quality, Gyeongsangnam-do 52851, Korea

[요 약]

항공기는 비행이라는 특수성에 의해 안전성이 매우 중요하게 고려되어야 하며, 생산단계 뿐 아니라 운용·유지단계에서도 적절한 검사와 정비를 통해 비행안전성을 유지해야 한다. 최근에는 구성품의 건전성 확인과 정비 필요성 판단을 인적요소에 의존하지 않고 공학적 접근법에 의한 최신 기술이 사용되고 있으며, 국내에서 생산하는 회전익기에도 주요 구성품의 진동측정/감시 시스템인 health & usage monitoring system이 적용되어 운용 중에 있다. 그러나 진동 임계값이 부적절하여 생산 및 운용 간 지속적인 임계값 초과현상이 발생하였으며, 이는 실제 정비가 필요한 경우가 아닌 오경보로 판명되었다. 본 논문에서는 HUMS의 운용개념을 기술하고, 특히 제한된 여건에서 효율적으로 정비 필요성을 판단하기 위한 HUMS 임계값 최적화와 재설정된 임계값의 초과현상 발생 시 조치해야하는 검사 및 정비행위를 정립하여 운용유지의 효율성과 궁극적으로 항공기 신뢰성을 향상 시킬 수 있는 연구를 수행하였다.

[Abstract]

The aircraft has to be considered for safety very importantly because of peculiarity of flight in the air, so it should be retained through proper inspection and maintenance not only in production phase but also in operating phase. Recently, it is using the latest technology as engineering approach not depending on human factor to determine on maintenance needs, and domestic production rotary aircraft also has the health & usage monitoring system to measure and to monitor major components. However, continued vibration exceedance phenomenon occurred in production and operation phase because of inappropriate thresholds, and it confirmed as false alarm which is not necessary to repair. In this paper, it is described that operational concept of HUMS, and especially it contains a study result for efficiency of aircraft operation and ultimately the improvement of flight safety by optimizing HUMS thresholds to determine efficiently necessity of maintenance under limited conditions and by establishing inspection/maintenance procedures when the re-designated thresholds exceedance occurred.

Key word : Health of mechanical parts, Helicopter, Monitoring, Rotaty aircraft, Vibration.

http://dx.doi.org/10.12673/jant.2016.20.5.446

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-CommercialLicense(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 30 August 2016 **Revised** 28 September 2016
Accepted (Publication) 24 October 2016 (30 October 2016)

***Corresponding Author; Byung-kyu Jun**

Tel: +82-55-751-5870
E-mail: bk0816@dtaq.re.kr

Ⅰ. 서 론

항공기는 다른 탑승 장비와 다르게 공중을 비행한다는 특성으로 인하여 안전이 매우 강조된다. 이는 비단 민간분야 뿐 아니라 국방 무기체계에서도 동일하며, 전 세계적으로도 항공기의 비행안전성을 확보하기 위한 기술과 절차의 개발은 매우 중요한 사안이다. 일반적으로 항공기 비행안전을 확보하는 방법으로는 그림 1과 같이 『항공법』, 『군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률』 등 감항성(airworthiness)에 관한 법률에 따라 설계·제작되고 정해진 성능시험을 통과하는 1차적인 방법과 수리, 교체 등 정비유지 행위를 통해 확보되는 2차적 방법이 존재한다 [1].

한편, 항공기는 정비/보수를 통한 비행안전성 확보를 위해 기본적으로 비행 전 일일검사, 50시간 등 주기적인 검사 및 점검을 수행하며, 비행 중 조종사가 감각을 통해 인지한 이상증상과 장비 동작유무 등을 반영하여 정비 필요성을 판단한다. 그러나 제한된 여건에 의해 무한정 많은 자원(인력, 비용, 시간)을 투입하여 비행안전을 추구하기에는 현실적인 제약이 존재하며, 따라서 이러한 한계를 극복하기 위해 첨단장비에 의한 항공기 상태감시와 진단을 수행하여 정비를 판단하는 HUMS (health & usage monitoring system)가 개발되어 운용중이다 [2]. 국내 첫 연구개발로 생산되는 헬기에도 HUMS를 적용, 탑재하여 운용하고 있으나 기술적 한계와 불충분한 개발기간으로 인해 정비 판단을 위한 진동 임계값이 불완전한 상태로 소요군에 인도되어 운용하고 있는 실정이었다. 이는 임계값이 가설정된 상태로 오경보 (false alarm) 등 신뢰하기 어려운 상태라는 것을 의미하며, 실제로 항공기 생산 및 운용 중 발생한 상당수의 임계값 초과현상이 단순 일시적 초과(spike)라는 것이 지속적으로 확인되었다. 따라서 임계값을 최적화하여 실질적인 정비수행 판단자료로 활용할 수 있도록 개선해야하는 문제가 식별되었다.

본 논문에서는 적기에 수행하는 정비유지를 통해 비행안전성을 확보하기 위한 시스템인 HUMS의 운용개념을 기술하고, 특히 제한된 여건에서 효율적으로 정비 필요성을 판단하기 위한 HUMS 임계값 최적화와 재설정된 임계값의 초과현상 발생 시 조치해야하는 검사 및 정비행위를 정립하여 운용유지의 효율성과 궁극적으로 항공기 신뢰성을 향상시키기 위한 연구결과를 기술하였다.

Ⅱ. HUMS 운용개념 및 임계값 최적화 사례조사

2-1 국내여건 및 연구추진 배경

국내 항공산업의 역사와 제반 원천기술의 수준을 고려하였을 때 항공기 진동에 대한 측정/감시와 이를 분석하는 기법의 기술은 상당히 제한적이다. 따라서 국내 개발

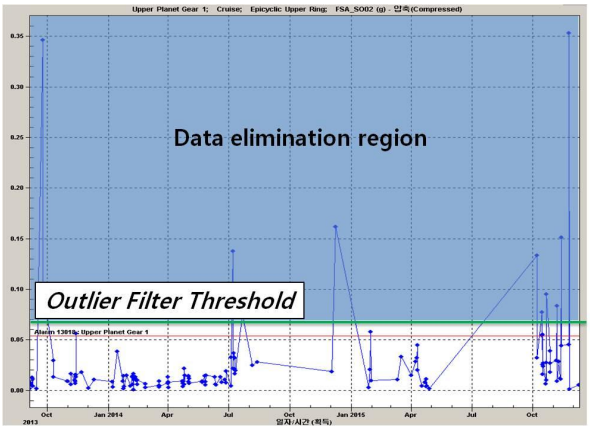

그림 1. 임계값 설정을 위한 이상점 필터(Outlier filter) 개략도
Fig. 1. Schematic overview of Outlier filter for threshold setting.

회전익항공기의 체계개발 시에도 해외 선진사(A사-유럽, G사-미국)의 기술지원과 기술협력생산을 통해 관련 기술 및 장비를 도입, 생산하여 HUMS를 구축하였다. 특히 HUMS가 수집한 데이터 중 일시적으로 임계값을 초과하는 데이터를 제거하기 위해서는 수많은 데이터의 축적을 통해 획득해야 하는 통계적 기법이 핵심 노하우이며, 이는 모든 기술 집단에서 기본적으로 비공개를 원칙으로 한다. 따라서 본 연구에서는 HUMS 임계값 최적화를 위해 사용할 데이터와 일시적으로 초과하는 비정상 진동 측정값으로서 제외할 데이터의 판별을 위해 해외 선진사의 기술지원으로 확보한 그림 1의 '이상점 필터 (outlier filter)'가 적절하다는 것을 전제하며, 이에 대한 타당성 분석은 제외한다. 다만, 임계값의 오경보를 줄이기 위한 기술과 연구는 항공기 기종별 특성에 맞도록 수행해야 하며, 따라서 본 연구에서는 이 부분에 집중하여 보다 효과적인 임계값 설정을 위한 방법을 실제 사례 기반으로 기술한다.

일반적으로 운용·유지단계에서는 주기검사(25시간, 50시간, 500시간 등)를 통해 단계적인 점검과 검사 및 정비수행으로 항공기 비행안전성을 확보한다. 주기검사는 기본적으로 항공기 설계단계에서 주요 구성품의 수명을 예측하고 안전여유 (safety margin)를 고려하여 정비주기의 간격을 할당한다. 그러나 이는 근본적으로 양산품의 편차나 개별 항공기의 운용환경을 고려하지 못하며 조종사/정비사의 개인역량과 안전여유에만 의존하는 한계가 존재한다. 또한 엔진, 기어박스 등 항공기를 불가동한 후 창정비 (depot maintenance) 수준으로 분해하여 검사할 수밖에 없는 구성품의 경우 결함을 사전에 감지하고 적시에 조치하기에는 현실적으로 매우 제한되며, 결국 민간을 포함한 주요 항공사고의 원인을 살펴보면 정비불량이나 적기에 수리가 이루어지지 않아 발생한 사고가 상당수 존재함을 알 수 있다 [1],[3],[4]. 그 중에서도 표 1은 유럽 항공 안전청 (EASA; European Aviation Safety Agency)에서 발간한 '2016년 항공안전 보고서'를 발췌한 것으로 2011년에서 2015년까지

표 1. 항공사고 원인 중 항공기 정비 관련항목
Table 1. Classification of aviation accident/incident causes.

Classification	Total number of occurrences in '11~'15			
	Incidents	Serious Incidents	Accidents (Total)	Fatal Accidents
Commercial Air Transport Airplanes	1,318	7	1	-
Commercial Air Transport Helicopters	33	-	-	-
Aerial Work/Part SPO Airplanes	4	1	4	-
Non-Commercial Operations airplanes	21	3	12	1

직접적으로 항공기 정비가 사고의 원인이 된 준사고(incidents)와 사고(accidents)의 통계를 보여준다. 이는 지속적으로 발전해온 자동 검사 장비나 강화된 항공안전 법규 등을 고려할 때 최근 5년간의 항공사고 데이터에서조차 정비 관련 준사고/사고가 지속적으로 발생하고 있다는 것은 정비의 중요성을 간과하거나 적절하게 수행하지 못하고 있다는 것을 방증하는 결과일 수 있으며, 제한된 여건에서도 효율적이고 확실한 유비보수 및 정비를 수행하기 위해 HUMS의 개발 및 적용과 같은 공학적 접근법이 항공사고 방지를 위해 필히 고려되어야 한다. 특히, 표 2는 실제 회전익 항공기의 초도양산 시험비행에서 발생한 HUMS 임계값 초과사항으로 1건의 구성품 교체 외에는 정비가 불필요한 정상 품목임을 알 수 있다. 이는 임계값의 부적절성이 생산 뿐 아니라 운용단계에서도 추가 시험비행을 포함하여 불필요한 정비비용을 야기할 수 있다는 것을 의미하며, 임계값을 이용하여 특정 판단을 수행하는 탐지 시스템이 내제하고 있는 원론적 문제인 오경보를 얼마나 적절하게 통제하거나 제거하는지가 HUMS를 통해 항공사고를 방지하는데 핵심 요소임을 확인할 수 있다.

2-2 HUMS 운용목적 및 해외 적용사례 조사

HUMS (health & usage monitoring system)는 그 명칭에서도 유추할 수 있듯이 항공기에 장착되는 각 센서 (가속도계, 회전속도계 등) 및 기타 체계장비로부터 운용 데이터를 획득하여 항공기 운용상태 및 엔진, 트랜스미션, 로터 등 주요 구성품의 작동상태를 감시 및 기록하는 시스템이다. 개략적인

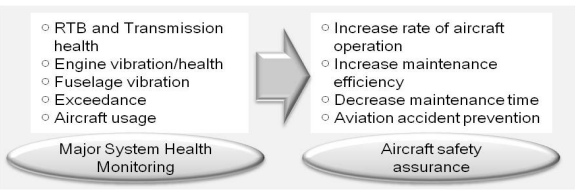

그림 2. HUMS 운용 목적
Fig. 2. Operational objectives of HUMS.

표 2. 국내생산 회전익항공기 HUMS 임계값 초과사항 및 조치결과
Table 2. HUMS thresholds exceedances and action results for the duration of domestic producted rotary aircraft test flight.

Tailed NO.	Exceedance item/part	Occur. No.	Remark
#0	Lower Sun Gear and 19 others	74	
#0	Lower Planet Gears and 10 others	32	
#0	Lower Planet Gears and 18 others	97	
#0	Lower Planet Gears and 5 others	15	
#0	Lower Sun Gear and 11 others	54	
#0	Right Ancillary Alternator Gear and 14 others	41	
#0	Tail Drive Shaft No 6 and 5 others	16	
#0	Tail Drive Shaft No 5 and 9 others	27	
#0	Tail Drive Shaft 1 and 4 others	10	
#00	Left Ancillary Fan Gear and 3 others	16	
#00	Tail Drive Shaft No 5 and 6 others	14	
#00	Left Engine Input Shaft Gear and 13 others	37	
#00	Right Inter Output Pinion and 1 others	2	
#00	Left Ancillary Input Gear and 4 others	19	
#00	N/A	N/A	No exceedance
#00	Lower Planet Gears and 3 others	4	
#00	Left Ancillary Input Gear and 3 others	4	
#00	Upper Sun Gear and 21 others	249	
#00	Lower Planet Gears	1	
#00	Left Ancillary Intermediate Gear and other	3	
#00	Lower Planet Gears and other	4	
#00	Lower Planet Gears and 4 others	5	
#00	Left Ancillary Fan Gear and 2 others	4	
#00	Tail Drive Shaft No 1	20	TRDS #1 change

장착 목적은 그림 2와 같으며, 궁극적으로 항공기 건전성 및 신뢰성 증가를 위해 로터, 엔진 및 동력전달계통 등 주요 구성품의 상태진단 및 고장예측, 그리고 예측자료의 활용을 통한 항공기 가동률 향상 및 운용유지비 절감과 비행안전성 확보에 중점을 두고 있다.

그림 3은 일반적으로 기계장비가 운용주기 (life-cycle)에 따라 진동수준이 변화하는 평균모델(A)을 나타낸다[5]. 즉 신규 장비를 제작한 직후 초기에 각 운동자, 회전자들이 자리를 잡아가는 과정에서 일정수준 이상의 진동이 나타나며, 이후 안정화되어 정상수준 (steady-state)으로 낮아진다. 운용주기 후반부에는 기계적 마찰과 이에 따른 마찰열에 의해 변형, 균열, 파손 등 결함요소가 발생하면서 진동수준이 높아지게 된다. HUMS의 1차적 목적은 그림 4에 표시된 'Repair Necessary' 시점을 찾아 적기에 필요한 정비/수리행위를 수행하기 위함이며, 만약 부적절한 임계값으로 인해 'Breakdown' 시점을 넘어갈 경우 비행 중 추락과 같은 중대한 사고로 직결될 수 있다.

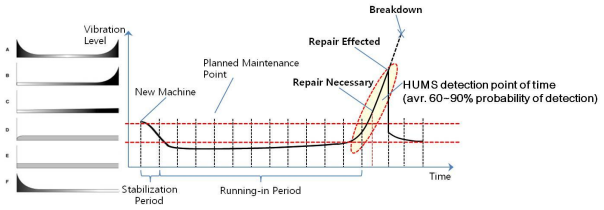

그림 3. 기계장비의 일반적 수명-진동모델과 A형 수명-진동모델에 따른 유지보수 시나리오

Fig. 3. General lifecycle-vibration models and repair scenario for mechanical equipment.

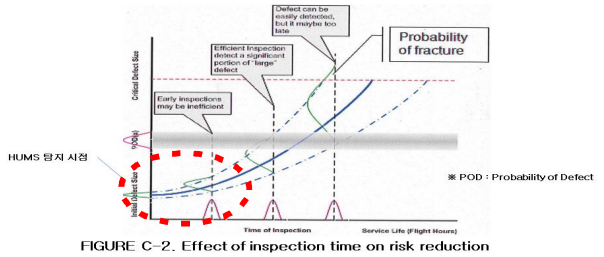

FIGURE C-2. Effect of inspection time on risk reduction

그림 4. 검사시점과 파손 위험성 간 상관관계

Fig. 4. Relation between inspection/repair time and probability of fracture.

그림 4는 항공우주 설계기준서 ADS-79-HDBK에 기술된 검사시점과 위험성 감소 간의 상관관계를 보여주며, 검사시점에 따라 파손에 이르는 결함이 발생할 확률과 적기 검사의 필요성을 기술하고 있다[6]. 그러나 설계 및 개발단계에서부터 다양한 시험과 분석을 수행하여 충분히 해석된 시스템이 아닐 경우 이러한 '시점'은 통상 사전에 확정할 수 없으며, 따라서 제한된 여건에서 '적절히' 선택해야 한다. 다만 HUMS의 도입을 통해 일반적으로는 비효율적인 시점에도 결함진전 초기에 이를 발견할 수 있으며, 따라서 비행안전성을 많은 자원(시간, 비용, 인력)의 투입 없이 극도로 향상시킬 수 있다. 표 3은 이러한 목적 하에 HUMS를 통해 탐지하고자 하는 구성품 상태의 기준을 보여준다.

상기 HUMS 운용개념에 더불어 한국형 HUMS의 임계값 재설정을 위해 우선적으로 검토한 것은 해외 사례와 정비 적중률이다. 그림 5는 항공우주 설계기준서 Appendix에 수록된 아파치 헬리콥터의 사례로서, HUMS 분석장비 (HGS; HUMS ground station)를 통해 임계값 이상으로 진동이 측정된 구성품을 실제 분해검사 한 결과를 나타낸다. 즉 해당 설계기준서가 작성되는 시점에서 아파치 HUMS의 임계값을 통해 분석할 경우 NGB (nose gear box) 89 %가 실제 정비가 필요한 경우이고 11 %는 오경보였음을 보여주며, MXMSN (main transmission)의 경우 97%가 적절한 정비판단이 가능하였음을 나타낸다. 반면 AC generator의 경우 14 %만이 유효한 정비가 수행되었음을 알 수 있으며, 이는 임계값의 최적화가 수행되지 않을 경우 AC generator와 같이 불필요한 항공기 불가동과 검사가 이루어질 수 있음을 의미한다. 따라서 효과적인 항공기 정비는 물론 비행안전 확보에도 임계값의 최적화가 관건이라 할 수 있다.

표 3. HUMS의 기계부품 상태 탐지목표

Table 3. HUMS detecting objective for mechanical parts' status.

Classification	Condition	Remark
Normal		New part and/or initial phase of operation
Anormal		A little scratch, dent exist **(HUMS Detection Objective)**
Failure or Defect		Deformation requiring replacement exist
Damage		Limited to ensure flight safety (Only short-term operation possible)
Destruction		Impossible to ensure flight safety

그림 5. 아파치 헬리콥터 HUMS 임계값 초과 시 정비수행 결과

Fig. 5. Result of inspection and repair on Apache helicopter using HUMS.

한편, 한국형 HUMS의 운용개념은 그림 6과 같이 도식화 할 수 있으며, 실제 데이터가 측정되고 저장되는 항공기부 (aircraft segment)와 저장된 데이터를 분석하고 정비판단을 수행하는 지상지원부 (ground segment)로 구성되어 있음을 알 수 있다. 항공기에 부착된 가속도계 등 센서로부터 취합되는 진동 데이터 및 후처리 데이터는 별도의 저장장치인 CQAR (card quick access recorder)에 부착된 PCMCIA 방식의 DTD (data transfer device) 메모리 카드에 저장되며, 지상분석 장비 HGS에서 상태진단 소프트웨어를 통해 분석한다. 이 때, 항공기에서 발생한 주요 초과사항(exceedance)이나 HUMS가 감시하는 주요 구성품에 대한 CI (condition indicators)의 임계값 초과사항을 분석하여 정비소요를 판단한다. CI는 감시하고자 하는 구성품의 진동특성(주파수 등)을 고려하여 지정한 식별자로서 국내개발 회전익항공기는 약 2500개의 CI가 있으며 이 중 474개에 임계값을 설정하여 운용하고 있다.

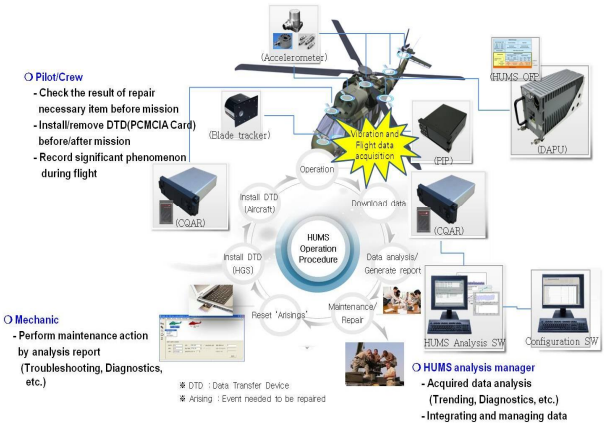

그림 6. HUMS 운용절차 개념도
Fig. 6. Overview of HUMS operation procedure.

Ⅲ. HUMS 임계값 최적화 및 초과사항 조치절차 수립

3-1 임계값 설정을 위한 항공기 진동데이터 분석결과

그림 7은 HUMS 임계값을 설정하기 위해 사용된 진동데이터 처리방법의 개념도이다. 그림의 'A' 영역은 항공기 기동이나 외란 등의 사유로 일시적(spike) 고진동 데이터가 획득된 영역으로 일반적인 운용 환경에서 발생하는 정상 데이터가 아니므로 식 (1)의 outlier filter를 적용하여 제거한다. 이후 제거된 Outlier 데이터를 제외하고 획득된 데이터 전체, 즉 'B'영역에 대해 식 (2)의 CI Threshold를 계산하여 구성품 건전성 및 정비소요 판단을 위한 임계값으로 설정한다.

$$Outlier\ Criteria = \alpha \times m + \beta \times \sigma \quad (1)$$

$$CI\ Threshold = m + \gamma \times \sigma \quad (2)$$

단, 식 (1), (2)의 m과 σ는 각각 데이터 평균과 표준편차이며, α, β, γ는 가중치 상수로서 통제된 환경에서의 구성품 수명시험과 운용 항공기 데이터의 통계적 분석을 통해 지정된 값이다[7].

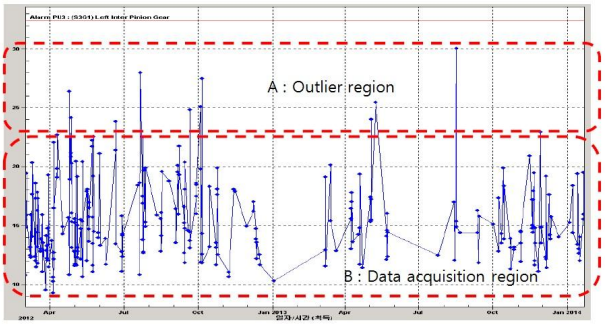

그림 7. 진동데이터 처리방법 개념도
Fig. 7. Schematic method for vibration data processing.

표 4. HUMS 임계값 최적화 결과
Table 4. Result of HUMS thresholds optimization.

Monitored equipment	No. of existing thresholds	No. of optimizing thresholds
Main Gear Box	217	165
Intermediate Gear Box	6	12
Tail Gear Box	15	3
Tail Rotor Drive Shaft	15	21
Engine	14	6
Total	267	207

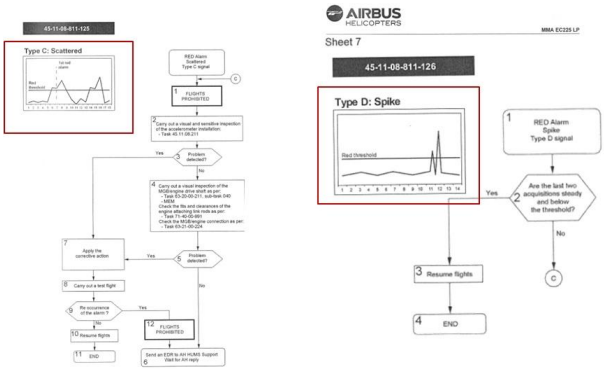

그림 8. HUMS 임계값 초과 시 조치사항 해외사례
Fig. 8. Foreign case for action procedure when exceeding HUMS thresholds.

표 4는 '13년 5월부터 '15년 11월까지 약 2년 6개월간 총 35대의 항공기에 대해 13,371 비행시간 동안의 진동데이터를 추가로 확보하여 HUMS가 감시하는 항공기 구성품에 따라 설정되어 있는 CI 임계값을 최적화한 최종 결과이다. 기존 임계값에서 새로 설정이 필요한 임계값의 비중이 약 44%로 도출되었으며, 이는 임계값 개수 측면 뿐 아니라 각각 임계값의 부적절성이 내포한 구성품 정비 비효율성과 비행안전 영향성을 고려할 때 항공기 신뢰성 향상으로까지 파급효과가 미친다고 판단할 수 있다. 특히 많은 유성기어로 구성된 주기어박스(MGB; main gear box)의 경우 실제 오경보가 자주 발생한 품목으로 임계값 최적화가 더욱 의미를 갖는다.

3-2 HUMS 임계값 초과 시 조치절차 수립

최신화된 HUMS 임계값을 적용하여도 초과사항이 발생하는 경우 조치방안의 정립을 위해 생산단계 및 운용단계 초과사항 발생사례와 해외 선진사 운용 매뉴얼을 분석하였다. 그림 10은 국내개발 회전익항공기에서도 빈번히 발생한 진동값 패턴에 대해 유럽의 기술교범을 발췌한 것으로 임계값 내외로 진동값이 분포하는 경우와 일시적(spike) 초과사항이 발생하는 경우에 가속도계 점검 및 MGB 구성품 점검 등 수행절차가 기술되어 있다. 그림 11은 한국형 HUMS 임계값 최적화 이후 초과사항 발생 시 조치방안으로서 재설정 임계값 기준으로 양산 항공기 초과사항 발생여부 등 분석결과와 실제

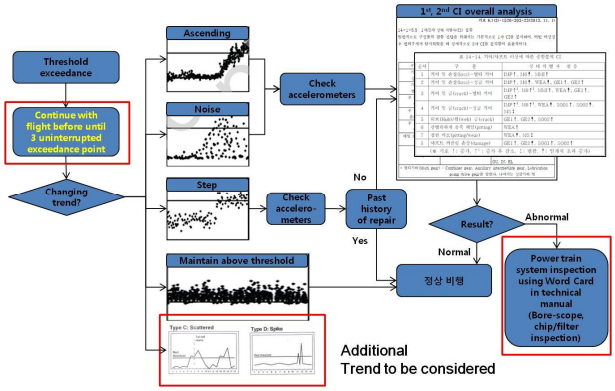

그림 9. 한국형 HUMS 임계값 초과사항 발생 시 조치절차
Fig. 9. Korean HUMS procedure for vibration thresholds exceedance.

구성품 건전성 확인 결과를 기반으로 해외사례를 접목하여 정립한 사용자 기술교범이다. 정비 효율성의 극대화를 위해 임계값 초과 후 3개 데이터 이상을 확인하여 변화추세를 검토하고, 유형별 조치방안을 수립하였으며 운용자 기술교범에 반영하는 것으로 결정되었다.

Ⅳ. 결 론

본 논문에서는 현재 운용중인 한국형 HUMS의 제한사항을 고찰하고, 해외사례의 조사결과와 2년 6개월간의 데이터 획득 및 분석을 통해 HUMS를 이용한 정비판단 필수요소인 임계값의 최적화를 통해 474개의 임계값 중 207개의 재설정을 수행하였다. 또한 특정 유형의 진동값 초과현상이 측정되었을 때 수행해야 하는 검사, 조치행위를 수립하여 운용자 기술교범에 반영함으로써 보다 효율적인 정비를 가능케 하고 궁극적으로 적기 정비성을 향상시켜 비행안전성을 확보하는 한국형 HUMS 운용개념과 절차를 정립하였다.

전 병 규 (Byung-Kyu Jun)
2011년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2011년 10월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원
※관심분야 : 항공전자, 감항인증, 시스템 아키텍쳐

정 상 규 (Sang-Gyu Jeong)
2013년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학석사)
2013년 3월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원
※관심분야 : 임베디드 시스템, 컴퓨터 아키텍처, 센서 네트워크

본 논문에서의 사례와 같이 타 계통 및 장비를 감시하며 건전성을 확인하고 통계적 임계값을 통해 정비 필요성을 판단하는 시스템의 최적화 연구는 현재 국내에서 생산중인 한국형기동헬기와 파생형헬기, 소형무장헬기 뿐 아니라 기계적 진동이 발생하는 여러 산업분야의 효율적인 운용유지 전략을 수립하는데 큰 도움이 될 것으로 생각된다.

참고 문헌

[1] I. Y. Jung, “An analysis of safety management in aircraft maintenance and its improvement,” Degree of Master dissertation, Korea National University of Transportation, Chungju, Korea, 2015.
[2] S. H. Park, “A study on speeder design based on planetary gear train,” Degree of Master dissertation, Sejong University, Seoul, Korea, 2013.
[3] P. Ky, Annual Safety Review, European Aviation Safety Agency, 2016
[4] Aviation Information Portal System. Yearly status of air accidents [Internet]. Available : http://www.airportal.go.kr/life/accident/stat/status.jsp
[5] Gh. Buzdugan, E. Mihailescu and M. Rades, Vibration measurement, 2010 ed. Netherlands, Springer, 2010
[6] AMCOM, ADS-79-HDBK rev. D, Aeronautical design standard : handbook for condition based maintenance systems for US army aircraft systems, US Army Aviation and Missile Research, Development and Engineering Center, 2013
[7] Korean Helicopter Program Group, Quality Assurance Requirement of HGS, QARA81537302, DAPA, 2013.

김 영 목 (Young-Mok Kim)
2009년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학석사)
2009년 5월 ~ 2010년 12월 : 국방과학연구소 연구원
2011년 1월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원
※관심분야 : 컴퓨터 시스템, 전자제어, 보안 알고리즘

장 인 기 (In-Ki Chang)
2000년 8월 : 창원대학교 기계공학과 (공학석사)
1995년 1월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원
※관심분야 : 유압시스템, 착륙시스템, 추진, 구조설계