

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 526-532(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.526

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 수리온 군용헬기의 결빙 감항인증 비행시험을 위한 파라미터 고찰

허장욱\*, 김찬동\*, 장재상\*\*

## A Study on the Parameters for Icing Airworthiness Flight Tests of Surion Military Helicopter

Jang-Wook Hur\*, Chan-Dong Kim\* and Jae-Sang Jang\*\*

Department of Mechanical System Engineering, Kumoh National Institute of Technology\*  
Korea Aerospace Industries\*\*

## ABSTRACT

In order to relieve limitation of flight operation under icing condition and verify its operation in adverse weather condition for Surion, military helicopter developed in Korea, airworthiness certification in icing condition is required. The process of Surion icing certification should be considered by implementation of four methods by step such as CFD analysis, simulated flight tests, artificial icing flight tests, and natural icing flight tests. For Surion icing flight tests, these are required 20~30 sorties and 20~23 hours in artificial icing condition; 20~30 sorties and 20~22 hours in natural icing condition. In addition, to proceed with efficient flight tests, it is necessary to implement artificial icing flight tests in LWC 0.5~1.0 g/m<sup>3</sup>; natural icing flight tests in less than LWC 0.5 g/m<sup>3</sup>

## 초 록

국내개발 헬기인 수리온의 악기상 시 운용능력을 입증하고 결빙하 운용 제한 사항을 해제하기 위하여 결빙 감항인증이 요구되고 있다. 군용헬기인 수리온의 결빙 감항인증 절차는 유사 무기체계인 UH-60과 AH-64의 사례와 S/W 기술의 성숙도를 보았을 때, 전산해석 → 모의결빙형상 비행시험 → 인공 결빙 비행시험 → 자연 결빙 비행시험의 4가지 방법에 의한 단계화된 추진이 고려되고 있다.

수리온의 최적 비행시험 소티와 비행시간은 인공 결빙 비행시험 20~30소티 및 20~23시간과 자연 결빙 비행시험 20~30소티 및 20~22시간이 요구되며, 효율적인 결빙 감항인증 비행시험을 위해서는 LWC 0.5~1.0 g/m<sup>3</sup> 범위의 대기온도 조건은 인공 결빙 비행시험을 추진하고, LWC 0.5 g/m<sup>3</sup> 이하의 대기온도 조건에서는 자연 결빙 비행시험이 필요하다.

**Key Words** : Liquid Water Content(액적 함유량), Chamber Test(챔버시험), Simulated Flight Test(모의비행형상 비행시험), Helicopter Icing Spray System(헬기 결빙 분사장치), Artificial Icing Flight Test(인공 결빙 비행시험)

† Received : January 19, 2015    Revised : May 10, 2015    Accepted : May 13, 2015

\* Corresponding author, E-mail : hhjw88@kumoh.ac.kr

## I. 서론

대기 속을 운항하는 항공기는 신속성, 경제성, 안전성 및 효율성 등을 그 특징으로 하며, 특히 비행간 사고발생 시 모든 승무원의 인명피해가 발생할 수 있기 때문에 항공기의 안전은 매우 중요하다고 할 수 있다[1]. 이중 기상은 가장 중요한 요인 중의 하나로, 2003년~2007년 사이 미국에서 발생한 전체 항공기 사고의 20.1%를 차지하며[2], 결빙은 비행에 장애를 줄 뿐만 아니라 치명적인 항공기 사고를 유발하기도 한다. 특히, 우리나라는 3면이 바다로 둘러싸인 지리적 영향으로 인해 이른 가을부터 늦은 봄까지 보통수준의 결빙조건(moderate icing condition, 중정도 결빙강도 조건)이 형성되는 것으로 확인된다[3]. 결빙은 항공기가 어는 점 부근 또는 그 이하의 온도조건에서 비행할 경우 날개 등 항공기 표면에 과냉각 수적 혹은 구름 입자가 충돌하여 얼음 피막이 형성, 성장하는 현상으로써, 항공기 날개 주위의 균일한 공기 흐름이 흐트러짐으로 인해 항력이 증가되고 양력은 감소된다[4]. 헬기의 로터 블레이드에 발생된 결빙은 심한 진동을 발생시키고, 수평안정판 등 선단의 결빙은 항공기의 조종 안정성을 저하시킬 수 있다. 또한, 엔진 공기흡기구에 결빙이 발생하면 엔진 내부 연소에 필요한 공기의 공급을 차단시키고, 정압계와 안테나에 부착된 결빙은 해당 장비의 기능저하를 유발함으로써 헬기 사고의 원인이 될 수 있다.

따라서 미국 FAA에서는 민수용 헬기의 결빙 조건 비행시 비행안전을 확보하기 위해 14 CFR Part 29에 따라 동 규정 Appendix C의 결빙조건에서 안전한 비행이 가능함을 입증하도록 요구하고 있으며, 상기 조건에 대한 결빙인증을 받은 대표적인 헬기는 시콜스키(Sikorsky)사의 S-92가 있다[5-6]. 군 감항인증을 받는 군용 헬기의 경우에도 결빙조건 비행 시 발생할 수 있는 임무 영향성을 극복하기 위한 결빙 비행시험이 1970년대부터 미국 등 항공 선진국 위주로 꾸준히 수행되고 있으며, 결빙 감항인증을 받은 대표적인 군용 헬기로는 UH-60과 AH-64가 있다. 이러한 추세에 따라 2012년 6월 개발이 완료된 수리온의 경우에도 결빙조건에서 운용능력을 가지기 위해 결빙 감항인증을 확보할 필요가 있다. 이에 본 논문에서는 헬기 결빙에 대한 감항인증 방법과 유사 무기체계를 검토하여 수리온 군용헬기의 결빙 감항인증 비행시험을 위한 주요 파라미터들을 제시하고자 한다.

## II. 헬기 결빙 감항인증 방법

결빙 조건하 헬기 운용을 위해서는 결빙에 대한 감항인증이 반드시 필요하며, 일반적으로 감항인증을 위한 방법으로는 전산해석, 모의결빙형상 비행시험, 챔버시험, 인공 결빙 비행시험 및 자연 결빙 비행시험이 있다[7]. 이들은 궁극적으로 자연 결빙 비행시험을 위한 사전 절차이며, 시험 간 위험을 최소화하기 위해 개발사업 특성에 맞도록 tailoring 및 단계화된 추진이 요구된다.

### 2.1 전산해석

전산해석(CFD: Computational Fluid Dynamics)은 자연현상을 수치적으로 풀이할 수 있는 물리 방정식을 이용하여 모의실험(simulation)을 하는 방법이다. 대기상의 결빙조건, 헬기의 기동조건, 방빙 및 제빙 조건을 구현할 수 있기 때문에 방빙 및 제빙장치의 설계 및 검증, 결빙 비행시험 결과 예측, 특히 실제 비행시험 시 조우하기 어려운 조건에 대한 평가를 하는데 유용한 방법이다[7]. 즉, 전산해석을 통해 액적 함유량, 입자 크기, 온도, 항공기 속도 및 자세 등의 조건을 임의로 제어할 수 있다. 그러나 전산해석 결과를 신뢰성 있는 입증자료로 사용하려면 동일 조건에 대한 실제 결빙 비행시험 결과와의 비교 및 검증이 필요하다. 대표적인 전산해석 S/W로는 NASA의 LEWICE, 시콜스키사의 GRP 및 보잉사의 B65 등이 있다[7]. 또한, 결빙 관련 지침서에

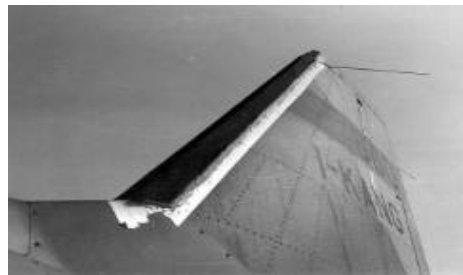


Fig. 1. Configuration of perpendicular stable plate for simulated flight test



Fig. 2. Configuration of chamber test

의하면, 결빙 비행시험 전 전산해석을 통해 안전성 측면에서 결빙 비행시험 진입 타당성을 검토하도록 명시하고 있다[8].

## 2.2 모의결빙형상 비행시험

모의결빙형상 비행시험은 방빙 및 제빙장치가 없는 부위 및 해당 장치가 있는 부위에 고장 발생 시 결빙 영향성을 확인하는데 유효한 방법이다. 일반적으로 보수적인 조건의 조합으로 수행한 전산해석 결과에 따라 인공 성형물을 제작하고, 결빙으로 인해 영향이 우려되는 부위에 부착한 다음 건조공기(dry air)상에서 비행시험을 수행하여 비행특성을 평가한다. Fig. 1은 수직꼬리날개에 결빙 형상을 부착한 모의결빙형상 비행시험 사례를 나타낸다[7].

## 2.3 챔버시험

챔버시험은 지상에서 인공적으로 결빙구름을 생성하여 항공기의 방빙 및 제빙성능, 방빙 및 제빙이 되지 않는 부위에 적층되는 결빙형상, 로터 블레이드 제빙장치 작동으로 인해 결빙이 항공기로부터 이탈(shedding)되었을 때의 영향성과 함께, 이 과정들에서의 항공기 거동을 평가하기 위한 방법이다[9]. 로터 블레이드 회전까지 가능한 환경시험장은 미국 플로리다의 Mckinley 시설이 유일한 것으로 알려져 있다. 미국 FAA에서는 챔버시험을 수행하여 결빙에 의한 헬기의 진동 영향성을 확인하도록 권고하고 있으나, 기 언급한 바와 같이 시험 항목 및 절차는 개발사업의 특성에 맞도록 tailoring이 필요하다. 또한, UH-60과 AH-64 등의 군용 헬기가 챔버시험을 수행한 사례는 확인되지 않고 있다[10].

## 2.4 인공 결빙 비행시험

인공 결빙 비행시험은 헬기의 방빙 및 제빙장치의 적절성 및 성능을 확인하고, 자연 결빙 비행시험 전 결빙조건에서의 항공기 비행안전성을 확인하기 위해 수행한다. 자연 조건에서 비행시험을 통해 원하는 결빙조건을 조우하기란 확률적으로 매우 어려우며, 많은 시간과 일정이 소요되므로, 과거 결빙 감항인증을 받은 헬기 사례에서는 인공 결빙 비행시험을 자연 결빙 비행시험에서 수행하기 힘든 결빙 조건을 대체할 수 있는 입증 방법으로 활용된 것으로 확인된다. 따라서 전산해석과 마찬가지로 이를 인증을 위한 입증자료로 활용하기 위해서 동일 결빙조건에 대한 자연 결빙 비행시험 결과와의 비교 및 검증이 요구된다.

이 시험은 Fig. 3에 나타난 바와 같이 CH-47D 헬기를 개조하여 어느 점 이하의 온도에서 인공



Fig. 3. HISS system for artificial icing flight test

Table 1. Matrix for artificial icing flight test

temp. \ LWC	0.25 g/m <sup>3</sup>	0.5 g/m <sup>3</sup>	0.75 g/m <sup>3</sup>	1.0 g/m <sup>3</sup>
-5 °C				
-10 °C				
-15 °C				
-20 °C				

적인 결빙구름을 생성해낼 수 있는 미 육군의 결빙분사장치(HISS, Helicopter Icing Spray System)를 활용한다. 결빙분사장치의 물리적 크기 제한으로 인해 시험대상 헬기의 국부 영역으로 결빙이 제한되므로 부위별 구분된 시험이 요구된다. 반면, 인공 결빙 비행시험은 시계비행 조건의 통제된 환경에서 수행되므로 자연 결빙조건에서 발생할 수 있는 잠재적인 위험을 사전에 파악할 수 있는 장점이 있다. 또한, Table 1에 나타난 시험 매트릭스와 같이 광범위한 온도(-20~0°C)와 LWC(0.25~1.0 g/m<sup>3</sup>)의 조합을 평가할 수 있다[11].

여기서 온도조건은 HISS 운용지역에 형성될 수 있는 기상상태에 의존한다. 시험 매트릭스는 일반적인 헬기의 운용고도인 10,000 ft 이하의 적운형 및 층운형 구름에서 조우할 수 있는 결빙조건을 포함하며, 음영으로 표시된 부분은 보통 수준의 결빙강도 조건을 의미한다. 결빙 비행시험은 항공기 안전을 위해 시험 매트릭스의 좌에서 우로(LWC: 낮은 조건에서 높은 조건으로), 위에서 아래로(온도: 높은 조건에서 낮은 조건으로) 점진적인(build-up) 영역확장 개념으로 수행된다.

## 2.5 자연 결빙 비행시험

자연 결빙 비행시험은 실제 결빙 기상조건에서 항공기의 정상작동 및 비행안전성을 온전히 평가할 수 있는 유일한 방법이므로, FAA에서는 본 시험을 결빙 감항인증을 위한 필수항목으로 요구

한다. 그러나 앞서 기술하였듯이 자연 결빙 비행 시험으로 조우하기 곤란한 결빙조건에 대해서는 상호 상사성이 인정될 경우 인공 결빙 비행시험 결과 등을 입증자료로 활용할 수 있다. 그러나 상기 입증방법의 적용 제한(예. 결빙분사장치 크기, 전산해석의 신뢰성 등)으로 인해, 통상 결빙 감항인증을 위해서는 최소 20시간의 자연 결빙 비행시험이 요구된다[11]. 시험 시 항공기의 기본 비행특성 및 전산해석에 의해 시뮬레이션된 예측 결과를 기반으로 방빙 및 제빙장치의 성능, 방빙 및 제빙이 되지 않는 부위에 발생하는 결빙으로 인한 영향성, 비행특성 등을 종합 평가한다.

### III. 유사 무기체계 결빙 감항인증 사례

앞서 기술한 바와 같이 헬기의 결빙 감항인증을 위한 기준은 그 용도와 목적에 따라 상이하다 [8]. 즉, 민수용 헬기는 비행안전 확보 목적으로 14 CFR Part 29(미국의 경우)를 따르며, 군용 헬기는 전천후 기상조건에서의 임무수행 목적으로 별도 군에서 정의한 기준에 따른다. 그러나 군용 헬기가 결빙 감항인증을 받는다는 것은 결국 결빙조건에서 항공기의 정상작동 및 최소한의 비행 안전을 담보해야함을 의미하므로, 민수용에서 요구하는 감항인증 절차 및 방법론이 유효하게 적용될 수 있다. 14 CFR Part 29를 tailoring하여 적용한 수리온의 감항인증 기준 SACC (Specific Airworthiness Certification Criteria)가 그 대표적인 예이다. 또한, 한국에서는 현재까지 군용 항공기가 결빙 감항인증을 받은 실적이 없기 때문에 군에서 이에 대한 기준 및 절차가 정립되어 있지 않은 것으로 파악된다. 따라서 타 군용 헬기의 결빙 감항인증 사례를 분석하는 것은 의미가 있으며, 여기서는 미 육군 헬기(UH-60, AH-64)의 사례를 분석하고자 한다.

#### 3.1 UH-60

인공 및 자연 결빙 비행시험 요구도는 수리온과 동일한 0.5~1.0 g/m<sup>3</sup>로 확인되며, LWC와 대기온도의 관계는 Fig. 4와 같이 나타낼 수 있다. 시험결과를 종합한 내용을 Table 2에 나타내었으며, 비행시험 시간은 총 50시간이고, HISS를 이용한 인공 결빙 비행시험이 24.2시간, 자연 결빙 비행시험이 25.8시간이다[12].

결빙 감항인증 시험은 1979. 3~4월 미네소타에서 인공 결빙 비행시험을 수행하였으며(8소티, 6.2시간), 1980. 2~3월 미네소타에서 인공 결빙비행시험(4소티, 3.7시간)과 자연 결빙 비행시험(14

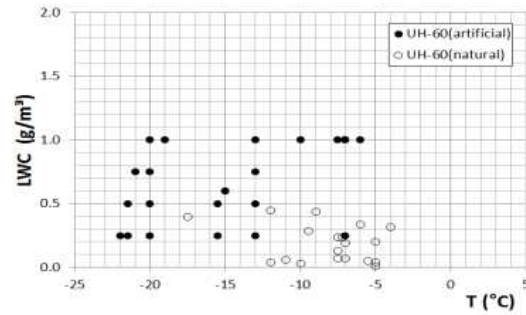


Fig. 4. Relation between OAT and LWC of UH - 60

Table 2. Test results for icing requirement verification of UH-60

type	total		'79.3~4		'80. 2~3		'80.12~'81.1	
	sortie	hour	sortie	hour	sortie	hour	sortie	hour
total	43	50.0	8	6.2	18	24.2	17	19.6
artificial	26	24.2	8	6.2	4	3.7	14	14.3
natural	17	25.8	-	-	14	20.5	3	5.3

소티, 20.5시간)을 실시하였다. 그리고 1980. 2~3월 시험은 1979. 3~4월 시험에 적용하였던 메인 로터와 테일로터에 대해 성능이 개선된 제빙장치를 적용하여 평가를 하였으며, 이중 인공 결빙 비행시험 4소티(3.8시간)와 자연 결빙 비행시험 3소티(3.1시간)는 적외선 유도미사일 방해장비(ALQ-144, M-130)를 위한 비행시험이었다. 마지막으로 1980. 12~1981. 1월 시험은 인공 결빙 비행시험(14소티, 14.3시간)과 자연 결빙 비행시험(3소티, 5.3시간)을 수행하였으며, 1980. 2~3월 시험간 발생한 드롭 스톱(drop stop)의 위치 복귀 불능 등 결함사항의 개선을 확인하기 위해 수행하였다.

#### 3.2 AH-64

인공 및 자연 결빙 비행시험 요구도는 수리온과 동일한 0.5~1.0 g/m<sup>3</sup>로 확인되며, LWC와 대기온도의 관계는 Fig. 5와 같이 나타낼 수 있다. 시험결과를 종합한 내용을 Table 3에 나타내었으며, 비행시험 시간은 총 48시간이고, HISS를 이용한 인공결빙 비행시험이 18.8시간, 자연 결빙시험이 29.2시간이다[13].

1982. 1~3월 미네소타에서 인공 결빙 비행시험을 수행하였으나(20소티, 10.5시간), 제빙 자동조절장치 고장으로 시험이 중단되었다. 이어서 1985. 2~4월에 인공 결빙 비행시험(13소티, 8.3시간)과 자연 결빙 비행시험(6소티, 6.1시간)을 실시하였으며, 이중 헬파이어와 로켓을 장착한 형상과 헬

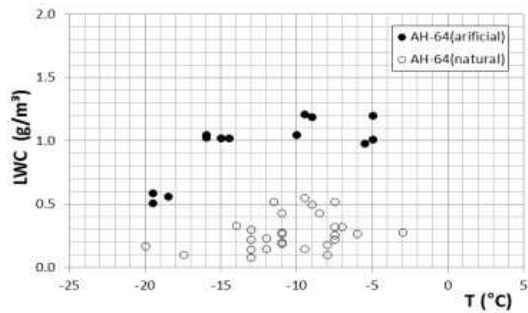


Fig. 5. Relation between OAT and LWC of AH - 64

Table 3. Test results for icing requirement verification of AH-64

type	total		'82.1~'83		'85.2~'86		'85.11~'86.3		'86.11~'87.12	
	sortie	hour	sortie	hour	sortie	hour	sortie	hour	sortie	hour
total	63	48.0	20	10.5	19	14.4	20	15.9	8	7.2
artificial	29	18.8	20	10.5	13	8.3	-	-	-	-
natural	34	29.2	-	-	6	6.1	20	15.9	8	7.2

파이어만을 장착한 형상으로 구분하여, 인공 결빙 비행시험(3소티, 2.6시간)과 자연 결빙 비행시험(6소티, 6.1시간)을 수행하였다.

이 기간에 인공 결빙 비행시험은 완료되었으나, 자연 결빙 비행시험은 엔진 공기흡입구 LWC 센서의 결함으로 지연되었다. 그리고 1985. 11~12월 및 1986. 2~3월의 자연 결빙 비행시험은 엔진 공기흡입구 LWC 센서와 전기식 히터(electrical heater blanket) 등을 보완하여 실시하였으나(20소티, 15.2시간), 1986. 3월 AH-64의 모든 헬기에 대한 비행중지조치(grounding)로 시험이 종료되지 못하고 지연되었다. 그리고 최종적으로 1986. 11~12월에 자연 결빙 비행시험(8소티, 7.2시간)을 수행하여 결빙 감항인증을 획득하였다.

#### IV. 수리온 결빙 감항인증 방법 검토

##### 4.1 수리온 결빙 감항 요구도

수리온은 결빙조건에서 운용을 위해 Fig. 6에 나타낸 바와 같이 윈드실드, 피토투브 및 공기흡입구에 방빙장치가 부착되어 있고, 메인로터와 테일로터에 제빙장치가 장착되어 있다. 이들 품목에 대해서는 구성품 수준에서 결빙 감항인증을 받았으며, 체계수준에서 인증이 요구되고 있다.

그러므로 수리온의 결빙 기상조건하 운용을 위해서는 방빙 및 제빙 장치들이 체계에서 요구



Fig. 6. Anti-icing and de-icing equipments of Surion

Table 4. Icing airworthiness requirement verification procedures for Surion helicopter

UH-60	AH-64	Surion
		CFD analysis
	simulated flight test	↓
	artificial icing flight test	↓
	natural icing flight test	↓
		simulated flight test
		↓
		artificial icing flight test
		↓
		natural icing flight test

되는 결빙 기상조건인 특정 LWC 범위에서 해석, 시험 등을 통해 성능이 입증되어야 한다. 그러나 현재 수리온은 비행시험을 통한 방빙 및 제빙 체계의 체계 성능 미확인으로, 결빙조건에서의 의도적인 비행을 금지하는 운용제한이 설정되어 있어 이의 해소가 필요하다.

##### 4.2 수리온 결빙 감항인증 절차

헬기 체계의 감항인증을 위해 고려할 수 있는 해석 및 시험 절차를 Table 4에 나타내었다. 주요 선진국에서는 헬기의 용도(군용, 민수용)와 운용개념 및 여건에 따라 이러한 절차를 적절하게 tailoring하여 적용하고 있다. 또한 최근에는 신뢰성있는 전산해석 S/W를 사용하여 시험소요를 축소하고 있는 추세에 반영이 요구된다.

따라서 군용헬기인 UH-60과 AH-64의 유사 무기체계 사례와 전산해석 기술의 성숙도를 고려하였을 때, 수리온 결빙 감항인증 절차는 전산해석 → 모의결빙형상 비행시험 → 인공 결빙 비행시험 → 자연 결빙 비행시험의 4가지 방법에 의한 단계화된 추진이 요구된다.

##### 4.3 수리온 결빙 감항인증 방법

수리온 결빙 비행시험은 유사 무기체계의 절

차와 함께, Table 5에 나타난 바와 같이 장착형상 차이를 고려하여 시험계획을 수립하여야 한다. 즉, UH-60에 탑재된 IR 방해장비는 도태되어 수리온에 탑재되지 않고 있으며, 공격헬기에 탑재되는 헬파이어 미사일은 기동헬기인 수리온에는 장착되지 않고 있으므로, UH-60이나 AH-64 보다는 비행시험 쏘티나 시간이 다소 축소될 수 있다. 또한, 미군 결빙시험 지침에 의하면 실질적인 자연 결빙 비행시험을 20시간 이상 수행토록 하고 있기 때문에, 이러한 제반 여건을 반영하였을 경우 개략적인 수리온 비행시험 소티와 비행시간은 Table 6과 같이 인공 결빙 비행시험 20~30소티 및 20~23시간과 자연 결빙 비행시험 20~30소티 및 20~22시간이 요구된다.

수리온 개발규격서상의 결빙 감항 요구도와 유사 무기체계의 인공 및 자연 결빙 비행시험 결

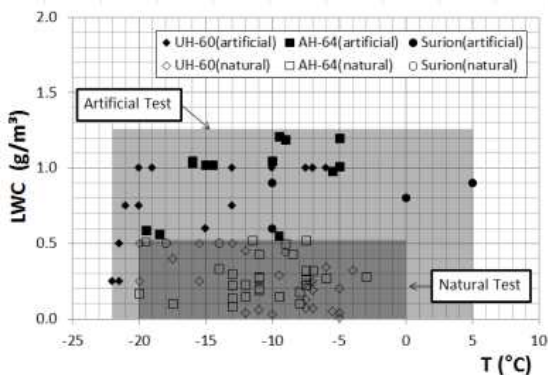
**Table 5. The difference equipped components of military helicopter for icing airworthiness**

type	UH-60	AH-64	Surion
IR jammer	○	×	×
hellfire missile	×	○	×

**Table 6. Test plan for icing airworthiness requirement verification of Surion**

type	UH-60		AH-64		Surion	
	sortie	hour	sortie	hour	sortie	hour
total	43	50.0	63	48.0	40~60	40~45
artificial	26	24.2	29	18.8	20~30	20~23
natural	17	25.8	34	29.2	20~30	20~22

\* 실제 비행시간은 기상조건, 항공기 준비상태 등을 고려 시, 상기 비행시간(구름하 운행) 보다 약 2~3배 정도가 예상됨.



**Fig. 7. Relation between OAT and LWC of similar weapon systems(included Surion)**

과를 대기온도와 LWC로 표현하면 Fig. 7과 같이 나타낼 수 있다. 그림의 옅은 색 박스는 인공 결빙 비행시험을 나타내고 있으며, 짙은 색 박스는 자연 결빙 비행시험을 표시하고 있다. 따라서 수리온의 효율적인 결빙 감항인증 비행시험을 위해서는, 그림에 표시된 바와 같이 자연환경에서 시험조건 충족이 어려운 LWC 0.5~1.0 g/m³ 범위의 대기온도 조건은 인공 결빙 비행시험을 추진하고, LWC 0.5 g/m³ 이하의 대기온도 조건에서는 자연 결빙 비행시험이 필요하다.

## V. 결 언

본 논문에서는 헬기 결빙에 대한 감항인증 방법과 유사 무기체계를 검토하여 수리온의 결빙 감항인증 비행시험을 위한 주요 파라미터들을 제시하였다. 군용헬기인 수리온의 결빙 감항인증 절차는 UH-60과 AH-64의 유사 무기체계 사례와 S/W 기술의 성숙도를 고려하였을 때, 전산해석 → 모의결빙형상 비행시험 → 인공 결빙 비행시험 → 자연 결빙 비행시험의 4가지 방법에 의한 단계화된 추진이 고려될 수 있다.

유사 무기체계의 결빙 비행시험 실적과 탑재 장비 장착형상 및 미군 결빙 비행시험 지침을 검토하였을 때, 수리온의 최적 비행시험 소티와 비행시간은 인공 결빙 비행시험 20~30소티 및 20~23시간과 자연 결빙 비행시험 20~30소티 및 20~22시간이 요구된다. 또한 수리온의 효율적인 결빙 감항인증 비행시험을 위해서는, LWC 0.5~1.0 g/m³ 범위의 대기온도 조건은 인공 결빙 비행시험을 추진하고, LWC 0.5 g/m³ 이하의 대기온도 조건에서는 자연 결빙 비행시험이 필요하다.

## Reference

- 1) Hong D. K. and Yee K. J., "Comparison of Airworthiness Certification System between Korea and U.S.", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 36, No. 3, 2008, pp. 298-305.
- 2) Kim Y. C., "A Verification of Threshold of the Aircraft Turbulence Index and Icing Index Using PIREPS and KWRF on Korean Peninsula", Journal of the Korean Meteorological Society, Vol. 19, No. 3, 2011, pp. 54-60.

3) Hur J. W. and Shin B. C., "A Study on the Korea Weather Environment for Icing Airworthiness of Military Helicopter", Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 17, No. 3, 2014, pp.304-310.

4) An Y. G. and Rho S. M., "Scaling Methods for Icing Wind Tunnel Test", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 2, 2012, pp. 146-156.

5) Ben C. B. and Robert J. F., "Certification of the Sikorsky S-92A Helicopter Ice Protection System : Meteorological Aspects of Tanker Tests and Natural Icing Flights", SAE International, 2007-01-3329, pp. 1-7.

6) Robert L., "Certification/Qualification of an Aircraft for Flight in Known Icing Conditions", SAE Aircraft & Engine Icing International Conference - Icing Certification Part III, 2007. pp. 1-30.

7) Robert J. F., Randall K. B. and Thomas H.

B., "Role of Wind Tunnels and Computer codes in the certification and Qualification of Rotorcraft for Flight in Forecast Icing", NASA Technical Memorandum 106747, 1994, pp. 1-35

8) Aircraft Ice Protection-Appendix E, AC20-73A, Federal Aviation Administration, 2006, pp. 1-41.

9) KUH : Natural Icing Flight Test Support, NTL, 2011, pp. 9-10.

10) Hur J. W., "Mckinley Facility Visit Report", KAI, 2013. pp.1-7.

11) Aircraft Natural/Artificial Icing, TOP 7-3-537, US Army Aviation Technical Test Center, 2009, pp. 14-15.

12) Marvin L. H., "Artificial and Natural Icing tests of UH-60A Helicopter", US Army Research and Technology, 1980, pp. 1-14.

13) James M. A., "Artificial and Natural Icing Tests of AH-64(Phase II)", US Army Research & Technology, 1987, pp. 4-11.