

회전익 항공기의 결빙 인증에 대한 연구

이해선*, 박종혁**

A Study on the Icing Certification of Rotorcraft

Hae-Sun Lee*, Jong-Hyuk Park**

Abstract

Modern rotorcraft is required to have the capability to operate in all-weather conditions. Also icing condition is important issue to aircraft safety and certification. And rotorcraft icing research has come a long way during the past few decades. The aircraft icing is the most difficult to handle. So, icing-related accidents, incidents and operating problems still occur regularly in service, despite improvements in design and test techniques. By reviewing icing certification requirement of FAR(Federal Aviation Regulations) and KAS(Korean Airworthiness Standard), this paper describes methods how to demonstrate safety in the flight and consideration of icing when rotorcraft is required TC(Type Certification).

초 록

현대의 민간용 회전익 항공기는 모든 기상조건에서 비행할 수 있는 운용 능력이 요구되고 있으며 이에 따라 결빙 환경에서의 회전익 항공기 운항 안전과 인증에 대한 관심이 대두되고 있다. 또한, 항공기의 결빙은 항공기 운항 안전에 있어 가장 다루기 어렵고 위험한 요인 중에 하나이며 실제 사고의 원인이 되기도 한다. 본 연구에서는 회전익 항공기의 결빙 인증 요구조건에 대한 고찰을 수행함으로써 회전익 항공기 형식증명 시 어떻게 결빙을 입증할 것인가에 대한 제시와 함께 결빙에 대해 고려하여야 할 사항들에 대해 논하였다.

키워드 : 결빙(icing), 회전익 항공기 인증(rotorcraft certification), 결빙방지(ice protection)

1. 서 론

항공기의 결빙은 항공기 운항 안전에 있어 가장 다루기 어렵고 위험한 요인 중에 하나이며 실제 사고의 원인이 되기도 한다. 주로 군용으로 많이 사용하고 있는 회전익 항공기의 경우, 결빙 방지시스템(IPS, Ice Protection System)이 장착되

는 경우가 많은데 비해 민간용 회전익 항공기에서는 비용과 중량의 문제로 결빙방지시스템을 적용하는 경우가 적다. 그러나 현대의 민간용 회전익 항공기는 모든 기상조건에서 비행할 수 있는 운용 능력이 요구되고 있으며, 이에 따라 결빙 환경에서 회전익 항공기의 비행 안전성과 인증방법에 대해서도 많은 연구가 진행되고 있다.

접수일(2007년12월14일), 수정일(1차 : 2008년 10월 23일, 2차 : 2008년 10월 27일, 게재 확정일 : 2008년 11월 1일)

* 항공인증팀/hslee22@kari.re.kr

** 항공인증팀/jhpark@kari.re.kr

항공기 결빙에 대한 연구는 결빙 축적에 대한 현상 이해부터 3D CFD 컴퓨터 시뮬레이션을 이용하여 결빙의 축적을 예측하는 수준까지 약 20년이 넘는 시간 동안에 발전해오고 있다.

본 연구에서는 회전익 항공기의 결빙 인증 요구조건에 대한 고찰을 수행함으로써, 회전익 항공기의 형식증명 시 어떻게 결빙을 입증할 것인가에 대한 제시와 함께 결빙에 대해 고려하여야 할 사항들에 대해 논하였다.

2. 결빙 방지

2.1 결빙 개요

2.1.1 결빙 생성

결빙은 물방울의 온도가 결빙점 이하이고 수분 함유량이 높은 구름 속이나 눈, 비 속을 항공기가 비행할 때, 구름 입자가 항공기 동체 및 항공기 구성품의 표면에 충돌하여 얼음 막이 형성되는 현상을 말한다. 기온이 0°C 이하가 아니라도, 0°C 부근이고 습도가 높으면 구름이 없는 맑은 대기 속에서도 결빙은 생성된다.

2.1.2 결빙 종류 및 현상

결빙인증 시 주로 고려하고 있는 결빙의 종류로 맑은결빙(clear icing)과 거친결빙(rime icing), 현상으로는 얼음흐름(runback ice)과 결빙분산(ice shedding) 등이 있다. 맑은결빙(clear icing)은 외부기온이 -15°C~0°C인 적운형 구름에서 주로 생성되며 물방울이 항공기 표면 위를 흐르면서 매끄럽게 결빙된다. 단단하게 표면에 부착되어 있어서 제빙시스템으로 제거하기가 어렵다. 한편, 거친결빙(rime icing)은 맑은결빙과 달리 층운형 구름이나 가랑비, 안개비 같이 작은 물방울이 항공기 표면에 부딪힐 때 생성되며, 처음 결빙된 얼음층과 축적되는 얼음층 사이에 공기가 들어가 우유 빛을 띤다. 미세한 물방울이 항공기 표면에 퍼지기 전에 급속히 결빙이 되므로 응결력은 약

하나 얼음 표면이 거칠어 공기역학적으로 항공기 안전성에 미치는 영향이 더 크다.

얼음흐름(runback ice)은 가열식 방빙시스템에 의하여 완전히 증발되지 않은 물이 방빙시스템이 적용되지 않은 부분(unprotected area)에서 다시 어는 것을 말한다. 이는 방빙시스템이 적용되는 면적 선정과 시스템의 에너지 용량 등을 결정할 때 고려하게 된다.

결빙분산(ice shedding)은 결빙이 생성되는 동안이나 생성 후에 표면으로부터 얼음이 떨어져 나가는 현상으로 이 때 떨어져 나간 얼음은 엔진으로 흡입되거나 다른 시스템 구조에 충격 손상을 일으킬 수 있다. 결빙분산은 결빙점 이상의 온도에서 비행할 때 주로 발생하며 항공기 설계 시 분산된 얼음의 궤적과 에너지, 동체, 엔진, 그 외 시스템의 구조 손상 평가를 통해 분산된 얼음이 회전익 항공기 비행에 위협을 일으키지 않을 모든 운용 조건에서 보여야 한다. 결빙분산은 얼음의 파편 형상, 질량, 항공기 고도, 자세, 속도, 공기흐름, 제빙방법에 영향을 미친다.

2.1.3 결빙 영향

회전익 항공기의 로터 블레이드에 비대칭으로 형성된 결빙은 심한 진동을 유발시킬 수 있으며, 결빙 무게로 인해 로터 허브 하중이 증가하고 이에 따라 원심력이 증가한다. 안정판이나 방향타 등의 선단에 일어난 결빙은 항공기 조종을 방해할 수 있다. 또한 피토포판 같은 공기 데이터 센서나 안테나에 결빙이 생성될 경우, 잘못된 속도, 고도 등의 계측값을 조종사에게 전달하게 되고 무선통신에도 지장을 준다. 앞서 논의한 결빙분산으로 인한 얼음조각이 엔진 흡입구에 들어가는 경우, 엔진 내부 연소에 필요한 공기의 공급을 차단하게 되는 등의 고장을 유발시킬 수 있으며, 이로 인한 엔진 정지는 결빙현상중 비교적 적은 빈도수를 나타내지만 발생에 따른 위험성은 가장 높다.

2.2 결빙방지시스템

결빙에 대한 문제 해결을 위한 가장 좋은 방법은 문제의 원인인 결빙을 생기지 않게 하는 것이다. 결빙환경에 노출된 부위의 결빙 형성을 막는 방빙(anti-icing)시스템이 바로 그 역할을 한다. 또한 이미 결빙이 생성되었거나 생성될 것 같은 임계점에 도달하였다면 이를 알려줄 수 있는 결빙탐지시스템이 필요하며, 일단 결빙이 생성되었다면 생성된 결빙을 제거하는 제빙(de-icing)시스템이 있어야 한다. 방·제빙 시스템은 엔진의 브리드공기를 이용한 가열식 공기 및 전기저항과 글리올, 알코올 등의 액체를 이용하는 방법이 있다. 방빙시스템은 수분을 증발시켜 결빙 생성을 방지하기 때문에 제빙시스템보다 많은 양의 에너지를 필요로 하며 방빙시스템의 가동은 하강비행이 불가할 정도의 엔진의 힘이 필요한 경우도 있다. 따라서 방빙시스템은 시스템에 요구되는 에너지 양에 대한 평가와 방빙시스템의 기능이 100% 수행되지 않아 발생하는 얼음 흐름현상에 대한 평가가 필요하다. 또한 제빙시스템은 주기적으로 생성된 결빙을 제거하는 것으로 제빙시스템이 작동하는 주기 사이에 생성된 결빙이 미치는 위험도 평가와 분산된 얼음이 다른 구성품에 미치는 결빙분산영향 평가가 요구된다. 결빙탐지시스템은 결빙축적율이 가장 높고 모든 얼음 물방울의 크기가 탐지 가능한 위치 장착하여야 하며 탐지기의 응답시간이 지연될 시 미치는 영향을 고려하게 된다.

결빙방지시스템 장착을 위해 회전익 항공기 초기 설계 시 결빙생성구역을 찾아 결빙방지시스템이 적용되는 부위를 선정해야 하며 이 때 주로 고려해야할 부위는 다음과 같다.

- 가) 엔진 흡기시스템
- 나) 로터 블레이드, 수직·수평 안정판
- 다) 조종실 윈드실드(Wind Shields)
- 라) 피토크관 등의 공기데이터시스템
- 마) 연료탱크 및 연료시스템
- 바) 실속방지시스템
- 사) 결빙방지시스템
- 아) 안테나, 페어링(fairing) 등의 돌출부

회전익 항공기에서 가장 어려운 문제는 메인 로터 블레이드의 방·제빙 시스템으로, 메인 로터 블레이드의 결빙방지에 대한 연구는 주로 전기 가열식 제빙시스템을 사용을 전제로 수행하고 있다. 또한, 방빙액을 이용한 방빙시스템이 개발 중에 있다.

3. 결빙 인증

3.1 결빙 인증 관련 요구조건

회전익 항공기의 개발자는 개발 목표 단계에서 항공기의 운용 목적 및 지역 특성 등을 고려하여, 결빙조건하에서 비행이 가능하도록 인증을 받을지에 대한 사항을 결정 하게 되는데, 이 때의 결빙 인증 신청 여부에 따라 각 시스템은 물론 회전익 항공기 전체에 대한 인증 기준의 적용 범위와 설계 요구조건이 달라진다.

3.1.1 결빙 인증 신청하지 않는 경우

결빙인증은 인증 신청자가 선택할 수 있으나 결빙 인증을 신청을 하지 않더라도 비행 도중 예상치 못한 결빙 환경에 노출될 수 있기 때문에 기본적인 비행 안전에 요구되는 결빙 관련 규정은 만족하여야 한다. 즉 엔진이나 연료시스템 등은 모든 대기조건에서의 적합성을 입증하여야 하는데 이때 의도하지 않은 결빙 환경에 노출되는 결빙조건도 포함된다. 벤트 시스템, 배관 등의 연료시스템은 얼음에 의한 막힘을 피하기 위한 장치를 구비하여야 하며(FAR/KAS 27.975, 29.975), 위험량의 방·제빙액 등의 가연성액체가 지정방화 구역에 유입하고 유출되는 것을 방지하는 방법이 있어야 한다((FAR/KAS 29.1189). 또한 가혹한 결빙상태로 냉각해도 계속적으로 운용이 가능하여야 한다(FAR/KAS 27.951, 29.951).

또한 조종계통은 결빙에 의하여 결림, 마모, 등의 기타 방해받지 않도록 설계하여야 하고(FAR/KAS 27.685, 29.685), 공기 데이터 시스템의 정압구는 회전익 항공기가 결빙조건에 마주쳤

을 때에도 측정값이 변하지 않도록 설계되고 배치되어야 한다(FAR/KAS 27.1325, 29.1325). 터빈 엔진의 공기흡입계통은 정상 운용 중 불규칙한 공기흐름의 의해 유해한 진동을 일으키지 않아야 하며(FAR/KAS 27.939, 29.939), 동력장치 및 보조동력장치의 냉각계통은 장치 내 액체 온도 설정한계 내에 유지시켜야 한다(FAR/KAS 27.1041, 29.1041). 그리고 결빙조건에서 터빈엔진의 흡입 시스템에 결빙이 없어야 하며(FAR/KAS 27.1093, 29.1093), 연료 시스템의 결빙으로 인한 영향을 조절하기 위한 히터 기능을 표시하는 동력장치

계가 필요하다(FAR/KAS 27.1305, 29.1305). 수송류 회전익 항공기 경우, 결빙으로 인한 작동불량을 방지하기 위한 가열식 피토판을 장착하여야 하며(FAR/KAS 29.1323), 동력장치는 한계사용시간 동안 승인된 온도 및 고도범위 내에서 운용 중 안전하게 기능을 다할 수 있도록 제작, 배치 및 장비하여야 하고(FAR/KAS 29.901), 흡기시스템 스크린 제빙을 알코올에 의존하지 않는 등의 규정에 적합하여야 한다(FAR/KAS 29.1105). 회전익 항공기 개발자 및 신청자는 결빙 인증을 신청하지 않더라도 결빙조건에서 비행 안전성을 높이기 위해 자발적으로 결빙방지시스템을 적용할 수 있다. 이 때 결빙방지시스템은 다른 시스템과 마찬가지로 구조, 재료, 고정 장치 등의 설계와 제작에 있어 인증 요건을 만족하여야 하며, 시스템 장착 후에는 성능 평가와 고장 분석을 수행하

표 1. 연료시스템의 결빙방지 인증 요구조건

관련 시스템	보통류		수송류	
	FAR	KAS	FAR	KAS
벤트시스템	27.975	27.975	29.975	29.975
연료탱크, 연료라인	27.951(c)	27.951(c)	29.951(c)	29.951(c)
기화기	27.1093	27.1093	29.1093 29.1101 29.1157 29.1189	29.1093 29.1101 29.1157 29.1189

표 2 결빙 인증 신청하지 않은 경우, 결빙방지 인증 요구조건

관련 시스템	보통류		수송류	
	FAR	KAS	FAR	KAS
비행 결빙조건	Appendix C	부록 C	Appendix C	부록 C
제어시스템	27.685(a)	27.685(a)	29.685(a)	29.685(a)
엔진	27.939 27.1093 27.1041	27.939 27.1093 27.1041	29.901(c) 29.939 29.1093 29.1041 29.1105	29.901(c) 29.939 29.1093 29.1041 29.1105
동력장치 결빙방지 시스템	27.1305 (p)	27.1305 (p)	29.1305 (a)(17)	29.1305 (a)(17)
공기 데이터 시스템	27.1325(b)	27.1325(b)	29.1323(f) 29.1325(c)	29.1323(f) 29.1325(c)

표 3. 결빙방지시스템 인증 요구조건

관련 시스템	보통류		수송류	
	FAR	KAS	FAR	KAS
결빙방지시스템 설계 및 제작	27.859	27.859	29.859	29.859
	(k)(2)	(k)(2)	(i)(2)	(i)(2)
	27.601	27.601	29.601	29.601
	27.603	27.603	29.603	29.603
	27.605	27.605	29.605	29.605
	27.607	27.607	29.607	29.607
	27.609	27.609	29.609	29.609
	27.611	27.611	29.611	29.611
	27.613	27.613	29.613	29.613
	다른시스템에 미치는 IPS 영향	27.863	27.863	29.863
27.1307		27.1307	29.1013	29.1013
(d)(2)		(d)(2)	(d)(2)	(d)(2)
27.1309		27.1309	29.1309	29.1309
27.1327		27.1327	29.1351	29.1351
IPS 장착	27.1301	27.1301	29.1301	29.1301
	27.1309	27.1309	29.1309	29.1309
조종사 정보 제공 및 운용 한계	27.1525	27.1525	29.1525	29.1525
	27.1559	27.1559	29.1559	29.1559
	27.1583	27.1583	29.1583	29.1583
	27.1585	27.1585	29.1585	29.1585
계속감항성	27.1529	27.1529	29.1529	29.1529

여 시스템의 안전성과 신뢰성을 평가하여야 한다. 또한 조종사의 시스템 작동여부 인지를 비롯하여 비행교범에 운용한계를 제시하여야 한다.

3.1.2 결빙 인증 신청하는 경우

알려진(known or forecast)결빙조건외의 결빙인증을 신청하는 경우, 추가로 만족하여야 하는 인증 요구조건은 진동, 윈드실드, 엔진 흡기시스템과 결빙조건에서의 비행 안전성 입증이다. 결빙조건에서 결빙 비보호면의 생성된 결빙은 플러터를 발생시키지 않아야 하며(FAR/KAS 27.629, 29.629), 수송류 회전익 항공기의 조종실 윈드실드는 가장 가혹한 결빙조건에서 충분한 시야가 확보되어야 한다. 특히 접근 및 착륙비행 시 시야가 확보되어야 하며 시야 확보를 위해 필요한 영역의 크기, 윈드실드 투명도(transparency) 및 시각적 왜곡 현상 여부에 대한 적합성을 입증하여야 한다(FAR/KAS 29.773). 엔진 흡기시스템은 항공기의 비행 매뉴얼에서 결빙 조건에서의 비행을 제한하는 경우에도 흡기시스템의 결빙 방지 및 보호에 대한 적합성을 입증하여야 하며, 결빙 인증을 신청한 경우에는 필요에 따라 재평가할 수 있다(FAR/KAS 27.1093, 29.1093). 또한, 연속 및 불연속최대결빙조건에서 안전하게 운용할 수 있음을 시험 등을 통해 실증하여야 하며, 결빙탐지시스템을 구비하여 야간 운용 시에도 사용할 수 있어야 한다(FAR/KAS 27.1419, 29.1419).

3.1.3 결빙조건선도

FAR Part 27, 29와 KAS Part 27, 29 부록 C에는 연속최대결빙조건과 불연속최대결빙조건에서의 선도를 제시하고 있으며, 이 선도는 결빙을 형성한다고 보는 세 가지 변수들의 조합으로 나타낸다. 세 가지의 변수는 m^3 당 떠있는 물방울의 무게(g)로 표현되는 구름속의 수분함유량(Liquid Water Content, LWC), 구름입자의 평균 직경, 대기온도이며, 이는 결빙방지시스템 설계 시에도 중요한 변수로 고려되고 있다. 이 선도는 1940 ~ 1950년대 NACA(National Advisory Committee

표 4 결빙 인증 신청한 경우, 결빙방지 추가 인증 요구조건

관련 시스템	보통류		수송류	
	FAR	KAS	FAR	KAS
진동, 플러터	27.629	27.629	29.629	29.629
윈드실드	-	-	29.773 (b)(1)(ii)	29.773 (b)(1)(ii)
엔진 장착, 흡기시스템 (재평가)	27.1093	27.1093	29.1093	29.1093
결빙방지	27.1419	27.1419	29.1419	29.1419

for Aeronautics)에서 수행한 연구를 기반으로 1955년에 처음 도입되었으며, 그림1과 그림4는 구름 수평거리가 각각 평균 17.4nm과 2.6nm일 때 결빙이 생성될 가능성이 99%임을 제시한다. 이 선도는 결빙인증 시 유효하게 사용되고 있으나, 구름수평거리에 따라 그림3과 그림6에서 제시하는 수분함유량 계수의 비율대로 변형한 선도를 사용할 수도 있다.

신청자는 인증 받고자 하는 회전익 항공기에 생성되는 결빙 현상(위치, 크기, 모양, 분포, 밀도)을 선도에서 찾아내고 안전성을 입증해야 한다. 회전익 항공기는 고정익 항공기와 달리 고도 한계를 10,000ft 또는 회전익 항공기의 운용 고도 한계로 한다. 실제 선도 사용 시에는 통계적으로 비행시험 중에 구름입자의 평균 직경은 많이 변하지 않으므로 평균 직경을 고정상수로 두고 대신 평균구름 수평거리를 변수로 두어 유용하게 시험데이터를 비교하기도 한다.

3.2 결빙인증절차

회전익 항공기의 인증 신청자는 설계 및 개발 초기에 인증계획서를 제출하여야 한다. 인증계획서는 최종 비행기의 인증에 이르는 모든 상황과 신청자가 계획하고 있는 증명방법을 인증대상 품목별로 기술하여야 한다. 적합성 증명의 방법은 형식증명 프로그램의 초기단계에서 감항당국과

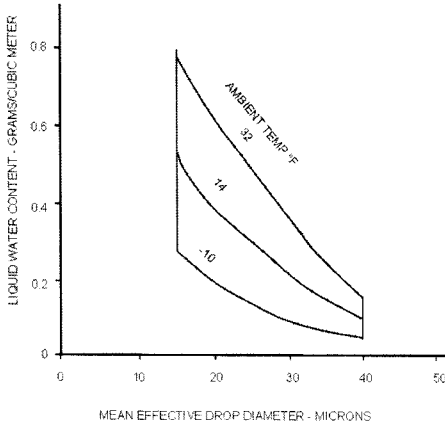


그림 1. 10,000 ft 고도한계의 연속최대결빙조건 선도 : LWC vs. 물방울유효직경

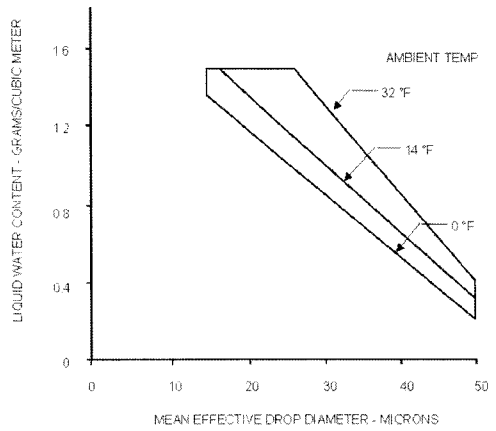


그림 4. 10,000 ft 고도한계의 불연속최대결빙조건 선도 : LWC vs. 물방울유효직경

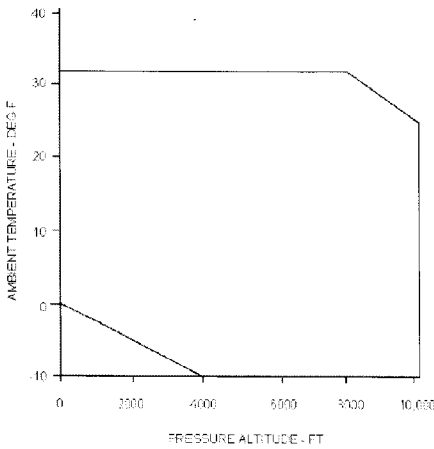


그림 2. 10,000ft 고도한계의 연속최대결빙조건 선도 : 고도 vs. 온도

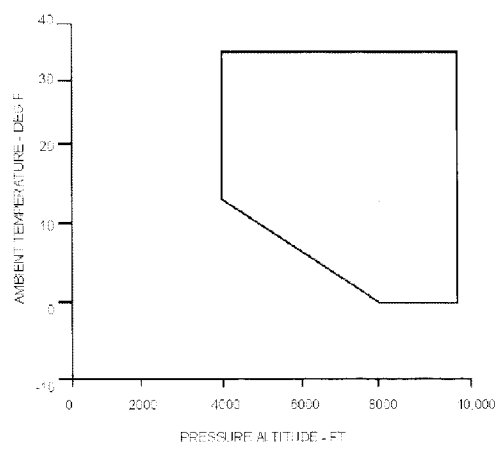


그림 5. 10,000 ft 고도한계의 불연속최대결빙조건 선도 : 고도 vs. 온도

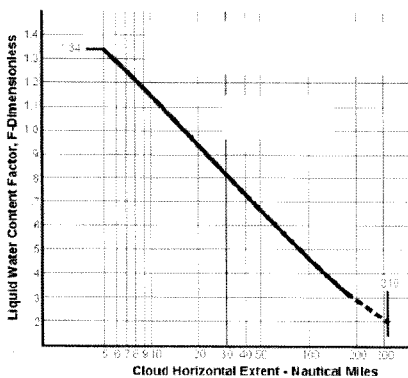


그림 3. 연속최대결빙조건 LWC 계수 vs. 구름수평거리

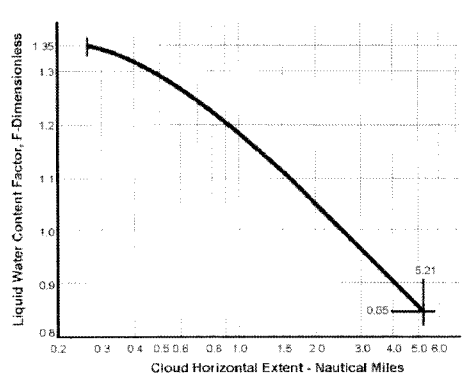


그림 6. 불연속최대결빙조건 LWC 계수 vs 구름수평거리

기본적 합의가 이루어져야 하며, 반드시 입증시험 전에 감항당국의 동의를 얻어야 한다. 인증계획에는 다음과 같은 기본사항들이 포함되어야 한다.

- 가) 회전익 항공기 시스템의 개요
- 나) 결빙방지시스템의 개요
- 다) 인증점검표(checklist)
- 라) 분석/시험계획서
- 마) 분석/시험 결과 자료

인증계획이 승인이 되면, 형식설계 도면 검증과 회전익 항공기의 합치성 검사를 수행하며, 시험이나 해석 등의 방법을 통해 적합성을 입증한다.

3.3 적합성 입증방법

결빙인증을 위한 적합성 입증으로는 구성품 단계에서 회전익 항공기의 전체 비행시험까지 각 시스템이 안전하게 비행할 수 있음을 입증하여야 한다. 2D, 3D의 컴퓨터 시뮬레이션 해석방법을 적용하더라도 이를 입증할 시험을 수행하여야 하며 적합성 입증에 대해 결빙비행시험은 다음의 3 단계로 수행을 한다.

- 가) 장착된 결빙방지시스템을 가지고 비결빙조건에서 비행시험을 수행
- 나) 인공으로 모사한 결빙을 부착하여 비결빙조건에서 비행시험 수행
- 다) 결빙비행시험

3.3.1 결빙모사시험

결빙축적의 예측이 가능한 곳이나 성능 손실 시 비행특성 저하를 가져오는 곳에 나무, 유리섬유 폼 등을 에폭시, 본딩이나 리벳으로 부착하여 결빙을 모사한다. 결빙형태는 해석이나 결빙풍동 시험을 통해 결정할 수 있으며, 상승, 순항, 하강, 접근, 착륙 비행단계에서 회전익 항공기 성능 및 비행특성에 가장 영향을 많이 주는 조건에서 수행된 결과를 반영한다. 모사한 결빙을 부착한 후에 비결빙조건(dry air)에서 시험을 수행한다. 비결빙조건에서의 시험은 결빙방지시스템의 기능

및 성능과 시스템의 적합성을 검사하기 위한 것으로 자연결빙시험에 대한 예비적인 시험이다. 비결빙조건에서 결빙모사시험의 주 수행 목적은 다음과 같다.

- 가) 비결빙조건에서 비행 도중 결빙방지시스템을 작동할 때 비행기의 정상운용이 되는지를 증명
 - 나) 비행 중에 예상되는 결빙축적조건에서 정상적인 비행운용이 되는지를 증명
 - 다) 정상, 비정상, 비상조건하에서 결빙시스템의 사용에 대한 절차 및 운용한계를 개발
- 결빙모사시험은 비행 및 시험실에서 수행할 수 있으며 주로 윈드실드, 피토판 등의 열해석 입증을 위해 수행한다.

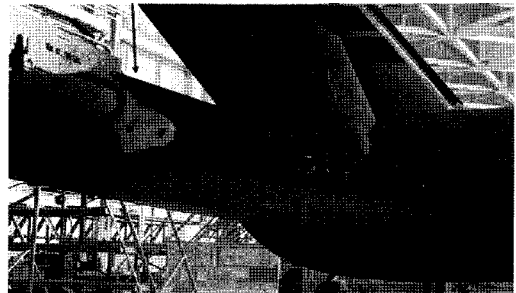


그림 7. S-92A 헬리콥터 수평꼬리날개 결빙 모사

3.3.2 결빙조건모사시험

결빙조건을 모사하기 위해 결빙제조 헬리콥터(HISS, Helicopter ice Spray System)를 이용하여 비행 중에 인공 결빙환경을 모사할 수 있다. 또한, 지상에서도 분사장치(spray rig)를 장착하여 비행시험을 할 수 있으며, 구성품 및 회전익 항공기 축소 모델은 윈드터널을 이용한 인공결빙조건에서 시험을 수행할 수 있다. 윈드터널로 결빙조건을 모사하는 방법은 가장 경제적인 방법으로 여러 가지 결빙조건의 설정과 결빙방지시스템의 성능 평가가 용이하다. 그리고 얼음 적층 상태를 정확히 측정 할 수 있으며, 복잡한 3D 형상 형성 및 해석적 방법 검증에 위해서도 유용하게 사용된다. 그러나 고도의 영향과 비보호면의 결빙 모

사가 불가능하고 축소모델 사용 시에는 공기역학 및 열역학적 유사성 확보가 어렵다. 터널 폐쇄효과(tunnel blockage effect), 터널위벽효과(tunnel wall effect) 등으로 인한 유효성 제한의 단점이 있다. 스프레이 리그는 회전익 항공기의 시험표면과 분사장치의 거리조절이 가능하나 표면 주위의 흐름영역에 흐트러짐이 발생하며 이는 평가하기 어려운 비현실적인 충돌특성이 나타난다. 결빙조건모사시험은 주로 가열식 피토관, 안테나, 엔진흡입구 등의 작은 노출표면의 결빙방지시스템의 성능을 입증하는데 사용된다. 그러나 분무노즐로 물방울의 입자를 작게 만드는 것에는 한계가 있으므로 앞서 제시한 결빙포위선내의 자연결빙상태에서 관찰할 수 있는 것보다 입자가 큰 결빙이 생성된다.

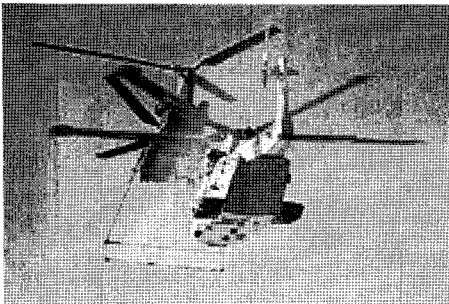


그림 8 결빙제조 헬리콥터 이용한 결빙조건 모사시험



그림 9. 스프레이 리그를 이용한 UH-1H 헬리콥터 결빙 시험

3.3.3 자연결빙비행시험

자연결빙비행시험은 실제 회전익 항공기가 운용 중에 접하게 되는 결빙조건과 가장 유사한 환경에서 시험하는 방법이며, 자연 상태에서의 결빙 형상을 찾거나 인증요건에서 규정한 결빙조건에서의 비행안전을 입증하기 위해 수행한다. 그러나 자연에서의 결빙조건을 찾아 시험하는 것은 그 빈도가 적음을 비롯하여 현실적으로 어려운 것이 사실이다. 통계적인 방법으로 축운형 구름의 평균 수평거리와 평균 수분함유량을 이용하여 결빙의 가능성을 예측할 수 있고, 경험적인 데이터틀 이용할 수 있다. 연속결빙조건은 경험상 수분함유량이 높은 축운형 구름에서 많이 발견되었으며, 이 조건에서 시험하기 위해 1,000ft 보다 큰 깊이의 축운형 구름을 찾아야 한다. 주로 미국의 Great Lake 지역, 겨울에 많이 볼 수 있다. 불연속결빙조건은 일반적으로 적운형 구름에서 많이 생성되며 결빙 고도가 5,000~10,000ft인 봄, 여름에서 많이 발견된다. 또한 결빙예보시스템을 이용할 수 있다. 자연결빙비행시험 중에는 결빙방지시스템이 적용되지 않는 부분의 결빙도 관찰하여야 하며, 결빙조건모사시험이나 결빙모사시험 등의 결과의 상호성을 검토하여야 한다.

4. 결 론

결빙방지를 위한 항공기 설계 방법과 시험 기술이 발전하고 있음에도 불구하고 결빙과 관련된 사고는 아직도 빈번히 발생하고 있다. 또한 비행 중 조우하게 되는 자연 속에서의 결빙은 맑은결빙과 거친결빙 이외에도 눈, 비, 얼음싸라기 등이 혼합되어 급속히 생성되는 혼합결빙(mixed icing) 등 그 형태, 크기, 결빙위치 및 결빙속도에 따라 다른 양상을 보이고 있다. 이런 환경에서의 비행 안전성을 입증하기란 매우 어려운 일이며, 이들 관련 데이터 역시 부족하여 현재는 이 조건에 대한 법적인 규정 설정은 못하고 있다. AIRA(Aircraft Icing Research Alliance) 같은 경우에는 3년에서 5년마다 항공기 결빙과 관련되어 우선순위가 높은 연구 집중 분야들을 선정하여 회전익 항공기

결빙에 대한 연구를 수행하고 있는 반면, 항공기 결빙에 대한 국내 연구는 공군기상대에서 항공기 결빙 예보에 대한 연구가 전부일 정도로, 항공기 결빙에 관해 연구가 매우 부족한 실정이다. 따라서 향후 진행되는 국내 회전익 항공기 사업의 발전에 맞춰 국내에서도 결빙조건에서의 회전익 항공기 비행 안전성 검증에 대한 인증 방안에 대해 많은 경험과 연구가 필요하다.

참 고 문 헌

1. AC 29-2C, "Certification Of Transport Category Rotorcraft", 2006
2. AC 20-73A, "Aircraft Ice Protection", 2006
3. Robert J., Philip J., "Sikorsky S-92A and S-76D Rotor Ice Protection Systems", SAE Aircraft and Engine Icing International Conference, 2007
4. C.E. Frankenberger, "United States Army Helicopter Icing Qualifications 1980", AIAA 19th Aerospace Sciences Meeting 1981
5. Myron M, "AIRA Research Thrust III-Physics of Ice Adhesion for Rotating Surfaces", AIRA Research Implementaion Forum, 2007
6. Ben C., Robert J., "Certification of the Sikorsky S-92A Helicopter Ice Protection System: Meteorological Aspects of Tanker Tests and Natural Icing Flights" SAE Aircraft & Engine Icing International Conference, 2007