

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(4), 253-260(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.4.253>

회전익기 공기흡입구 주위 방빙장치 성능 해석

안국빈*, 정기영*, 정성기**, 신훈범**, 명노신*

Investigation of the Performance of Anti-Icing System of a Rotorcraft Engine Air Intake

Gook-Bin Ahn*, Ki-Young Jung*, Sung-Ki Jung**, Hun-Bum Shin** and Rho-Shin Myong*

Department of Aerospace and System Engineering and Research Center for Aircraft Parts

Technology, Gyeongsang National University*, Korea Aerospace Industries, Ltd**

ABSTRACT

Ice accretions on the surface around a rotorcraft air intake can deteriorate the safety of rotorcraft due to the engine performance degradation. The computational simulation based on modern CFD methods can be considered extremely valuable in analyzing icing effects before exact but very expensive icing wind tunnel or in-flight tests are conducted. In this study the range and amount of ice on the surface of anti-icing equipment are investigated for heat-on and heat-off modes. It is demonstrated through the computational prediction and the icing wind tunnel test that the maximum mass and height of ice of heat-on mode are reduced about 80% in comparison with those of heat-off mode.

초 록

회전익기의 공기흡입구 주위 표면에 발생한 결빙은 엔진의 성능을 저해하는 요인으로 비행 안전성에 심각한 영향을 끼칠 수 있다. 항공기 표면에 발생하는 결빙현상을 분석하는데 많은 비용이 소요되는 결빙 풍동 시험 및 비행시험에 비해 전산유체역학을 기반으로 한 결빙 시뮬레이션은 매우 효과적인 도구가 될 수 있다. 본 연구에서는 결빙조건에서 회전익기 공기흡입구 부근에 설치된 방빙장치의 작동 유무에 따른 결빙의 양과 발생 영역을 CFD 예측기법 및 결빙 풍동시험을 통해 분석하였다. 방빙장치를 작동시킨 경우 공기 흡입구 표면에서의 결빙의 질량과 최대 두께가 약 80% 이상 감소하는 것을 확인하였다.

Key Words : Ice Accretion(결빙 증식), Air Intake(공기 흡입구), Anti-Icing Equipment (방빙장치), CFD(전산유체역학), Icing Wind Tunnel Test(결빙 풍동시험)

1. 서 론

항공기가 상대적으로 습도가 높고 온도가 빙점 이하인 외기 조건에서 비행할 경우 공기 중의 액적은 항공기의 날개, 흡입구 및 Windshield 등

의 고체표면에 충돌하여 결빙이 발생한다. 항공기가 결빙 상공을 비행할 때 제빙·방빙장치가 적합한 위치에 장착되어 있지 않거나 오작동으로 인해 항공기 표면에 결빙이 발생하면 항공기 외부 형상을 변화시키게 된다. 이로 인해 공기역학

† Received: October 9, 2012 Accepted: March 27, 2013

* Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

적 관점에서 항공기의 최대 양력 및 실속속이 감소하며, 양력이 증가하는 등 항공기 안전에 직접적인 위협 인자가 된다⁽¹⁾. 또한 엔진 공기흡입구 주변에 형성된 결빙은 공기의 흐름을 교란시켜 전압력 회복을 감소 및 왜곡을 증가 등 엔진 성능을 저하시키고, 흡입구 주위에서 박리된 얼음 조각이 엔진에 유입되면 압축기나 팬이 손상되어 극한의 경우 엔진 기능이 정지될 수 있다⁽²⁾.

결빙 관련 연구는 1930년대에 그 중요성이 부각되어 시작되었으며, 현 결빙연구의 기초가 되는 결빙에 의한 공력 영향성 분석은 풍동시험과 비행시험을 바탕으로 1950년대에 이루어졌다. Hardy, Messinger, Langmuir 및 Blodgett⁽³⁾가 제안한 결빙 증식에 대한 해석기법과 1970년대 이후 컴퓨터의 급속한 발전에 힘입은 전산유체역학을 이용한 결빙증식 시뮬레이션 기법이 개발되었다. 초기에는 미국 NASA Glenn 연구소와 영국의 DERA, 프랑스의 ONERA 등의 선진국을 중심으로 항공기의 결빙현상에 대한 실험적, 이론적 분석이 수행되었으며, 1990년대 후반부터는 캐나다를 필두로 결빙 전산 시뮬레이션 기법에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다⁽⁴⁻⁷⁾.

AOPA (Aircraft Owners and Pilots Association)의 1990~2000년 사이 미국에서 발생한 항공기 사고 조사 결과에 따르면, 전체 3,230건 중 388건 (12%)이 결빙으로 인해 발생하였으며, 그중 203건 (52%)이 엔진흡입구, 152건 (40%)이 외부 구조물에 발생한 결빙과 관련이 있는 것으로 조사되었다⁽⁸⁾. 항공기 운용 중에 공기흡입구 주변에 발생한 결빙은 엔진으로 유입될 경우 안전에 심각한 악영향을 미치므로 중요하게 고려되어야 한다. 이러한 엔진 공기흡입구 주위 결빙에 의한 항공기 사고를 예방하기 위해 제빙/방빙장치에 대한 연구가 필수적이다⁽⁹⁾. 결빙과 관련된 회전익기 운항 안전성에 대한 사항은 FAR Part 29 Section 1093의 Induction System Icing Protection Advisory Circular 135-9 및 91-51A에서 인증절차를 명시하고 있는데, 개발 항공기가 FAR Part 29 Appendix C에서 제시하고 있는 결빙이 발생할 수 있는 비행 영역에서 결빙 상태로 최대 45분 동안 안전하게 운용될 수 있음을 입증해야 한다⁽¹⁰⁻¹¹⁾. 이를 위한 직접적인 결빙 비행시험은 많은 위험과 비용이 소요될 뿐만 아니라 감항 인증에서 요구되는 결빙대기조건을 만족하는 시간과 장소는 제한적이다. 이러한 이유로 항공기 표면에 발생한 결빙의 안전성 입증을 위한 방법으로 전산해석 및 결빙 풍동시험 (Icing Wind Tunnel Test)을 고려할 수 있다. 결빙 풍동시험

의 경우 일반적인 풍동시험에 비해 외부 유동 조건과 액적에 관한 상사성을 제어하는 것이 간단하지 않다. 이는 대류, 전도, 승화, 증발, 잠열 교환과 표면 열전달 등의 변수와 관련된 상사법칙을 엄밀히 충족시키기가 어렵기 때문이다⁽¹²⁻¹⁴⁾. 시간과 비용이 많이 소모되는 결빙 풍동시험과 달리 최신 전산유체역학을 이용한 전산 시뮬레이션은 상대적으로 시간과 비용 측면에서 효율적이며, 상사성 문제가 일어나지 않는다. 그러므로 제한적인 결빙 풍동시험을 대체하거나 보완할 수 있는 좋은 방법이 된다. 본 연구에서는 전산 해석을 통하여 회전익기 엔진의 공기흡입구 주위 유동장과 결빙 증식을 계산하는 방식으로 방빙장치의 성능을 분석하였다. 과냉각된 액적으로 인한 결빙의 공기흡입구 유동 영향성을 분석하기 이전에 순수한 공기에 대한 유동장을 먼저 계산하였다. 그 후 과냉각된 액적이 모델 표면에 충돌하는 영역을 나타내는 축적율을 계산하였다. 마지막으로 계산된 축적율과 유동장 계산 정보를 바탕으로 결빙 증식 형상을 예측하였다. 최종적으로 검증을 위해 결빙 풍동시험 결과와 전산해석 결과를 비교하였다.

II. 결빙 보호장치 및 결빙 풍동시험

2.1 결빙 보호장치의 분류

결빙으로 인한 사고를 방지하기 위하여 항공기에는 결빙을 제거하기 위한 장치가 장착되어야 한다. 결빙 보호장치 (IPS; Ice Protection System)는 결빙의 제거 시점에 따라 제빙(De-Icing)장치와 방빙(Anti-Icing)장치로 구분된다. 제빙장치의 경우 항공기의 안전에 위협적인 수준에 도달할 시 간헐적으로 작동하여 표면 발생 결빙을 제거한다. 에너지 소모가 작은 반면 최적 작동주기를 결정하기 위한 다양한 연구가 요구된다. 반면 방빙장치의 경우 근본적인 결빙 방지를 수행하므로 항공기의 안전성 측면에서 이상적이지만, 에너지의 소모량이 증가하여 계기장치나 엔진과 같은 안전에 핵심적인 요소에 제한적으로 적용된다. 또한 항공기 표면 발생 결빙을 제거하기 위해 결빙이 되는 표면에 에틸렌글리콜과 알코올의 혼합물인 부동액을 도포하여 과냉각 액적의 결빙점을 낮추는 장치, 날개나 동체의 표면에 팽창이 가능한 신축성 튜브를 설치하여 결빙을 물리적으로 제거하는 장치, 전열선을 설치하거나 엔진 배기 가스를 이용하여 표면에 열을 가하여 결빙을 방지하는 장치 등이 있다⁽¹⁵⁾. 본 연구에서는 엔진의

공기흡입구 주위 결빙 발생 및 이물질의 유입을 사전에 차단하기 위해 표면에 전기를 이용한 전열선 방식의 방빙장치를 선정하였고, 방빙장치의 성능 보장을 위해 전열선의 온도를 적정수준으로 유지하였다.

2.2 결빙 풍동시험

결빙 풍동시험의 경우 일반적인 풍동시험에 비해 액적과 항공기 외부 유동조건에 대한 상사성을 제어하는 것이 매우 어렵기 때문에 시험 모델은 좌우측 흡입구가 나란히 있는 1:1 크기의 모형을 사용하였다. 모델은 풍동의 크기를 고려하여 Windshield 상단에서 절단하여 시험모델을 제작하였다. 결빙 풍동시험은 세계적으로 결빙 관련 최고의 시설로 알려진 이탈리아 남부 CAPUA에 위치한 CIRA의 ATS (Additional Test Section)에서 수행하였으며, 제원은 Table 1 및 Fig. 1과 같다. 엔진 작동 시 엔진흡입구 안쪽으로 유입되는 유량은 모델의 내부에 Fig. 2와 같이 Flow Control System을 제작하여 CIRA 결빙 풍동설비의 EFS (Engine Flow Simulation)에 연결하여 모사하였다.

Closed Loop 형태의 CIRA 결빙 풍동설비는 결빙조건을 모사하기 위한 Spray Bar System, 온

Table 1. CIRA-ATS specification

Item	Specification
Test Section Size	2.35 m(H) x 3.6 m(W) x 8.30 m(L)
Tunnel Type	Closed Circuit
Power	4.0 MW
Maximum Velocity	80 m/s(155.5kts)
Mach Range	0.25
Temperature	-32 °C
Pressure Altitude	7000 m(22965 ft)

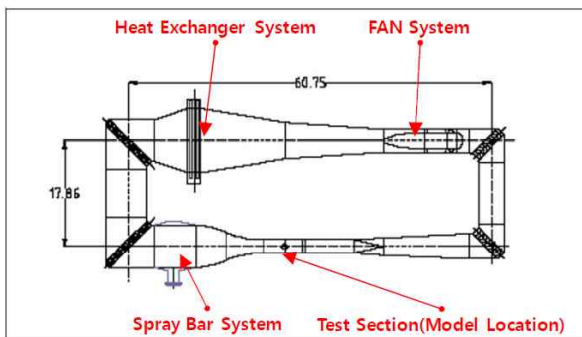


Fig. 1. Layout of CIRA-ATS

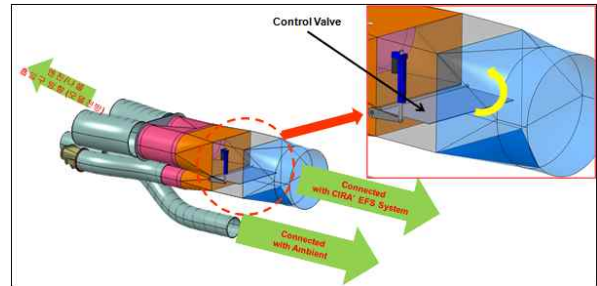


Fig. 2. Flow control system

도 조절장치 및 고도별 대기압을 모사하기 위한 감압장치가 설치되어 있다. Fig. 1은 이러한 결빙 풍동의 도면을 보여주고 있다. 풍속조절을 위한 FAN System은 2번째 곡관 직전에 위치하고 있으며, 하류방향에 열교환기가 위치하여 시험부의 온도를 조절하게 된다. 또한 시험부 상류 쪽에 Honeycomb이 위치하여 양질의 유동을 유지한다. Honeycomb을 지나서는 Spray Bar System이 위치하며, 시험부는 하류방향으로 18m에 위치하고 있다.

결빙 풍동시험은 전기장치 및 센서류 기능점검, 공력시험, 결빙시험 순서로 진행된다. 특히 결빙시험은 각 시험조건 간 속도/감압 조건 Setting, 온도조건/유량조건 Setting (-30°C 경우 약 3시간 소요), 결빙시험, Stop (Spray System/방빙장치), Spray Purging (Spray System 잔류 액체 : System 보호), 시험부 온도 상승 (-2 0°C~-10°C), 결빙측정 인원 시험부 진입 (측정 : 약 30분 소요), Tunnel De-Icing Sequency (시험부 온도, 속도 각각 +10°C, 20m/s 이상 유지) 순서로 수행된다.

III. 전산해석

3.1 유동장 해석

액적충돌 및 결빙증식 해석을 수행하기에 앞서 공기 유동장 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위한 지배방정식으로 대기권의 공기 흐름을 정확히 모사할 수 있고, 점성과 압축성 효과를 고려할 수 있는 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하였다. 난류 모델로서는 점성 효과를 고려하기 위해 단순하면서도 상대적으로 정확한 값을 보여 주는 Spalart-Allmaras 모델을 적용하였다. 유동장 계산을 위해 상용 코드인 FLUENT⁽¹⁶⁾를 사용하였다.

3.2 액적의 궤적 및 축적율

항공기 결빙 문제에서 표면발생 결빙형상을

결빙하는 주요 인자는 액적량 (Liquid Water Contents; 이하 LWC), 액적의 크기 (Mean Volume Diameter; 이하 MVD), 항공기 비행 속도, 결빙 환경의 온도 및 노출 시간이다. 액적량은 단위 체적당 포함된 액적의 질량을 의미하며, 액적의 크기는 구 형태로 가정된 액적의 직경을 나타낸다⁽¹⁷⁾. 대기 중의 과냉각된 액적장을 계산하기 위해 Navier-Stokes 방정식과 유사한 Eulerian 기반 액적 충돌 방정식을 이용하였다. Eulerian 기반 액적장 모델의 경우, 유동장 계산에 적용된 격자계를 동일하게 적용할 수 있는 장점이 있고 현 공기흡입구와 같은 복잡한 3차원 형상 대해 적용이 용이한 특성이 있다. 대기 중의 과냉각된 액적들은 크기가 균일하지 않은 Langmuir D (가장 큰 액적의 크기는 액적의 평균값보다 2.22배 크고, 가장 작은 액적의 크기는 평균값보다 3.22배 작음) 분포로 알려져 있으며, 이를 수치 해석적으로 모사하기 위해서는 액적 크기에 대한 반복적인 계산이 요구된다. 액적의 크기를 동일하게 가정한 Mono-Disperse 분포에 비해 액적의 분포 편차가 클수록 반복 계산시간이 증가하게 되는 반면, 축적율의 경향성은 Mono-Disperse 와 Langmuir D 분포가 유사한 경향을 나타낸다⁽⁴⁾. 이를 바탕으로 본 연구에서는 계산 시간이 짧은 Mono-Disperse 분포를 적용하여 계산을 수행하였다. 계산된 액적의 속도와 농도를 이용하여 액적이 물체에 부딪히는 정량적인 비율인 축적율을 계산할 수 있다.

3.3 결빙 증식

결빙증식의 형태는 대표적으로 Glaze Ice와 Rime Ice로 나눌 수 있다. Glaze Ice는 대기 온도가 빙점 근처의 상대적으로 고온, 다습한 조건에서 발생한다. Rime Ice에 비하여 LWC가 높은 환경에서 항공기가 상대적으로 고속일 경우, 액적이 항공기 표면에 부딪힌 뒤 표면을 따라 흐르면서 결빙된다. Rime Ice는 액적이 작고 상대적으로 저온, 저속 및 낮은 LWC의 조건에서 발생한다. 항공기 표면과 충돌하는 순간 결빙되고 결빙된 얼음층 사이에 공기가 유입되어 불투명한 특징을 갖는다. 이러한 이유로 Rime Ice와는 달리 Glaze Ice를 계산하기 위해서는 전단력과 Heat Flux를 고려해야 한다⁽¹⁾. 액적 충돌 및 결빙 증식을 계산하기 위해 유한체적법과 유한요소법에 기초하여 수치적으로 구현한 최신 시뮬레이션 코드인 FENSAP-ICE⁽¹⁸⁾ 패키지의 하부 모듈인 DROP3D와 ICE3D를 사용하였다.

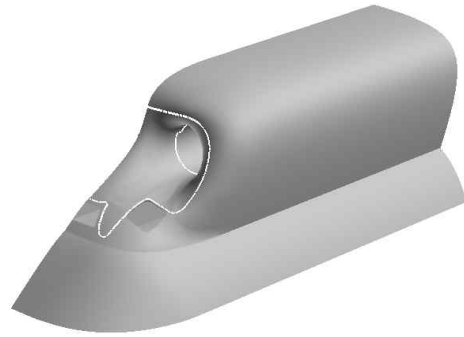


Fig. 3. Engine air intake configuration

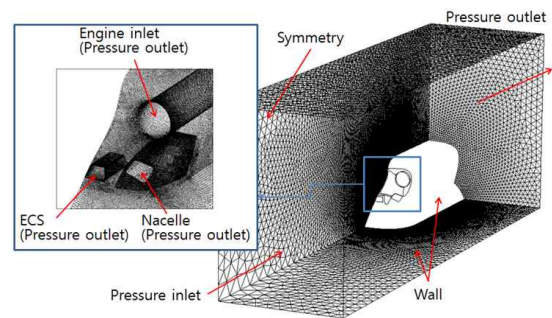


Fig. 4. Grid topology

IV. 결빙 해석 및 방빙장치 성능 분석

4.1 모델링 및 격자

회전익기 엔진 공기흡입구 주위 결빙을 계산하기 위해 전산유체역학 기법을 이용하였으며, 전처리 단계로서 공기흡입구 형상에 대한 모델링과 격자를 생성하였다.

회전익기 형상이 좌우 대칭형이므로 계산 시간의 절감을 위해 전체 형상이 아닌 중심축을 기준으로 분할하여 모델링과 격자를 생성하였다.

또한 회전익기 공기흡입구 주위에 대한 정확한 결빙 해석을 위해 유동장에 영향을 줄 수 있는 환경제어시스템 (ECS: Environment Control System)과 Nacelle의 흡입유동을 모사하였다. Fig. 3에서 실선은 방빙장치의 경계를 나타낸다. 격자 생성은 격자전용 생성 프로그램인 ANSYS-GAMBIT을 사용하였으며, 격자수는 약 60만개로 Tetrahedral 격자계로 구성하였다. 또한 풍동 벽면효과를 감안하기 위해 고체벽면 경계조건을 부여하였다. Fig. 4에 수치 경계조건 등의 계산영역 모델링에 관한 상세한 정보를 나타내었다.

4.2 인증을 위한 임계 결빙조건 선정

회전익기는 결빙 조건에서 FAR Part 29 Section 1093의 Induction System Icing

Table 2. Icing analysis conditions

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
V_{∞}	V_{max}			
P_{∞}	101325 Pa			
T_{∞}	255K	253K	253K	263K
LWC (g/m^3)	0.3	0.45	0.45	0.45
MVD (μm)	20	20	40	42.5

Protection Advisory Circular 135-9 및 91-51A에서 명시하고 있는 인증절차대로 안전성을 입증해야 한다. 하지만, 결빙 조건의 범위가 광범위하여 모든 조건을 고려한 결빙해석은 불가능하다. 이 문제를 해결하기 위해 결빙 비행시험과 결빙 풍동시험 전에 결빙 전산해석을 통해서 주요 결빙 조건을 정의할 수 있다. 방빙장치의 성능을 검증하기 위한 결빙조건은 Table 2에 요약하였다.

4.3 유동장 계산 및 축적율 분석

유동장 조건은 회전익기가 최대속도로 순항하고 있을 때를 가정하였으며, 이때 엔진에서 흡입하는 유량을 모사하기 위해 Engine Inlet 부분에 Target Mass Flow Rate를 적용하였다.

Figure 5는 액적이 없는 순수한 공기에 대한 흡입구 주위 표면에서의 압력분포를 나타낸다. 압력분포는 공기흡입구 상단 부분이 그 외의 표면보다 높은 것을 확인 할 수 있는데, 이는 유동의 정체점과 직접적인 관련성이 있다. 액적의 크기가 작을수록 액적의 관성력은 작으므로 액적은 유동에 영향을 많이 받게 된다. 그러므로 유동의 유선과 유사한 경향을 나타나게 되는데 이때 유동의 정체점 주위에서 액적이 표면과 충돌할 가능성이 증가하게 된다. 회전익기 공기흡입구 주위 압력의 분포를 통해 대략적인 액적의 충돌 영역을 예측할 수 있다.

Figure 6은 동일한 외기조건에서 LWC를 $0.3 g/m^3$ 으로 설정하고 MVD를 20, 30, 40 μm 으로 변경하여 축적율을 비교한 것이다. 앞서 언급한 바와 같이 압력이 높은 공기흡입구 상단 부분을 중심으로 축적율이 높은 것을 확인 할 수 있다. MVD가 커질수록 결빙 예측의 기초가 되는 축적율의 분포범위가 넓어지는 것을 확인 할 수 있다. 대부분의 축적율 분포가 방빙장치(실선)내에 분포하고 있으며, 이는 결빙이 발생할 가능성이 높은 영역에 방빙장치가 적절히 장착되어 있는 것으로 판단된다.

4.4 결빙 조건의 영향성 분석

항공기 공기흡입구 주위 축적율 결과를 바탕으로 방빙장치 유무에 따른 결빙 계산을 수행하였다. Figs. 7-10은 각 Case 계산조건에 대한 결빙의 두께를 방빙장치가 작동하지 않은 경우와 작동한 경우를 나타낸다. 방빙장치가 작동하지 않은 경우, 축적율에 비례하여 결빙이 공기흡입구의 상단을 중심으로 형성되는 것을 확인 할 수 있으며, 결빙의 범위는 방빙장치의 영역을 크게 벗어나지 않는다. 또한 Fig. 7 (Case 1)과 Fig. 8 (Case 2)을 비교해보면 동일한 MVD일 경우 LWC가 클수록 결빙량이 증가하였다. Fig. 8 (Case 2)과 Fig. 9 (Case 3)의 경우는 동일한 LWC일 경우 MVD의 영향에 따른 결빙형상의 변화를 나타낸다. 축적율의 결과와 동일하게 MVD가 클수록 결빙이 발생하는 면적이 증가한다. Fig. 9 (Case 3)와 Fig. 10 (Case 4)는 온도에 따른 결빙량 비교를 나타낸다.

일반적으로 동일한 조건에서는 온도가 낮을 경우 결빙비가 높아 결빙량이 증가한다. Case 3과 Case 4의 결빙두께 분포를 통한 직접적인 결빙량을 비교해 보았을 때 대략적으로 Case 4가 Case 3보다 다소 결빙량이 감소한 것으로 나타났다. 또한 결빙량에 대한 정량적인 비교를 위하

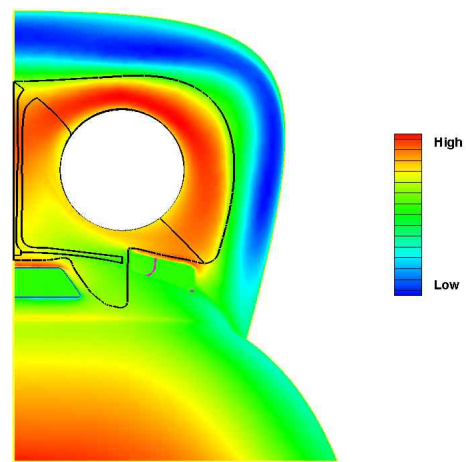


Fig. 5. Pressure distribution

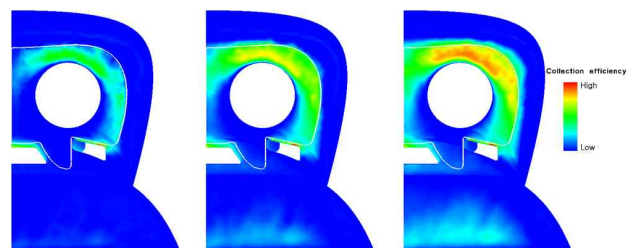


Fig. 6. Collection efficiency distributions (MVD: 20, 30, 40 μm)

여 각 계산조건에 대한 방빙장치 영역에서 전체 결빙질량과 최대 결빙두께를 Tables 3, 4에 각각 나타내었다. 결빙 최대두께는 Case 3이 Case 4보다 13% 더 두꺼웠으나, 결빙의 질량은 Case 4가 Case 3보다 3% 더 크다. 이는 Case 4의 경우 MVD가 Case 3보다 크므로 결빙의 분포가 넓어지고 이로 인해 전체 결빙질량이 Case 3보다 큰 것으로 판단된다.

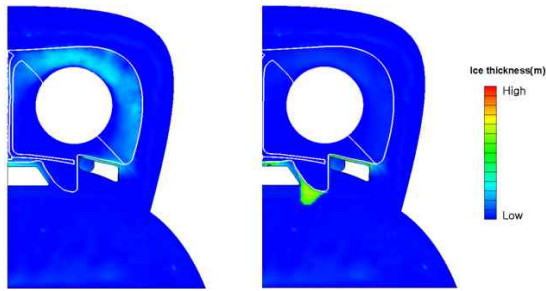


Fig. 7. Comparison of ice thickness in case 1 (left: heat off, right: heat on)

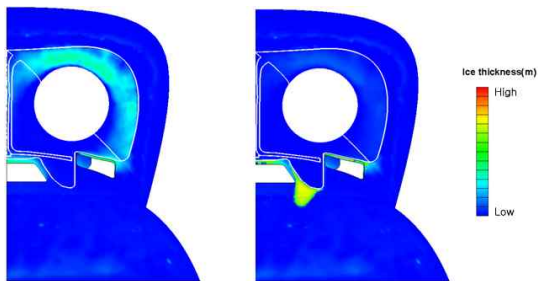


Fig. 8. Comparison of ice thickness in case 2 (left: heat off, right: heat on)

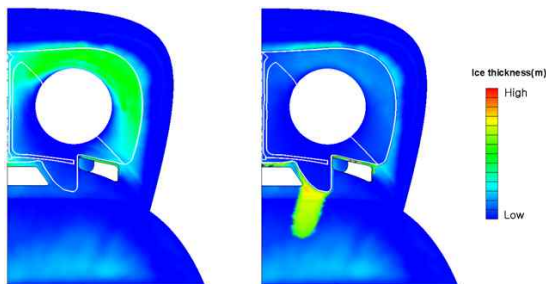


Fig. 9. Comparison of ice thickness in case 3 (left: heat off, right: heat on)

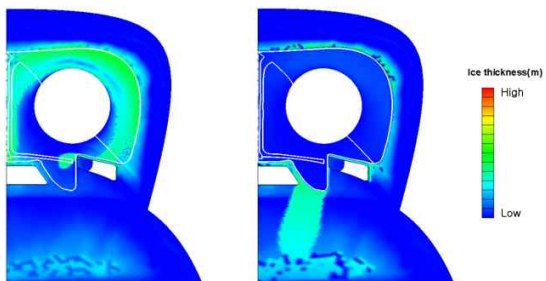


Fig. 10. Comparison of ice thickness in case 4 (left: heat off, right: heat on)

Table 3. Comparison of ice mass (unit : g)

	Heat off	Heat on	Change(%)
Case 1	358.23	82.21	-77.1
Case 2	535.98	137.44	-74.4
Case 3	1446.4	370.78	-74.3
Case 4	1495.34	198.78	-86.7

Table 4. Comparison of ice thickness (unit : mm)

	Heat off	Heat on	Change(%)
Case 1	5.41	1.28	-76.3
Case 2	8.6	2.12	-75.3
Case 3	12.17	3.38	-72.2
Case 4	10.56	1.81	-82.9

4.5 방빙장치 성능 분석

방빙장치의 유무에 따른 공기흡입구 주위 결빙 생성을 조사하였다. 방빙장치에 특정 온도를 부여한 경우, 방빙장치 영역 안에서 결빙이 급격히 감소하였다. 정량적인 분석을 위해 방빙장치의 작동 유무에 따른 결빙의 질량 및 최대두께의 감소율을 Tables 3, 4에 나타내었다. 그 결과 70~80%의 전체 결빙질량 및 두께가 감소하였으며, 20~30%의 완전히 제거되지 않은 결빙은 회전익기의 엔진 성능에 미치는 영향성은 그다지 크지 않을 것으로 판단된다.

4.6 결빙 풍동시험과 전산해석 결과 비교

결빙 전산해석과 결빙 풍동시험의 결과를 Fig. 11을 통해 정성적으로 비교해보면 방빙장치가 작동되지 않는 경우 결빙이 생성된 영역의 분포가 유사한 것을 확인할 수 있다. 결빙이 생성된 분포형태가 공기흡입구 중심으로 비대칭으로 형성된 것은 결빙 전산해석과 결빙 풍동시험 시 회전익기 로터 블레이드의 영향성을 고려하기 위하여 자세각 (AOA -5°, AOS -2°)을 적용하였기 때문이다. 비교결과 결빙두께의 평균오차는 11.6%로 나타났고, 특히 유동의 정체점 부근에서 생성된 결빙의 두께가 주변보다 작게 나타나는 새로운 사실을 확인하였다. 또한 결빙 전산해석 결과에서 정체점에서의 결빙의 두께가 결빙 풍동시험에 비해 상대적으로 두껍게 생성된 것을 확인할 수 있다. 이는 정체점 부근에서 Roughness와 Ice 밀도 예측의 정확성 부족 등에 의한 오차라고 판단된다.

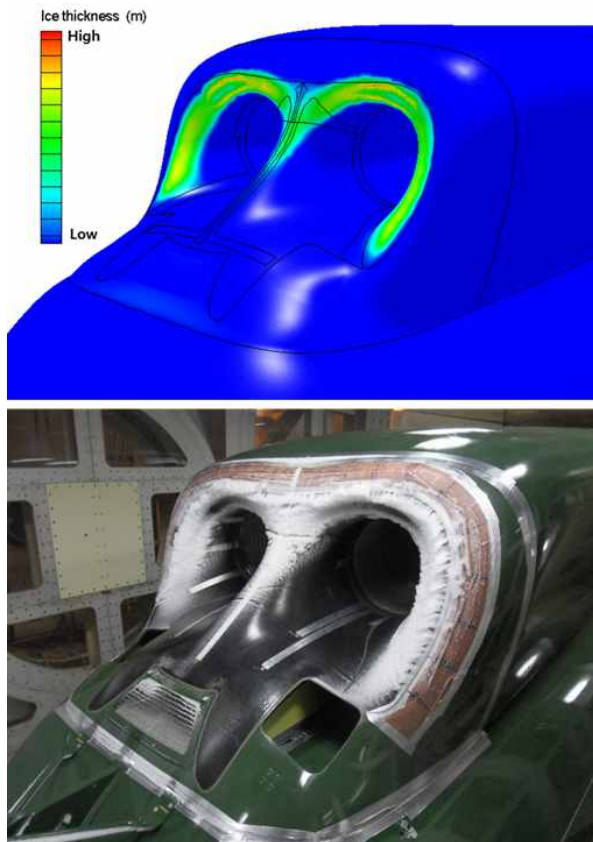


Fig. 11. Ice accretion on the surface of electro-thermal anti-icing system for heat-off mode

V. 결 론

비행중 항공기에 발생한 결빙은 항공기 성능 감소를 초래한다. 특히 항공기 외부에 생성된 결빙이 엔진으로 유입되어 엔진 작동 안정성을 저해 할 수 있다. 결빙에 의한 항공기 사고를 예방하기 위해서는 제빙/방빙장치의 성능 연구가 필수적이다. 이를 위해 본 연구에서는 먼저 전산 해석을 이용하여 회전익기 공기흡입구 주위 결빙을 예측하였다. 액적이 없는 상태에서의 유동장 계산을 수행한 다음, 계산된 유동장 결과를 바탕으로 축적율을 확인하고 축적율과 유동장 계산 결과를 이용하여 최종적으로 결빙형상 계산을 수행하였다. 결빙에 영향을 주는 인자를 고려하여 결빙 조건을 제시하였으며, 각 인자에 따른 결빙 영향성을 확인 하였다. 특히, MVD가 증가할수록 축적율의 크기와 액적 충돌영역이 증가하는 것을 알 수 있었으며, 총 결빙의 양은 LWC에 많은 영향을 받는 것을 확인하였다. 또한 방빙장치 작동 유무에 따라 결빙의 질량이 감소 한 것을 확인하였다. 마지막으로 결빙 풍동시험과 전산 해

석 예측결과를 비교하여 결빙 전산해석의 신뢰도를 검증하였다.

후 기

본 연구는 “공기흡입구 방빙장치 결빙/방빙 전산해석” 용역 연구과제의 일부로서 관련기관 (한국항공우주산업(주))의 지원 및 한국연구재단 (NRF 2012-048078, NRF 2012-010242)의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- 1) Bragg, M. B., Broeren, A. P. and Blumenthal, L. A., “Iced-airfoil Aerodynamics,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 41, 2005, pp. 323-362
- 2) Jin, W., “A Computational Study of Icing Effects on the Performance of an S-Duct Inlet,” Ph.D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Kansas, USA, 2009.
- 3) Gent, R. W., Dart, N. P. and Cansdale, J. T., “Aircraft Icing,” *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, Vol. 358, 2000, pp. 2873-2911.
- 4) Jung, S. K., Shin, S. M., Myong, R. S., Cho, T. H., Jeong, H. H. and Jung, J. H., “Ice Accretion Effect on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft,” *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2010.
- 5) Kind, R. J., Potapczuk, M. G., Feo, A., Golia, C. and Shah, A. D., “Experimental and Computational Simulation of In-flight Icing Phenomena,” *Progress in Aerospace Science*, Vol. 34, 1998, pp. 257-345.
- 6) Jung, S. K., Lee, C. H., Shin, S. M., Myong, R. S. and Cho, T. H., “An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft,” (in Korean) *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 6, 2010, pp. 530-536.
- 7) Jung, S. K., Myong, R. S. and Cho, T. H., “An Eulerian-Based Droplet Impingement and Ice Accretion Code for Aircraft Icing Prediction,” (in Korean) *Journal of Computational*

Fluids Engineering (Korean Society of Computational Fluids Engineering), Vol. 15, No. 2, 2010, pp. 71-18.

8) AOPA Air Safety Foundation, *Aircraft Icing*, AOPA E-pilot, 2008.

9) Al-khalil, K. M., Keith T. G., Dewitt K. J., Nathman J. K. and Dietrich, D. A., "Thermal Analysis of Engine Inlet Anti-icing Systems," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, 1990, pp. 628-623.

10) Federal Aviation Regulation Parts 29, *Airworthiness Standards: Transportation Category Rotorcraft*, Appendix C, FAA, 1914, Washington, DC, USA.

11) Cao, Y. and Chen, K., "Helicopter Icing," *The Aeronautical Journal*, Vol. 114, No. 1152, 2010, pp. 83-90.

12) Tezok, F. and Ernest, F., "Icing Tunnel Testing Methodology: Pre-Test CFD, Tunnel Peculiarities, Scaling Effects," *Proceedings of The Aerodynamics Symposium*, Vol. 6, 1997, pp. 81-100.

13) Jung, S. K., Lee, C. H., Nagdewe, S., Myong, R. S. and Cho, T. H., "A Study on Truncated Flapped Airfoil for Efficient Icing Wind Tunnel Test," (in Korean) *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 6, 2011, pp. 481-486.

14) An, Y. G. and Myong, R. S., "Scaling Methods for Icing Wind Tunnel Test," (in Korean) *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, 2012, pp. 1-8.

15) Yee, K. J. and Back, S. W., "Effect of Aircraft Icing and Ice Protection System," *KSAS Magazine*, Vol. 3, No. 1, 2009, pp. 58-65.

16) *FLUENT 6.1 User's Guide*, FLUENT Inc., 2003.

17) Shin, H. B., Choi, W., Seo, S. J. and Ryu, J. B., "Study of Icing Accretion on The 2D Airfoil," (in Korean) *Korean Society of Computational Fluid Engineering Spring Conference*, 2009, pp. 21-26.

18) NTI Solutions User Manual, *Newmerical Technologies Inc.*, 2010.