

회전익기 공기흡입구의 표면발생 결빙에 관한 전산 예측

정기영,¹ 안국빈,¹ 명노신,^{*2} 조태환,² 정성기,³ 신훈범³

¹경상대학교 항공특성화대학원

²경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

³한국항공우주산업

COMPUTATIONAL PREDICTION OF ICE ACCRETION AROUND A ROTORCRAFT AIR INTAKE

K.Y. Jung,¹ G.B. Ahn,¹ R.S. Myong,^{*2} T.H. Cho,² S.K. Jung³ and H.B. Shin³

¹Specialized Graduate School of Aerospace Engineering, Gyeongsang Nat'l Univ.

²Dept. of Aerospace and System Engineering & Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang Nat'l Univ.

³Korea Aerospace Industries, Ltd

Ice accretion on the surface of aircraft in flight can adversely affect the safety of aircraft. In particular, it can cause degradation of critical aircraft performances such as maximum lift coefficient and total pressure recovery factor in engine air intake. In this study, computational prediction of ice accretion around a rotorcraft air intake is conducted in order to identify the impingement region with high droplet collection efficiency. Then the amount of ice accretion on the air intake, which is essential in determining the required power of ice protection system, is calculated. Finally, the effect of icing wind tunnel size is investigated in order to check the compatibility with the real in-flight test environment.

Key Words : 회전익기 결빙(Rotorcraft Icing), 전산유체역학(CFD), 공기흡입구(Air Intake), 결빙증식(Ice Accretion), 액적충돌(Droplet Impingement), 결빙풍동(Icing Wind Tunnel)

1. 서 론

비행 중 결빙은 항공기의 안전성 측면에서 기체 및 엔진 제작, 항공기 인증 및 운용과 밀접하게 관련이 있는 분야이다. 특히, 항공기 표면에서 발생하는 결빙은 비행 안전성 측면에서 매우 위협적인 대표적 환경 요인 중 하나이다. 항공기 표면의 결빙으로 인한 형상변화, 즉 주날개 및 꼬리날개 표면에 발생하는 익형의 형상 변화는 항공기의 안전성에 직접적으로 관련이 있는 최대양력계수 등의 공력특성을 저해하는 요인이 된다. 또한, 엔진 흡입구 (Engine Air Intake) 주위에서 발생한 결빙은 유동박리나 흡입공기 감소를 야기하여 전압 회복을 감소 및 왜곡을 증가 등 엔진 성능의 저하를 유도할

수 있으며, 결빙이 엔진으로 유입될 경우 연소 정지 등 비행 안전에 심각한 상황을 일으킬 수 있다[1-3]. 한편 이러한 성능 저하를 방지하기 위해 개발된 방빙 및 제빙 장치는 항공기의 엔진에서 발생하는 고온의 가스나 전기적인 열선을 이용하여 빙점 이상의 표면 온도를 유지시켜 결과적으로 표면발생 결빙을 제거시킨다[4-5].

결빙은 대기온도가 낮고 상대습도가 높은 영역에서 과냉각된 액적이 공기를 따라 이동하는 도중 항공기 표면과 충돌하는 과정에서 발생한다. 특히, 항공기 엔진 흡입구 주위 결빙은 엔진으로 유입되는 공기의 흐름을 저해하고, 연료 주입과 기화기 시스템에 부정적인 영향을 끼친다. 결빙 관련 연구는 그 중요성이 본격적으로 부각된 1930년대에 시작되었으며, 1950년대에는 풍동시험과 비행시험을 바탕으로 현 결빙연구의 기초가 되는 결빙에 의한 공력 영향성을 주로 분석하였다. Hardy, Messinger, Langmuir 및 Blodgett[6]에 의해 제안된 결빙증식에 대한 해석기법과 1970년대 이후 컴퓨터의 급속한 발전에 힘입은 전산유체역학을 이용한 결빙증식 시뮬레이션 기

Received: January 3, 2012, Revised: May 16, 2012,

Accepted: May 17, 2012.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2012.17.2.100>

© KSCFE 2012

법이 개발되어 활용되고 있다. 초기에는 미국 NASA Glenn 연구소와 영국의 DERA, 프랑스의 ONERA 등의 선진국을 중심으로 항공기의 결빙현상에 대한 실험적, 이론적 분석을 수행하였으며, 1990년대 후반부터는 캐나다를 필두로 결빙 전산 시뮬레이션 기법에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[7-10].

항공기 표면발생 결빙에 의한 안전성 입증에 위해 전산 해석 및 결빙풍동 (Icing Wind Tunnel) 시험을 고려할 수 있다. 결빙풍동 시험의 경우 일반적인 풍동 시험에 비해 액적과 항공기 외부 유동조건에 대한 상사성을 제어하는 것이 매우 어렵다[11-13]. 이는 대류, 전도, 승화, 증발, 잠열 (Latent Heat) 교환과 표면 열전달 등의 여러 변수에 의존적인 상사법칙을 엄밀히 충족시키기 어렵기 때문이다. 또한 결빙 풍동 시험은 많은 시간과 비용이 소요되는 반면, 현재의 최신 전산유체역학을 이용한 결빙 시뮬레이션은 상대적으로 비용과 시간 측면에서 효율적이며 액적과 항공기의 상사성에 대한 고려가 문제가 되지 않는다. 그러므로 실제 다양한 비행 환경에 대해 제한적으로 이루어지는 결빙 풍동 시험을 대체 또는 보완할 수 있는 좋은 도구가 된다. 또한 전산 시뮬레이션은 실제 비행 상태뿐만 아니라 결빙 풍동 시험조건에 곧바로 적용이 가능하다. 이 경우 시험 모델과 풍동의 상대적 크기에 대한 고려가 필요하게 된다. 대표적으로 미국은 NASA를 중심으로 IRT (Icing Research Tunnel) 풍동 실험과 LEWICE 결빙 해석 시뮬레이션 코드를 개발하여 결빙 연구에 활용하고 있다[14].

본 연구에서는 회전익기 공기흡입구에 대한 결빙 풍동 시험을 수행하기에 앞서 표면발생 결빙 영역, 결빙 증식의 절대적 양, 결빙 풍동과 시험 모델의 상대적 크기에 따른 영향성을 전산해석 기법을 이용하여 분석하였다. 과냉각된 액적으로 인한 결빙의 공기흡입구 유동 영향성을 분석하기 이전에 순수한 공기에 대한 유동장을 먼저 계산하였다. 다음으로 대상 모델에 대한 풍동의 크기를 변화시키며 공기흡입구 모델 주위의 유선, 압력 및 온도 등에 대한 분포를 조사하였다. 그 후 과냉각된 액적이 모델 표면에 충돌하는 영역을 나타내는 축적율을 계산하였다. 마지막으로 계산된 축적율과 유동장 계산 정보를 바탕으로 결빙 증식 형상을 예측하였다.

2. 수치 모델링 및 격자생성

2.1 지배 방정식 및 경계조건

항공기 결빙 문제에서 표면발생 결빙 형상을 결정하는 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[15-16]. 결빙 해석을 수행하기

위해 액적과 공기가 동시에 존재하는 다상유동을 고려할 수 있으나, 본 연구에서는 수십 마이크론 단위의 액적이 공기의 유동에 미치는 영향성이 크지 않다는 가정 하에 공기가 액적의 운동에 미치는 영향성만을 고려한 다상 유동 계산을 수행하였다. 공기 유동장과 액적 움직임에 관한 전산 시뮬레이션을 통해 획득한 정보를 바탕으로 결빙 증식에 관한 계산을 수행하였다.

액적 충돌 및 결빙 증식 계산 이전에 액적이 존재하지 않는 공기 유동장에 관한 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위한 지배 방정식으로 대기권의 공기 흐름을 정확히 묘사할 수 있으며 점성과 압축성 효과를 고려할 수 있는 삼차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치 기법으로 Cell-Centered 기반의 유한체적법 (Finite Volume Method), 내재적 시간 전진법 (Implicit)을 사용하였다. 유동장 계산시 공간 항에 대해 Roe 기법을 사용하였고, 2차 정확도 플럭스 계산 기법을 적용하였다. 난류 모델로는 단순하면서도 상대적으로 정확도가 높은 Spalart-Allmaras 모델을 적용하였다. 공기흡입구 주위의 복잡한 삼차원 유동을 효율적으로 다룰 수 있는 상용 CFD 코드인 FLUENT6.3[17]을 사용하였다.

유동장 계산 후 항공기 표면에 충돌하는 액적의 비율을 정량적으로 제시하기 위해 대기에 존재하는 액적의 특성에 대한 조사가 요구된다. 결빙 시 대기조건은 물리적으로 공기와 물이 혼합되어 있는 공간으로 간주될 수 있다. 대기 중의 과냉각된 구름은 다양한 크기의 액적들로 구성되어 있으며, 그 액적 분포는 흔히 Langmuir D 분포로 알려져 있다. Langmuir D 분포는 가장 큰 액적의 크기가 평균값 보다 2.2배 크고 가장 작은 액적의 크기가 평균값 보다 3.2배 작게 분포되어 있다. 실제 대기에서는 액적의 크기가 균일하지 않은 Langmuir D 분포로 되어 있으나, 액적의 크기가 크지 않은 경우 액적이 고체표면과 충돌하는 위치와 축적율은 Mono-Disperse와 유사한 경향을 나타낸다. Langmuir D 분포를 이용하여 고체표면의 축적율을 계산할 경우, 액적의 크기에 대한 확실적인 분포를 모두 고려하여 액적장 계산을 수행해야 하므로 상당한 계산시간을 요구한다. 그러므로 본 연구에서는 효율적인 계산을 위해 Langmuir D 분포 대신 축적율이 유사한 경향을 나타내는 액적의 크기가 일정한 Mono-Disperse로 가정하였다[7]. 이 가정을 바탕으로 대기 중의 과냉각된 액적장을 계산하기 위해 Eulerian 기반의 액적 운동 방정식을 이용하였다. 이는 공기와 액적이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgauff 등[18]에 의해 제안되었으며, 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식으로 구성되어 있다. 수치기법으로 유한체적법을 기반으로 하였으며, 수식 (1)과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \overrightarrow{W}_D d\Omega + \int_{\partial\Omega} \overrightarrow{F}_D ds = \int_{\Omega} \overrightarrow{Q}_D d\Omega \quad (1)$$

여기서 \vec{W}_D 는 보존변수이며 \vec{F}_D 는 대류항, \vec{Q}_D 는 용출항 (Source Term)을 나타낸다.

$$\vec{W}_D = [\alpha, \alpha u_D, \alpha v_D]^T \quad (2)$$

$$\vec{F}_D = [\alpha V_D, \alpha u_D V_D, \alpha v_D V_D]^T \quad (3)$$

$$\vec{Q}_D = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{C_D Re_d}{24K(u_a - u_D)\alpha} \\ \frac{C_D Re_d}{24K(v_a - v_D)\alpha} + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \left(\frac{1}{Fr^2}\right) g_y \alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 α 는 액적의 체적비 (Volume Fraction)을 나타내며, u_D, v_D 는 액적의 속도, u_a, v_a 는 공기의 속도, ρ_a, ρ_w 는 공기의 밀도, 물의 밀도이다. C_D 는 구형으로 가정한 액적의 항력 계수를 나타낸다.

$$C_D = \left(\frac{24}{Re_d}\right) (1 + 0.15 Re_d^{0.687}) \quad \text{if } Re_d \leq 1300 \quad (5)$$

$$C_D = 0.4 \quad \text{if } Re_d > 1300 \quad (6)$$

여기서 액적에 관한 레이놀즈 수는 아래와 같이 정의된다.

$$Re_d = \frac{\rho_w d U_{a,\infty} |V_a - V_D|}{\mu} \quad (7)$$

정의식에서 d 는 액적의 지름, μ 는 공기의 동점성 (Dynamic Viscosity)을 나타낸다. K 와 Froude 무차원수는 다음과 같다.

$$K = \frac{\rho_a d^2 V_{a,\infty}}{18 L_{\infty} \mu_{a,w}}, \quad Fr = \frac{\|U_{a,\infty}\|}{\sqrt{L_{\infty} g}} \quad (8)$$

액적 충돌 방정식을 계산한 후 액적이 표면에 충돌하는 비율을 나타내는 축적율에 관련된 식은 아래와 같이 표현된다.

$$\beta = \alpha \vec{U}_D \cdot \vec{n} \quad (9)$$

여기서 β 는 축적율, \vec{n} 는 고체 표면의 수직 단위벡터를 각각 나타낸다[18].

액적 충돌 계산 후 결빙증식의 형태는 대기조건에 따라 대표적으로 Rime 결빙과 Glaze 결빙으로 나눌 수 있다. Rime 결빙은 층운형 구름의 액적의 크기가 작고, 저온, 저속 및 낮은 LWC 조건에서 주로 발생한다. 매우 낮은 대기온도로 인해 액적은 항공기 표면과 충돌하는 순간 급속히 결빙되고, 최

초 결빙된 얼음 층과 지속적으로 축적되는 얼음 층 사이에 공기가 유입되어 우윳빛을 띤다. 반면 Glaze 결빙은 대기 온도가 0°C 부근의 적운형 구름에서 생성되며, 액적의 크기가 크고 비교적 높은 온도와 고속, 높은 LWC에서 주로 발생한다. 액적이 크고 온도가 높아 항공기 표면과 충돌 후 즉시 결빙이 되지 않고 유선을 따라 흐르면서 결빙이 생성된다. Rime 결빙은 고체면과 부딪히는 순간 결빙 발생하기 때문에 전단력과 Heat Flux 분포가 중요하지 않지만, Glaze 결빙을 해석하기 위해서는 전단력과 Heat Flux가 고려되어야 한다. Rime 결빙의 경우 결빙 증식 형상은 항공기 표면을 따라 매끈하게 생성되는데 반해, Glaze 결빙의 경우 매우 불규칙한 형태를 나타낸다. 이 같은 이유로 Rime 결빙보다 Glaze 결빙이 더 심각한 공기역학적 영향을 미친다. 본 연구에서는 액적이 항공기 표면을 따라 흐르는 과정에서 발생하는 결빙 영향성을 풍동의 크기에 따라 확인하기 위해 Glaze 모델을 적용하였다. 일반적으로 액적이 물체에 부착되어 결빙이 증식되는 과정을 묘사하는 Film 두께에 관한 연속 방정식과 온도에 관한 에너지 방정식은 수식 (10)과 (11)로 표현된다[19].

연속 방정식:

$$\rho_f \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U}_f h_f) \right] = U_{\infty} \cdot LWC \cdot \beta - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice} \quad (10)$$

에너지방정식 :

$$\begin{aligned} \rho_f \left[\frac{\partial h_f c_f T_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U}_f h_f c_f T_f) \right] &= \left[c_f T_{\infty} + \frac{|\vec{U}_d|^2}{2} \right] \times U_{\infty} \cdot LWC \cdot \beta \\ &- 0.5(L_{evap} + L_{subl}) \dot{m}_{evap} + (L_{fusion} - c_s T) \dot{m}_{ice} \\ &+ \sigma \epsilon (T_{\infty}^4 - T^4) + c_h (T_f - T_{ice,rec}) + Q_{anti-icing} \end{aligned} \quad (11)$$

식 (10), (11)에서 \vec{U}_f 와 $\vec{U}_f(x, y)$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \vec{U}_f(x, y) &= \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} \vec{U}_f(x, y) dy \\ &= \frac{h_f}{2\mu_f} \vec{\tau}_{a,wall}(x) - \frac{h_f^2}{3\mu_f} \left(\frac{\partial p}{\partial x} + \rho_f g \cdot \vec{x} \right) \end{aligned} \quad (12)$$

여기서,

$$\vec{U}_f(x, y) = \frac{y}{\mu_f} \vec{\tau}_{a,wall}(x) - \frac{y^2}{\mu_f} \left(\frac{\partial p}{\partial x} + \rho_f g \cdot \vec{x} \right) \quad (13)$$

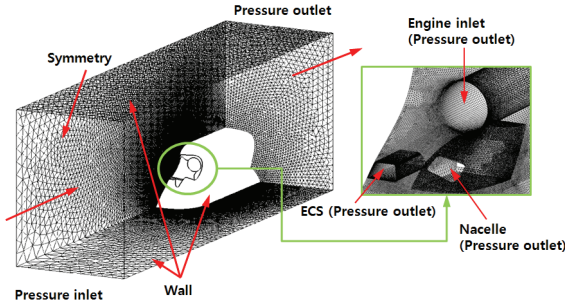


Fig. 1 Grid topology and boundary condition

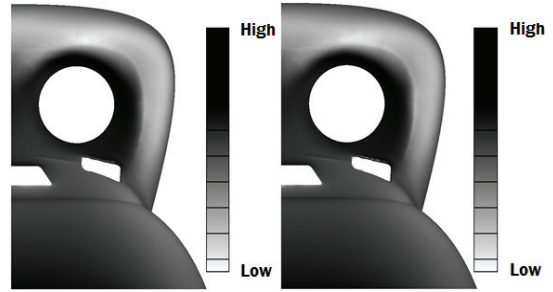


Fig. 3 Pressure distribution around the air intake (left: 200,000 grids, right: 600,000 grids)

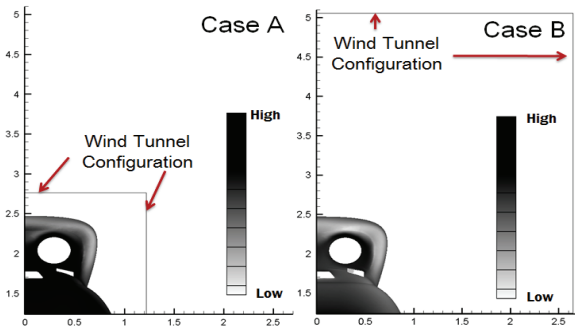


Fig. 2 Icing wind tunnel configurations

그 외 $\rho_f, c_f, c_s, \sigma, \epsilon, K_s, L_{evap}, L_{subl}, L_{fusion}$ 는 매개변수들을 나타내며 결빙 조건에 의해 결정된다. Rime 결빙의 경우, 액적이 표면에 충돌과 동시에 결빙되므로 에너지 방정식을 필요로 하지 않으며, 연속 방정식은 아래와 같이 간단해진다[20].

$$\rho_f \left(\frac{\partial h_f}{\partial t} \right) = U_\infty \cdot LWC \cdot \beta \quad (14)$$

본 연구에서는 액적 충돌 및 결빙 증식에 관한 식 (1)-(14)를 유한체적법과 유한요소법에 기초하여 수치적으로 구현한 최신 결빙 시뮬레이션 코드인 FENSAP-ICE[21] 패키지의 하부 모듈 DROP3D와 ICE3D를 사용하였다.

계산 코드의 검증을 위해 NACA64(2)45 와 NACA0012에 대하여 축적물 및 결빙 증식 계산을 수행하며 실험 및 LEWICE 코드의 결과와 비교한 결과, 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타냈으며, 결과와 잘 일치함을 확인하였다[9].

2.2 모델링 및 격자 생성

회전익기의 공기흡입구에서 발생하는 결빙을 계산하기에 앞서 해석 형상에 대한 모델링과 계산격자를 생성하였다. 격

자 생성은 격자전용 생성 프로그램인 ANSYS-GAMBIT을 사용하였으며, Tetra 격자계로 구성하였다. 격자수에 따른 공기 흡입구 주위 압력분포의 영향성에 대한 비교를 위해 20만 격자와 60만 격자를 생성하였다. 본 연구에서 고려된 회전익기의 공기흡입구는 중심축을 중심으로 좌우 대칭으로 배치되어 있으므로, 계산 시간의 절감을 위해 중심축의 단면에 대칭조건을 부여하였다. 엔진의 공기흡입구 아래에는 환경제어시스템 (ECS: Environment Control System) 및 Nacelle을 위한 별도의 소형 흡입구가 배치되어 있다. Fig. 1에 수치 경계조건 등의 계산영역 모델링에 관한 상세한 정보를 나타내었다.

결빙 풍동 시험부의 크기에 의한 유동장 및 결빙증식 특성을 분석하기 위해 크기가 다른 두 가지 경우의 풍동을 고려하였다. Case A는 1.2m×1.5m×6.3m, Case B는 2.6m×3.8m×9.9m의 시험부 크기를 갖는 것으로 가정하였다. 풍동 시험부 크기에 따른 Blockage 수준 확인 결과, Case A가 Case B에 비해 대략 5배 정도 크다. 이러한 Blockage 차이는 결빙해석 시에 발생하는 결빙형상과 영역에 영향을 줄 것으로 판단된다. Fig. 2는 풍동 시험부에 관한 Case A와 Case B의 형상을 보여주며, 공기흡입구 모델에 대한 상대적인 크기를 나타낸다.

3. 결과 및 분석

일반적으로 회전익기의 공기흡입구 주위 유동은 주로터 블레이드에 의한 하강기류에 적지 않는 영향을 받는다. 하지만 본 연구의 일차적 관심사는 주로터에 의한 간섭 효과가 무시된 임계결빙조건 (Critical Icing Condition) 도출을 위한 공기흡입구에 관한 결빙 풍동 시험 연구이므로 로터 블레이드에 의한 후류는 고려하지 않았다. 이는 주로터 블레이드 효과를 결빙 풍동에서 구현하기 어렵고, 이론적 해석의 경우에도 복잡한 후류 계산에 막대한 노력이 소요되기 때문이다.

3.1 유동장 계산

결빙 계산의 전 단계로 액적이 없는 순수한 유동장에 대한

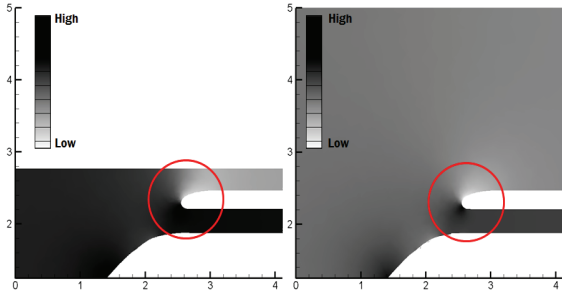


Fig. 4 Pressure distributions of case A (left) and case B (right)

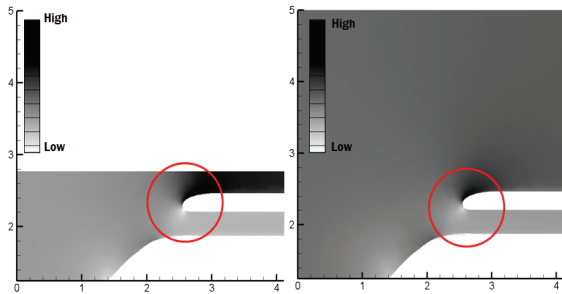


Fig. 5 Velocity distributions of case A (left) and case B (right)

계산을 수행하였다. 계산 조건으로 속도 72m/s, 온도 -10℃ 및 대기압을 적용하였다. Fig. 3은 20만개와 60만개의 격자수에 따른 회전익기 공기흡입구 주위에서의 표면 압력 분포이며, 격자수에 따른 압력분포는 정량적으로 매우 유사한 경향을 나타냈다. 이를 바탕으로 계산 시간의 절감을 위해 격자수 20만개를 기준으로 액적장 및 결빙 증식 계산을 수행하였다.

Fig. 3에서 회전익기의 공기 흡입구 상단 부분이 그 외 표면보다 압력이 높게 나타나는데, 이는 유동의 정체점과 직접적인 관련성이 있는 것으로 판단된다. 과냉각된 액적의 크기가 작은 경우 액적은 공기의 유선을 따라 흐르므로 유동의 정체점 주위에서 액적이 공기흡입구의 표면과 충돌할 가능성이 크다. 또한 액적이 없는 순수한 유동장에 대한 계산 결과 풍동 크기에 따라 공기흡입구의 표면 압력 분포에 영향성을 주는 것으로 판단된다. Fig. 2를 통해 풍동 크기가 작을수록 고압 영역이 저압 영역보다 넓게 분포됨을 확인하였다.

Figs. 4와 5은 Case A와 B의 풍동 모델에서 동일지점에 대한 모델 단면에서의 압력과 속도 분포를 나타낸다. 동일 유입류 조건에서 Case A가 Case B에 비해 공기흡입구 상단의 정체점 부근에서 압력이 낮고 속도가 크게 유동장이 형성됨을 알 수 있다. 이는 풍동 크기가 실질적인 유동장 차이를 발생시킬 수 있음을 의미한다. 각 풍동의 출구 면적과 출구에서 공기의 질량유량을 바탕으로 속도를 계산하면 Case A가 Case B에 비해 속도가 약 1.4배 정도 증가하는 것을 확인하였다.

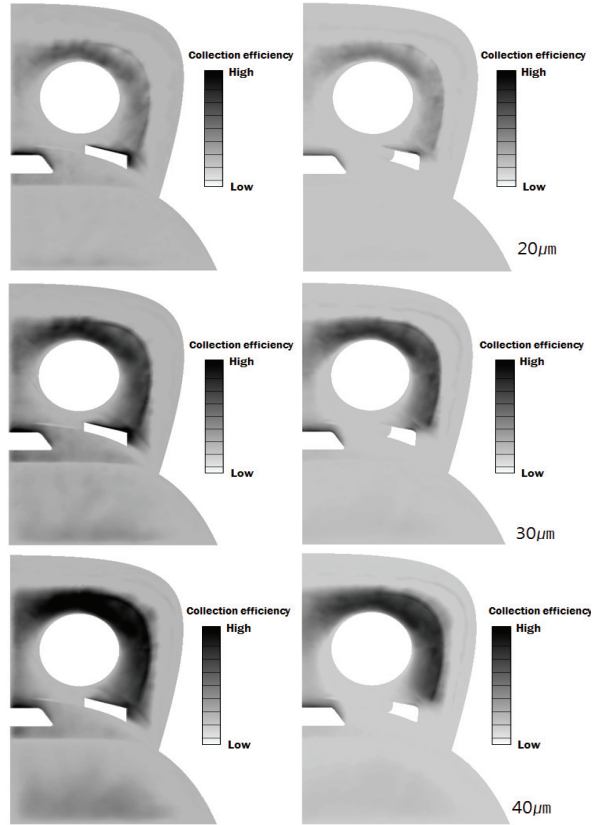


Fig. 6 Collection efficiency distributions of case A (left) and case B (right) (MVD: 20, 30, 40µm)

3.2 축적율 및 결빙증식 예측

유동장 해석 후 DROP3D 모듈을 이용하여 공기흡입구 표면의 축적율을 계산하였다. 계산조건은 LWC 0.9g/m³, MVD 20, 30, 40µm 이며, Case A 및 B에 대한 해석을 수행하였다. 계산시간은 한 가지 경우에 대해 대형 워크스테이션 (Intel(R) Core(TM) i7 920@ 2.67GHz, 6GB RAM)에서 대략 1시간 정도 소요되었다. Fig. 6에서 알 수 있듯이 예측 결과, MVD가 증가할수록 축적율의 크기와 액적 충돌 영역이 증가하는 경향을 나타냈으며, Case A가 Case B에 비해 축적율 분포가 넓고 그 절대적 값이 크게 나타남을 확인하였다. 이는 유동장 계산을 통해 얻은 공기의 속도가 액적 충돌 방정식에 적용하여 액적이 표면에 충돌하는 축적율을 계산하므로, 풍동 크기에 따른 공기의 속도 차이에 의해 축적율 차이가 발생하는 것을 확인하였다. 또한 결빙 풍동 시험부의 크기가 작을수록 공기 흡입구 표면에서 결빙증식이 많이 발생할 수 있음을 의미한다. Fig. 3의 압력분포와 비교해 볼 때, 회전익기 공기 흡입구 상단의 압력분포가 높은 정체점 영역에서 축적율이 높게 나타남을 확인할 수 있다.

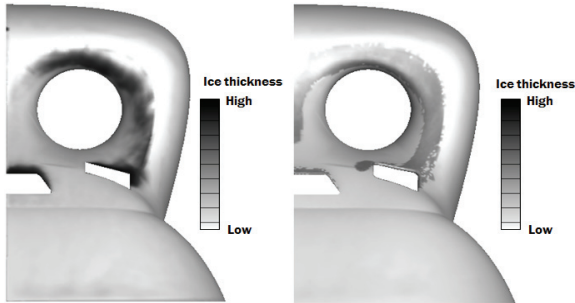


Fig. 7 Thickness of ice accretion (left: case A, right: case B)

DROP3D 모듈을 이용한 축적율 해석 후 ICE3D 모듈과 연계하여 결빙증식 해석을 수행하였다. 해석조건으로 LWC 0.9g/m³, MVD 20 μ m, 온도 -10 $^{\circ}$ C, 노출시간 15분을 적용하였으며, 결빙 증식 계산은 대략 45분 정도 소요되었다. 결빙증식의 해석결과는 Fig. 7와 같으며, 풍동시험부의 크기에 따라 결빙증식의 예측값에서 차이가 발생하였다. 결빙이 증식된 부분의 예측 결과 값을 비교하면 Case A가 Case B에 비해 결빙 두께가 대략 1.5배 정도 크게 나타났다. 이는 액적 충돌 방정식에 의해 계산된 축적율과 액적의 속도 및 유동장 계산을 통해 확보된 점성력과 Heat Flux가 결빙 증식 방정식에 적용될 때 풍동 크기에 따른 액적의 속도차이로 인해 결빙 증식 시에 차이가 발생하는 것으로 판단된다. 이러한 결빙 증식 분포 및 두께 차이는 풍동시험부 크기와 직접적으로 관련이 되어 있어 결빙풍동 시험시 정확한 결빙증식 분포 및 증식량을 획득하기 위해서는 모델크기 대비 일정 수준 이상의 풍동시험부 크기가 요구됨을 의미한다.

4. 결 론

항공기 표면에서 생성된 결빙이 엔진의 공기흡입구로 유입될 경우, 엔진 성능 저하를 유도할 뿐만 아니라 최악의 경우 엔진의 작동불능을 야기한다. 결빙에 관련된 항공기의 비행 안전성을 입증하기 위해서는 결빙증식 예측과 방빙 및 제빙 장치에 대한 연구가 필수적이다. 이를 위해 결빙이 발생하는 영역을 예측하는 것이 매우 중요하며, 예측 방법으로 실제 비행시험, 풍동시험 및 전산유체역학기법을 이용할 수 있다.

본 연구에서는 결빙 풍동 시험을 수행하기에 앞서 적절한 풍동 시험장 선정과 효율적인 입계결빙조건 도출을 위해 비용과 시간을 절감할 수 있는 전산유체역학기법을 이용하여 공기흡입구에 관한 결빙 영향성 연구를 수행하였다. 일차적으로 풍동시험부의 크기가 작을수록 Blockage 효과에 의해 축적율과 결빙증식은 증가하는 것을 알 수 있었다. 이는 결빙풍동 시험시 정확한 결빙증식 분포 및 증식량을 획득하기 위해서

는 모델크기 대비 일정 수준 이상의 풍동시험부 크기가 요구됨을 의미한다. 또한 예측 결과, MVD가 증가할수록 축적율의 크기와 액적 충돌 영역이 증가하는 것을 알 수 있었다. 향후 FAR 결빙규정에서 정의된 다양한 결빙 조건에서의 추가적 결빙 증식 해석, 결빙풍동 측정결과를 이용한 검증, 주로터 블레이드의 후류 효과를 고려한 공기흡입구 방빙 및 제빙 장치에 관한 분석을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주산업(주) 용역 연구과제 (KUH 공기 흡입구 방빙장치 결빙/방빙 전산해석) 및 한국연구재단 중점연구소 (NRF 2011-0031383) 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2005, Bragg, M.B., Broeren, A.P., Blumenthal, L.A., "Iced-airfoil Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.41, pp.323-362.
- [2] 2001, Lynch, F.T., Khodadoust, A., "Effects of Ice Accretions on Aircraft Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.37, pp.669-767.
- [3] 1990, Ruff, G.A., Berkowitz, B.W., "User Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE)," *NASA CR 185129*.
- [4] 1988, Keith, T.G., De Witt, K.J., Wright W.B., and Masiulaniec, K.C., "Overview of Numerical Codes Developed for Predicted Electrothermal De-Icing of Aircraft Blades," *AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting*, pp.1-14.
- [5] 1990, Al-khalil, K.M., Keith T.G., Dewitt K.J., and Nathman J.K., Dietrich, D.A., "Thermal Analysis of Engine Inlet Anti-icing Systems," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.6, pp.628-623.
- [6] 2000, Gent, R.W., Dart, N.P., Cansdale, J.T., "Aircraft Icing," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, Vol.358, pp.2873-2911.
- [7] 2010, Jung, S.K., Shin, S.M., Myong, R.S., and Cho, T.H., Jeong, H.H. Jung, J.H., "Ice Accretion Effect on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. AIAA-2010-1237.
- [8] 1998, Kind, R.J., Potapczuk, M.G., Feo, A., and Golia. C., Shah, A.D., "Experimental and Computational Simulation of In-flight Icing Phenomena," *Progress in Aerospace Science*,

- Vol.34, pp.257-345.
- [9] 2010, Jung, S.K., Lee, C.H., Shin, S.M., and Myong, R.S., 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, pp.530-536.
- [10] 2010, Jung, S.K., Myong, R.S., 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, pp.71-18.
- [11] 2011, Jung, S.K., Lee, C.H., Nagdewe S., and Myong, R.S., 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, pp.481-486.
- [12] 2012, An, Y.G., 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, pp.1-8.
- [13] 1997, Tezok, F., Ernest, F., "Icing Tunnel Testing Methodology: Pre-Test CFD, Tunnel Peculiarities, Scaling Effects," *Proceedings of The Aerodynamics Symposium*, Vol.6, pp.81-100.
- [14] 2002, Papadakis, M., Hung, K.E., Vu, G.T., and Yeong, H.W., Bidwell, C.S., et al., "Experimental Investigation of Water Droplet Impingement on Airfoils, Finite Wings, and an S-Duct Engine Inlet," *NASA TM-2002-211700*.
- [15] 2011, Jung, S.K., Shin, S.M., Myong, R.S. and Cho, T.H., "An Efficient CFD-based Method for Aircraft Icing Simulation Using a Reduced Order Model," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol.25, pp.703~711.
- [16] 2009, 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*, pp.21-26.
- [17] 2003, FLUENT Inc., FLUENT 6.3 User's Guide.
- [18] 1999, Bourgault, Y., Habashi, W.G., Dompierre, J., and Baruzzi, G.S., "A Finite Element Method Study of Eulerian Droplets Impingement Models," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol.4, pp.429-499.
- [19] 2003, Beaugendre, H., Morency, F., Habashi, W.G., "FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D," *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.2, pp. 239-247.
- [20] 2008, Cao, Y., Zhang, Q. and Sheridan, J., "Numerical Simulation of Rime Ice Accretions on an Aerofoil Using an Eulerian Method," *The Aeronautical Journal*, Vol.112, No.1131, pp.243-249.
- [21] 2010, Newmerical Technologies Inc., NTI Solutions User Manual.