

技術論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.146

결빙 풍동시험을 위한 스케일링 기법 연구

안영갑*, 명노신**

Scaling Methods for Icing Wind Tunnel Test

Young-Gab An* and Rho-Shin Myong**

ABSTRACT

In-flight icing remains as one of the most persistent hazards for aircraft operations. The effect of icing on aircraft performance and safety has to be evaluated during the development and airworthiness certification process. The scaling method is a procedure to determine the scaled test conditions in icing wind tunnels in order to produce the same result as when the reference model is exposed to the desired cloud conditions. In this study, a scaling program is developed to provide an easy-to-use tool to the aero-icing community. The Olsen and Ruff 4th methods are employed for this purpose and the velocity is calculated by matching the dimensionless Weber number. To validate the program, the results are compared with the NASA scaling results. The scaling examples based on FAR (Federal Aviation Regulation) Part 25 Appendix C are also presented. Finally, a validation study using a state-of-the-art icing simulation code FENSAP-ICE is presented.

초 록

비행 중 결빙은 항공기 운용에 위험한 상황을 초래하게 되며, 개발 및 감항 인증 과정 중 성능과 안전에 미치는 영향이 평가되어야 한다. 평가를 위한 결빙 풍동시험에서 스케일링 기법은 실제와 동등한 수집율과 결빙량이 모사되는 대체시험 조건을 결정하는 기법이다. 본 논문에서는 Olsen 및 Ruff-IV 기법과 무차원 Weber 수를 일치시켜 속도를 계산하는 방법을 적용하여 연구자들이 쉽게 이용할 수 있도록 스케일링 프로그램을 개발하였다. 동일조건에서 수행된 NASA 스케일링 결과와 비교하여 프로그램을 검증하였다. 또한 FAR Part 25 Appendix C를 적용한 스케일링 사례를 제시하고 결빙코드 FENSAP-ICE를 이용하여 스케일링 기법을 검증하였다.

Key Words : Icing Wind Tunnel Test(결빙풍동시험), Scaling Method(스케일링 기법), Collection Efficiency(수집율), Freezing Fraction(결빙비)

1. 서 론

대기의 구름에는 빙결온도 이하에서도 액체 상태인 작은 액적(Droplet)이 존재하며, 날개

† 2011년 10월 5일 접수 ~ 2012년 1월 13일 심사완료

* 국방기술품질원 사천센터

** 정희원, 경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

교신저자, E-mail : myong@gnu.ac.kr

경남 진주시 진주대로 501

표면과 충돌한 후 결빙을 생성하여 결과적으로 항공기의 양항비 등 주요 공력특성에 부정적인 영향을 미친다. 이를 평가하기 위한 실제 비행 시험은 고가의 비용이 소요되고, 감항 인증에서 요구하는 대기의 결빙조건을 원하는 시간과 장소에서 찾는 것은 매우 어렵다. 이러한 이유로 지상풍동을 이용한 결빙시험이 먼저 수행된다. 하지만 결빙시험에도 시험시설에 따라서 구현할 수 있는 LWC(Liquid Water Content), 모델 크기, MVD(Median Volume Diameter), 온도, 속

도 등의 제한사항이 존재하며, 감항인증 기준인 FAR Part 25 Appendix C에 규제된 영역 전부를 구현하는 것은 현실적으로 어렵다. 이러한 이유로 실제와 동등한 액적 수집율 (Collection Efficiency) 및 결빙량이 모사되는 대체시험 조건을 결정하는 결빙 스케일링 기법이 필요하다.

결빙 스케일링 법칙은 전통적인 공기역학 법칙인 레이놀즈 수(관성력/점성력), 마하 수(관성력/압력)외에 결빙에 관련된 독특한 변수인 수집율(Collection Efficiency), 액적의 관성, 액적의 표면장력(Weber 수), 결빙 증식 과정에서 에너지 균형 등이 추가로 존재하여 그 이해가 쉽지 않다. 현재까지 개발된 후퇴각이 없는 고정익에 관한 스케일링 기법들은 LWC, 모델 크기, MVD, 속도에 기초한 방식으로 Olsen은 LWC를 조절할 수 있는 스케일링 방법을 제시하였다[1]. 또한 시험설비의 크기가 제한되는 경우 이에 대한 스케일링 기법으로 Ingelman-Sundberg는 무빙(Rime Ice 또는 서리얼음)이나 우빙(Glaze Ice 또는 유리얼음) 특성이 형성되기 전 매우 짧은 노출 시간에 유효한 기법을 발표 하였다[2]. ONERA의 Charpin이나 Ruff 등은 에너지를 고려하여 복잡한 우빙에 적용할 수 있는 스케일링 기법을 제시하였다[3-5].

한편 결빙 인증 및 평가가 요구되는 항공기 개발 및 관련 기술에 관한 연구[6-10]가 국내에서도 활발히 진행 중에 있으나, 국내 항공기 개발 시 관련 시험시설과 기술, 경험 등의 부족으로 대부분 외국의 시험자료를 인용하거나 외국의 설비 및 기술을 이용하고 있는 실정이다. 이러한 공백을 채우기 위해 본 논문에서는 풍동시험을 위한 결빙 스케일링 기법을 확보하고 많은 연구자들이 쉽게 활용할 수 있는 스케일링 프로그램을 개발하고자 한다. 개발 프로그램은 Olsen 기법과 Ruff-IV 기법을 근간으로 하였으며, 축소모델 스케일링 후 발생하는 정체온도 증가 및 액적크기 축소 등에 대한 스케일링 기법을 추가하였다. 1차적인 검증은 NASA에서 수행된 스케일링 결과와 동일조건에서 동일한 스케일링 결과가 나타나는지를 비교하여 이루어졌다. 또한 결빙에 대한 감항인증 기준인 Appendix C 조건을 적용하여 스케일링 사례를 제시하고 결빙해석 전문 코드인 FENSAP-ICE를 이용하여 스케일링 전후 수집율, 결빙 두께 및 형상을 비교하였다.

II. 결빙상사성(Ice Accretion Similarity)

2.1 결빙두께

결빙의 양은 구름 속에 포함된 물의 양(LWC)과 날개 표면에 도달하는 양(수집율, Collection Efficiency)에 따라 달라지며, 표면에 도달한 물 중 결빙이 일어나는 비율(결빙비, Freezing Fraction)에 좌우된다. 낮은 온도에서 순간적으로 결빙이 일어나는 무빙의 경우, 표면에 도달한 물 전부가 결빙이 되고 결빙비는 1이다. 이때 결빙 두께 Δ 는 (1)식과 같다.

$$\Delta = \frac{LWC \cdot V\beta\tau}{\rho_i} \tag{1}$$

여기서 V, β, τ, ρ_i 는 공기속도, 수집율, 결빙시간, 얼음밀도를 각각 나타낸다. 결빙 스케일링은 날개 앞전 직경(d) 대비 결빙두께를 일치시켜야 하며, 아래의 (2)식과 같이 표현된다.

$$\left(\frac{LWC \cdot V\beta\tau}{\rho_i d} \right)_S = \left(\frac{LWC \cdot V\beta\tau}{\rho_i d} \right)_R \tag{2}$$

축적계수 A_c 를 아래의 (3)식과 같이 정의할 때 앞전 직경 대비 결빙두께는 축적계수와 수집율 β 를 일치시키면 동일하게 된다.

$$A_c = \frac{LWC \cdot V\tau}{\rho_i d} \tag{3}$$

비교적 높은 온도에서 날개표면에 도달한 물방울 중 일부가 결빙이 되지 않고 표면을 따라 후방으로 흐르는 우빙의 경우, 결빙비가 1 보다 작게 된다. 이 경우는 결빙비와 표면을 따라 흐르는 물의 동특성이 추가적으로 고려되어야 하며, 정체점(Stagnation Point)에서 결빙 두께에 관한 비는 (4)식과 같다.

$$\frac{\Delta_0}{d} = n_0 A_c \beta_0 \tag{4}$$

이 식에서 n_0, β_0 는 정체점 결빙비 및 수집율을 나타내며, 정체점 수집율과 정체점 결빙비를 일치한 상태에서 축적계수를 일치시키면 (5)식과 같이 결빙 시간비를 구할 수 있다.

$$\frac{\tau_S}{\tau_R} = \left(\frac{d_S}{d_R} \right) \left(\frac{V_S}{V_R} \right) \left(\frac{LWC_S}{LWC_R} \right) \tag{5}$$

날개형상은 동일한 비율로 축소함으로써 상사성이 확보되며, 공기 유동장의 상사성은 레이놀

즈 및 마하 수를 일치시켜야 한다. 하지만 결빙이 발생하는 날개 앞전에서는 경계층이 얇고 점성효과가 적으므로 레이놀즈 수를 무시할 수 있다. 또한 대부분의 결빙 현상은 마하 수가 비교적 낮은 영역에서 발생하므로 스케일링 기법 연구에서는 압축성 효과를 무시할 수 있다[11].

LWC를 조절하여 결빙비를 일정하게 유지하고 Appendix C 범위에서 액적 직경을 변경하여 시험을 수행한 결과[12], 액적의 직경이 결빙형상에 미치는 영향은 미미한 것으로 나타났다. 이 시험은 액적직경 변경에 따라 정체점 수집을 β_0 가 변경되어 $\beta_0 A_c$ 를 일정하게 유지한 상태에서 수행되었다. 따라서 시험설비에서 시험할 수 있는 최소 액적 크기가 정해져 있고, 이보다 작은 액적의 시험은 $\beta_0 A_c$ 와 n_0 를 동일하게 유지하면서 액적 크기를 크게 할 수 있다. 최종 결빙형상은 초기 결빙 형상보다 최종 조건에 관련이 되며[13], 초기 표면 재질에는 무관한 것으로 나타났다[14]. 또한 고도에 따른 압력변화는 결빙형상에 큰 영향이 없고 무시할 수 있거나 미소한 것으로 나타났다[15].

2.2 액적체적 및 수집율

액적의 궤적은 개별 액적이 표면에 충돌 되는지 여부를 결정하게 되며, 액적체적이 유사하여야 동등한 결빙 형상이 모사된다. 액적의 크기가 매우 작고 중량을 무시한 액적의 운동량 방정식은 무차원 액적위치 X 에 관한 (6)식과 같다[5, 16].

$$\frac{d^2 X}{d\theta^2} = \frac{C_D Re_{re}}{24K} \left(u - \frac{dX}{d\theta} \right), \quad K = \frac{\rho_w \delta^2 V}{18 d \mu_a} \quad (6)$$

여기서 $\theta, u, \rho_w, \mu_a, \delta$ 은 무차원 시간, 무차원 공기 속도, 물의 밀도, 공기의 점성계수, 액적크기를 나타낸다. 식 (6)에서 무차원 관성계수(Inertia Parameter) K 와 공기에 대한 액적 상대속도의 레이놀즈 수 Re_{re} 를 통합한 개조 관성계수(Modified Inertia Parameter) K_0 가 사용되면 아래 (7)식과 같이 표현된다[17].

$$K_0 = \frac{1}{8} + \frac{\lambda}{\lambda_{stock}} \left(K - \frac{1}{8} \right), \quad K > \frac{1}{8} \quad (7)$$

$$\frac{\lambda}{\lambda_{stock}} = (0.8388 + 0.001483 Re_s + 0.1847 \sqrt{Re_s})^{-1} \quad (8)$$

$$Re_\delta = \frac{V \delta \rho_a}{\mu_a} \quad (9)$$

개조 관성계수를 일치시켜 (10)식과 같이 스케일링 액적의 직경 δ_S 을 계산할 수 있다. ($\kappa = 0.38$)

$$\frac{\delta_S}{\delta_R} = \left(\frac{d_S}{d_R} \right)^{\frac{1}{2-\kappa}} \left(\frac{p_S}{p_R} \right)^{\frac{\kappa}{2-\kappa}} \left(\frac{V_S}{V_R} \right)^{\frac{-(1-\kappa)}{2-\kappa}} \left(\frac{T_S}{T_R} \right)^{\frac{-\kappa}{2-\kappa}} \quad (10)$$

날개 주위에서 크기가 작은 액적의 경우 날개 주위 공기 유선을 따라 흐르고 크기가 클수록 쉽게 충돌이 일어난다. 이러한 날개 영향이 없는 흐름에서 포함된 물의 양 대비 실제 표면에 충돌이 일어나는 물의 양의 비가 수집율이며, 정체점(Stagnation Point)에서 수집율은 (11)식과 같이 개조 관성계수의 함수이다[17].

$$\beta_0 = \frac{1.40(K_0 - \frac{1}{8})^{.84}}{1 + 1.40(K_0 - \frac{1}{8})^{.84}}, \quad K \leq 7.5 \quad (11)$$

받음각 변화에 의해 정체점 수집을 변화가 크지 않고 정체점 수집율(β_0)이 일치하면 결빙 영역 전체에서 수집율(β) 분포가 일치하는 것으로 나타났다[18]. 따라서 개조 관성계수를 일치시키게 되면 액적체적의 상사성과 전체 수집율의 상사성이 동시에 이루어진다.

2.3 결빙비

우빙은 결빙비를 추가적으로 일치시켜야 하며, 물의 증발, 결빙온도까지의 물 온도 상승, 결빙에 따른 잠열, 액적의 충돌에 따른 운동 에너지를 고려한 에너지 균형 방정식은 (12)식과 같다[11].

$$\begin{aligned} h_c \left(T_s - T_{st} - \frac{V^2}{2c_{p,a}} \right) + h_g \left[\frac{\frac{p_{ww}}{T_{st}} - \frac{p_{tot}}{T_{tot}} - \frac{p_w}{p_{st}}}{0.622 \frac{p_{tot}}{T_{tot}} - \frac{p_{ww}}{T_{st}}} \right] A_v + \\ \dot{m} c_{p,ws} (T_f - T_{st}) = \dot{m} n_0 A_f + \dot{m} \frac{V^2}{2} \quad (12) \end{aligned}$$

여기서 h_c, h_g, A_v, A_f 는 대류 열전달 계수, 기체 상태의 대류 물질전달 계수, 증발에 따른 잠열, 결빙에 따른 잠열을 나타낸다. 이 식을 단순화하기 위해 상대적 열계수(Relative Heat Factor) b , 공기의 에너지 전달변수(Energy Transfer Parameter) θ , 액적의 에너지 전달변수(Energy Transfer Parameter) ϕ 를 적용하면 정체점 결빙비 n_0 는 (16)식과 같다[11].

$$b = \frac{\dot{m} c_{p,ws}}{h_c} = \frac{LWC \cdot V \beta_0 c_{p,ws}}{h_c} \quad (13)$$

$$\theta = \left(T_s - T_{st} - \frac{V^2}{2c_{p,a}} \right) + \frac{h_g}{h_c} \left[\frac{\frac{p_{ww} - p_{tot} p_w}{T_{st}} - \frac{p_w}{T_{tot} p_{st}}}{\frac{1}{0.622} \frac{p_{tot}}{T_{tot}} - \frac{p_{ww}}{T_{st}}} \right] \Lambda_g \quad (14)$$

$$\phi = T_f - T_{st} - \frac{V^2}{2c_{p,ws}} \quad (15)$$

$$n_0 = \left(\frac{c_{p,ws}}{\Lambda_f} \right) \left(\phi + \frac{\theta}{b} \right) \quad (16)$$

NACA 0012 에어포일을 사용하여 시험한 결과[20,21], 결빙비가 결빙형상에 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다. 결빙비 변화가 수반되지 않는 온도 및 LWC 변화는 결빙형상에 큰 영향이 없고, 결빙비와 관계있는 상대적 열계수, 공기 및 액적의 에너지 전달변수 변화도 개별적으로는 큰 영향을 미치지 않는다. 정적온도가 결빙온도 이하이라도 정체온도가 물의 결빙온도 이상일 때, 앞전에 축적되는 결빙은 적게 되며 결빙온도 근처에서는 살얼음(Slushy) 상태가 된다. 이에 따라 앞전에서 결빙 두께가 적고 약간 후방에 뿔(Horn) 모양 구조가 생성된다[22]. 또한 정체온도가 결빙온도 보다 4~5°F 정도 낮아도 결빙형상의 차이가 있는 경우가 존재하는 것으로 알려져 있다[11].

2.4 물의 동특성

우빙은 표면에 따라 물이 후방으로 흐르는 물의 동특성이 고려되어야 하며, 이는 표면 장력, 속도, 모델크기에 관계된다[23]. 이를 고려한 상사성 계수가 Weber 수로서 물의 밀도(ρ_w)와 결빙형상과 관련된 일반적인 길이 L을 사용하는 Weber 수는 (17)식과 같으며, 이를 일치시켜 스케일링 속도를 (18)식과 같이 구할 수 있다.

$$We_L = \frac{V^2 L \rho_w}{\sigma_w/a} \quad (17)$$

$$V_s = V_R \sqrt{\frac{d_R}{d_s}} \quad (18)$$

액적크기를 사용한 Weber 수(스케일링 전 속도의 130% 속도), Water-Film 속도 및 두께를 사용한 Weber 수, 길이 L을 사용한 Weber 수, 해석적인 Water-Film 두께를 사용한 Weber 수를 일치시킨 속도와 Average-V Method(액적크기를 사용한 Weber 수 일치속도와 공기 레이놀즈수를 사용한 일치속도의 평균값)를 사용한 경우는 스케일링 속도가 스케일링 전 크기(Full Size)보다

크며 이 속도에서는 결빙형상이 잘 일치한다. 하지만 Heavy-Rain Water-Film 두께를 일치 시킨 속도(스케일링 전 속도의 81%속도) 및 스케일링 전 크기와 동일속도에서는 뿔 모양 각이 크게 나타났다고, 공기 레이놀즈 수 일치 속도에서는 속도가 너무 커서 뿔 모양 각이 작게 나타났다[11].

2.5 스케일링 기법

LWC×Time 기법[24]은 LWC 대체 시험 방법으로 단순히 축적계수를 일치시키는 방법이다. 에너지 균형은 단순하게 온도가 동일하게 하여 일치하는 것으로 가정하며 에너지 균형에서 LWC 효과는 무시한다. 이 방법에서는 개조관성계수는 동일하나 결빙비가 변한다. LWC 감소 시 결빙비가 증가하여 뿔모양 각 감소와 앞전 결빙두께가 증가하였다[20,21.] 따라서 에너지 균형을 단순히 온도를 일치시키는 것으로는 부적절하며, 무빙에 유용한 방법이다.

Olsen 기법[1]은 LWC×Time기법에서 결빙비를 일치시켜 온도를 계산하고 축적계수를 일치시켜 결빙시간을 결정하는 기법이다. LWC×Time 기법에 비해 복잡하지만, 우빙에 적용할 수 있고 결빙크기, 위치, 우빙 뿔 모양 각 및 Feather가 잘 일치하였다[20, 21].

Ingelman-Sundberg 기법[2]은 사용자가 축소 모델크기와 속도를 선택하고, 온도와 LWC는 스케일링 전 경우와 동일하게 설정한다. 결정된 축소 모델크기 및 속도에서 개조관성계수를 일치시켜 액적크기를 결정하며 결정된 LWC와 속도에서 축적계수를 일치시켜 결빙시간을 결정한다. 이 기법은 결빙비가 일치되지 못하고 임의로 결정된 속도 또한 결빙형상에 영향을 미치게 되어 무빙이나 우빙 특성이 형성되기 전 매우 짧은 결빙시간에 유효한 기법이다[11].

ONERA 기법[3,4]은 온도 및 압력 조절이 되지 않는 풍동을 대상으로 개발되었으며, 비압축성 에너지 균형 방정식에서 정체압력 및 정체온도는 시험설비 내부 시험부에서 측정하여 대입하고 정체점 결빙비 및 상대적 열계수를 일치시킨 관계식을 이용하여 스케일링 속도를 계산한다. 액적크기는 개조관성계수를 일치시켜 계산하고 LWC는 상대적 열계수를 일치시켜 계산한다. 이 기법은 일반적으로 스케일링 속도가 스케일링 전 속도보다 낮게 되며, Weber 수를 일치시켜 계산하는 방향으로 개선이 필요하다[11].

Ruff(AEDC)[5]의 I 기법은 개조관성계수와 축적계수, II 기법은 개조관성계수, 축적계수, 결빙

비, III 기법은 개조관성계수, 축적계수, 결빙비, 상대적 열계수, IV 기법은 개조관성계수, 축적계수, 결빙비, 공기 에너지 전달계수, 액적 에너지 전달계수를 일치시키는 방법이다. Ruff-IV 기법은 먼저 사용자가 모델 크기 및 속도를 지정하고 정적온도는 액적의 에너지 전달계수를 일치시켜 계산한다. 고도 모사(압력조절)가 가능한 풍동에서 정적압력은 공기의 에너지 전달계수를 일치시켜 계산한다. 압력조절이 되지 않는 풍동에서는 시험부가 외부가 연결되어 있어 정체압력은 외기압력으로 계산하고 정적압력을 정체 압력 및 속도로부터 계산한다[20, 21]. 기타 액적 크기는 개조관성계수, LWC는 결빙비, 결빙시간은 축적계수를 일치시켜 계산한다. Ruff-IV 기법은 결빙형상이 잘 일치하고 가장 널리 이용되고 있으나, 속도가 결빙형상에 미치는 영향은 고려되지 않은 방법이다[11]. 스케일링 후 정체온도가 27°F 보다 높을 때는 정적온도를 조절하여 정체온도를 낮추어야 하며 결빙비가 일치하도록 LWC를 결정하고 최종적으로 결빙시간은 축적계수를 일치시켜 결정한다. 관성계수가 1/8 미만인 액적은 날개 표면에 도달되지 않고 또한 15 μ m 보다 작은 액적이 결빙 형상에 미치는 영향에 대해 시험이 이루어지지 않았으므로 이 보다 작은 액적 크기는 스케일링이 필요하다. 액적크기는 결빙형상에 직접적으로 미치는 영향이 없으나, 정체점 수집을 통해 결빙비에 영향을 주므로 온도조절을 통해 결빙비를 일치시켜야 한다. 또한 정체점 수집율이 증가하므로 $\beta_0 A_c$ 를 일치시킬 수 있도록 결빙시간을 조절해야 한다. 고도에 따른 압력변화는 결빙 형상에 큰 영향이 없고 무시할 수 있다[11].

2.6 불확정도 및 스케일링 제한사항

스케일링 시 상사성 계수를 정확히 일치시킬 수 없지만 결빙비와 축적계수는 $\pm 10\%$ 이내로 일치시켜야 한다. 속도변화에 대해 결빙형상의 영향은 결빙비와 축적계수 만큼 민감하지는 않지만, 길이 L을 사용한 Weber 수 We_L 은 $\pm 15\%$ 이내로 일치되어야 한다[25]. 모델크기를 축소하면 액적크기는 작아지고 속도는 증가하게 된다. 시험설비에 따라서 교정 가능한 최소액적크기와 최대속도의 제한이 있으며, 액적의 크기가 너무 작으면 표면에 충돌이 일어나지 않을 수 있다. 반면 속도가 크면 결빙형상 손상과 압축성 효과를 고려해야 한다. 이러한 제한사항을 고려할 때 축소비는 현실적으로 1/4이하로 하기 어렵다[11].

III. 스케일링 프로그램 개발

3.1 시험설비 및 국내사업 사례

국내에는 현재 결빙 풍동시험 설비가 없으며, 외국에 많이 사용되고 있는 시험설비는 NASA의 IRT(Icing Research Tunnel), 미국 Boeing BRAIT, 이태리 CIRA (Centro Italiano Ricerche Aerospaziali) IWT(Icing Wind Tunnel) 등이며, 제원은 Table 1과 같다.

LWC는 사용된 노즐 및 분사속도에 따라 차이가 있고 액적크기에 따라서도 변한다. 이러한 특성으로 시설 설비마다 주기적으로 LWC를 교정하여 사용하고 있다. Fig. 1과 같이 시험설비에 따라 LWC의 시험가능 범위의 제한이 있으며 LWC 스케일링이 요구된다.

국내에서 개발 중에 있는 중고도 무인기의 경우, 주 날개 크기 고려 시 에어포일 단면별로 2차원 형상에서 시험을 수행해야 한다. V-Tail의 경우, NASA IRT 및 CIRA IWT에서는 실제 크기에

Table 1. Summary of icing wind tunnels

	Dimension of test section (ft)	Velocity (mph)	Pressure (bar)
NASA IRT	6×9 (uniform ice cloud : 4.5×6) length : 20	58~402	-
Boeing BRAIT	4×6 (uniform ice cloud : 3×4)	~290	-
CIRA IWT	7.7×7.3, length : 23 (Main)	~311	0.39
	7.7×3.7, length : 16 (Secondary)	~532	~1.45

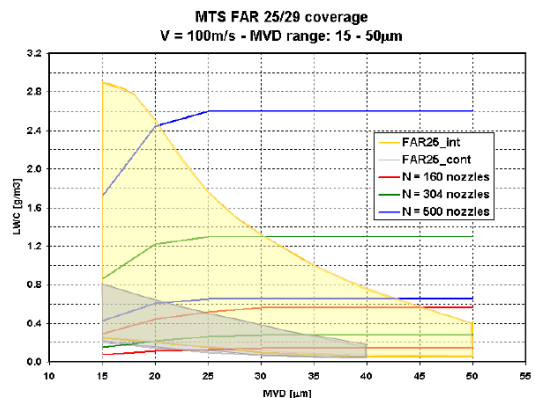


Fig. 1. CIRA IWT

대해 시험이 가능하고, Boeing BRAIT 경우에는 1/2 축소 크기로 시험이 가능하다. 민수용으로 개발 중에 있는 KC-100 경우 스패 길이 37ft, 최대 시위길이 11.3ft 정도로 1/2 축소 스케일링이 요구된다. 이처럼 시험설비 및 항공기에 따라 모델 크기의 스케일링도 요구된다.

3.2 프로그램 개발

LWC 스케일링 프로그램은 Olsen 기법을 적용하였으며, 사용자가 시험설비에 맞게 LWC를 선정할 다음 선정 LWC로 1차 계산을 수행한다. LWC를 크게 하면 결빙비가 낮아지게 되며, 정적온도를 낮추어 결빙비를 일치시킨다. 이 온도의 추정은 초기 1차 계산값과 5도를 낮추어 2차 계산 값을 이용하여 (19)식과 같이 선형 외삽법을 사용하여 추정한다.

$$T_{st,S} = T_{st,S1} + \frac{n_{0,R} - n_{0,S1}}{n_{0,S2} - n_{0,S1}} (T_{st,S2} - T_{st,S1}) \quad (19)$$

(19)식에서 정체점 결빙비는 (13)-(16)식을 이용하여 구한다. (14)식에서 대류열전달계수 h_c 는 아래 식과 같이 구한다[26].

$$h_c = \frac{k_a Nu_a}{d} \quad (20)$$

공기 Nusselt 수 Nu_a 및 Prandtl 수 Pr_a 는 아래 식으로 결정한다.

$$Nu_a = 1.14 Pr_a^{0.4} Re_a^{0.5} \quad (21)$$

$$Pr_a = \frac{c_{p,a} \mu_a}{k_a} \quad (22)$$

(15)식에서 기체상태 물질전달계수 h_g 는 (23)식과 같이 구한다[27].

$$h_g = \frac{h_c}{c_{p,a}} \left(\frac{Pr_a}{Sc_a} \right)^{0.67} \quad (23)$$

공기 Schmidt 수 Sc_a 는 아래 식으로 결정한다.

$$Sc_a = \frac{\mu_a}{\rho_a D_v} \quad (24)$$

이상의 식에 의해 계산을 수행한 후 결빙비가 10% 이내로 일치되는지와 정체온도가 27°F 보다 낮은지 여부를 확인한다. 결빙시간은 축적계수를 일치시켜 (25)식으로 계산한다.

$$\tau_s = A_{c,R} \frac{d_s \rho_i}{LWC_S V_S} \quad (25)$$

Figure 2는 이상의 방법에 의해 개발된 LWC 스케일링 프로그램을 보여준다.

모델 크기 스케일링 프로그램은 결빙형상이 잘 일치하고 가장 널리 이용되고 있는 Ruff-IV 기법을 적용하였다. 속도는 단순하지만 결빙 형상이 잘 일치하는 길이 L을 사용한 Weber 수를 일치시키는 방법을 사용하였고, 고도 모사 기능이 없는 시험설비로 가정하였다. 먼저 사용자가 앞선 직경을 선정하고 속도는 Weber 수 We_L 을 일치시켜 (18)식에 의해 계산한다. 외기온도는 액적 에너지 전달계수 ϕ 를 일치시켜 (26)식과 같이 구한다.

$$T_{st,S} = T_f - \phi_R - \frac{V_s^2}{2c_{p,ws}} \quad (26)$$

스케일링 전 형상에 대한 액적 에너지 전달계수 ϕ_R 은 (16)식에 의해 구한다. 정적압력은 아래 식과 같이 구하며 정체압력은 대기압으로 가정한다.

$$p_{st} = \frac{p_{tot}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (27)$$

액적의 크기는 개조관성계수를 일치시켜 유도된 (10)식을 이용하여 1차 계산을 수행한다. 개조

LWC Scaling for Icing Test in Wind Tunnel			
	Reference	Scale	
Total 압력(psia)	14.5	14.5	
정적온도(°F)	19.6	10.3	
Leading Edge 직경(in)	1.14	1.14	
속도(mph)	200.0	200.0	
LWC(g/m ³)	0.25	0.60	
MVD(μm)	20	20.0	
결빙시간(min)	25	10.4	
축적계수	1.27	1.27	0.0 %
개조관성계수	1.38	1.38	0.2 %
관성계수	4.09	4.15	
Relative Heat Factor	0.16	0.39	
공기 Reynolds Number	190873.2	197466.6	
액적 Energy Transfer Parameter	10.68	19.97	
공기 Energy Transfer Parameter	12.41	25.69	
Total 온도(°F)	26.8	17.5	
정체점 결빙비	0.60	0.60	0.8 %

Fig. 2. LWC scaling program

관성계수를 일치시키기 위해 액적 크기의 2차 추정
 정은 단순 개조관성계수의 비에 의해 (28)식과
 같이 구한다.

$$\delta_{s2} = \delta_{s1} \left(\frac{K_{0,R}}{K_{0,S1}} \right) \tag{28}$$

여기에서 개조관성계수는 (7)-(9)식에 의해 구
 한다. 정체점에서 수집율은 구해진 개조관성계수
 를 이용 (11)식에 의해 구한다. 액적 크기의 3차
 추정은 선형 외삽법을 사용하여 (29)식과 같이
 계산을 수행한 후, 개조관성계수가 10% 이내로
 일치되는지 확인한다.

$$\delta_{s3} = \delta_{s1} + (\delta_{s2} - \delta_{s1}) \left(\frac{K_{0,R} - K_{0,S1}}{K_{0,S2} - K_{0,S1}} \right) \tag{29}$$

LWC는 결빙비를 일치시키기 위해 변경되며
 스케일링 전 LWC와 동일하게 하여 1차 계산을
 수행한다. 2차 추정은 단순 결빙비의 비에 의해
 아래 식으로 구한다.

$$LWC_{s2} = LWC_{s1} \left(\frac{n_{0,S1}}{n_{0,R}} \right) \tag{30}$$

정체점 결빙비는 LWC 스케일링 시와 같이
 (13)-(16)식에 의해 구한다. LWC의 3차 추정은
 선형 외삽법을 사용하여 아래 식으로 계산한다.

$$LWC_{s3} = LWC_{s1} + (LWC_{s2} - LWC_{s1}) \left(\frac{n_{0,S1} - n_{0,R}}{n_{0,S1} - n_{0,S2}} \right) \tag{31}$$

결빙시간은 축적계수를 일치시켜 LWC 스케일
 링 경우와 같이 (25)식에 의해 계산한다. 이상에
 방법에 따라 개발된 크기 스케일링 프로그램을
 Fig. 3에 나타내었다.

스케일링 후 정체온도 상승에 대해서 사용자
 가 정체온도를 27°F 아래로 되도록 정적온도를
 조절하고, 정적온도가 감소하면 결빙비가 증가하
 므로 LWC를 조절하여 결빙비를 일치시킨다. 조
 절된 LWC로 1차 계산을 수행 후 2차 추정은 단
 순 결빙비의 비에 의해 (30)식과 같이 구한다. 3
 차 계산은 선형 외삽법을 사용하여 (31)식과 같
 이 계산하고 결빙비가 10% 이내로 일치되는지
 확인한다. 결빙시간은 축적계수를 일치시켜 (25)
 식에 의해 계산한다.

액적크기 스케일링 프로그램은 사용자가 액적
 크기를 시험설비에 맞게 선택하고 액적크기가 증
 가하면 정체점 수집율이 증가하므로 $\beta_0 A_c$ 를 일
 치시키기 위해 (32)식에 의해 결빙시간을 조절한
 다.

Size Scaling for Icing Test in Wind Tunnel			
	Reference	Scale	
Total 압력 (psia)	14.5	14.5	
정적온도(°F)	5.8	3.5	
Leading Edge 직경(in)	1.14	0.33	
속도(mph)	150	277.7	
LWC(g/m ³)	1.00	1.06	
MVD(μm)	40	14.4	
결빙시간(min)	15.1	2.3	
축적계수	2.29	2.29	0.0 %
개조관성계수	3.35	3.35	0.0 %
관성계수	12.55	10.34	
Relative Heat Factor	0.70	0.56	
공기 Reynolds Number	154145.9	78118.0	
액적 Energy Transfer Parameter	25.24	25.24	
공기 Energy Transfer Parameter	34.86	28.01	
Total 온도(°F)	9.8	17.3	
정체점 결빙비	0.53	0.53	0.1 %

Fig. 3. Size scaling program

$$\tau_s = \left(\frac{\beta_{0,R}}{\beta_{0,S}} \right) A_{c,R} \frac{d_s \rho_i}{LWC_S V_S} \tag{32}$$

액적크기가 증가하면 결빙비가 감소하므로 결
 빙비를 일치시키기 위해 정적 온도를 조절한다.
 초기 스케일링 전 정적온도와 동일하게 하여 1차
 계산을 수행 후 2차 계산은 정적 온도를 5도 낮
 추어 2차 계산을 수행한다. 정적온도의 3차 추정
 은 선형 외삽법을 사용하여 (19)식과 같이 계산
 한다. 이 식에 의해 추정된 정적온도로 계산을
 수행 후 결빙비가 10% 이내로 일치되는지와 정
 체온도가 27°F 보다 낮은지 여부를 확인한다. 정
 체온도와 액적크기의 동시 스케일링이 필요한 경
 우는 사용자가 먼저 정적온도 및 액적크기를 조
 절하고 LWC를 조절하여 결빙비를 일치시킨다.
 LWC를 일치시키는 방법은 크기 스케일링 프로
 그램의 LWC를 조절방법과 동일하며 결빙비가
 10% 이내로 일치되지 않을시 선형 외삽법으로 4
 차, 5차, 6차, 7차 계산을 수행한다. 액적크기가
 증가하면 정체점 수집율이 증가하므로 $\beta_0 A_c$ 를
 일치시키기 위해 (32)식에 의해 결빙시간을 조절
 한다.

3.3 프로그램 검증 및 스케일링 적용

본 연구에서 개발한 프로그램을 NASA의 스케
 일링 결과[11]와 비교하여 검증하였다. LWC 스

케일링(Fig. 2) 및 크기 스케일링(Fig. 3)의 결과는 Table 2, 3의 NASA 스케일링 결과와 일치한다.

개발된 프로그램을 사용하여 감항인증 기준인 FAR Part 25 Appendix C 결빙 조건 중 14°F 온도조건의 층운 4개, 적운 8개 경우를 선정하여

NACA 0012 에어포일에 대한 스케일링을 수행하였다. 이중 8개 조건에 대해 상용 결빙 해석코드인 FENSAP-ICE[28]를 이용하여 스케일링 전후 수집율과 정체점 결빙두께, 결빙 형상을 비교하였으며, Table 4, 5 및 Fig. 4~6에 나타내었다. 정체점 수집율은 스케일링 시 계산된 수집율과

Table 2. NASA LWC scaling results

	c in	V mph	τ min	T_{st} °F	δ μm
Reference	36	200	25.0	19.6	20.0
Scaling	36	200	10.4	10.0	20.0
	LWC g/m ³	K_0	A_c	n_0	Total Temp.°F
Reference	0.25	1.38	1.26	0.598	26.8
Scaling	0.60	1.38	1.26	0.598	17.2

Table 3. NASA size scaling results

	c in	V mph	τ min	T_{st} °F	δ μm
Reference	36	150	15.1	5.8	40.0
Scaling	10.5	277	2.3	3.5	14.4
	LWC g/m ³	K_0	A_c	n_0	Total Temp.°F
Reference	1.00	3.35	2.29	0.518	9.8
Scaling	1.05	3.35	2.29	0.518	17.3

Table 4. Scaling results

Case	c in	V mph	τ min	T_{st} °F	δ μm	LWC g/m ³
C3	21	212.0	7.0	14	25	0.31
C3L	21	212.0	2.2	-7.4	25	1.00
I6	21	212.0	7.0	14	40	0.52
I6L	21	212.0	3.6	5.4	40	1.00
C4	21	235.6	7.0	14	30	0.22
C4ST	10.5	333.2	1.9	5.0	16.7	0.28
I4	21	235.6	7.0	14	30	1.03
I4ST	10.5	333.2	1.9	5.0	16.7	1.34
I7	21	235.6	7.0	14	45	0.39
I7ST	10.5	333.2	2.1	6.0	24.9	0.46
I1	21	223.0	7.0	14	15	2.50
I1LT	21	223.0	12.9	18.0	15	1.35
C2	21	235.6	7.0	14	20	0.43
C2SM	10.5	333.2	2.2	7.2	15	0.45
I2	21	235.6	7.0	14	20	2.23
I2SM	10.5	333.2	1.7	7.2	40	2.60

C : stratiform, I : cumulus, S : model size, M : droplet size, L : LWC, T : temperature scaling

Table 5. Results by FENSAP-ICE code

Case	Scaling results				FENSAP-ICE	
	K_0	A_c	n_0	β_0	β_0	Thick-ness (mm)
C3	3.38	0.80	0.80	0.79	0.7961	7.5
C3L	3.39	0.80	0.78	0.79	0.7961	7.5
I6	6.96	1.34	0.48	0.88	0.8806	11.7
I6L	6.96	1.34	0.48	0.88	0.8806	11.7
C4	4.77	0.63	0.88	0.84	0.8381	6.5
C4ST	4.78	0.62	0.93	0.84	0.8351	6.0
I4	4.77	2.95	0.28	0.84	0.8402	18.9
I4ST	4.78	2.95	0.31	0.84	0.8373	18.0
I7	8.86	1.12	0.52	0.90	0.9011	10.4
I7ST	8.87	1.11	0.56	0.90	0.8988	10.4
I1	1.59	6.78	0.21	0.66	0.6672	26.4
I1LT	1.58	6.78	0.20	0.66	0.6669	26.4
C2	2.56	1.23	0.55	0.75	0.7530	9.8
C2SM	4.04	1.14	0.57	0.82	0.8167	9.9
I2	2.56	6.39	0.20	0.75	0.7530	27.9
I2SM	18.28	5.05	0.20	0.94	0.9449	28.9

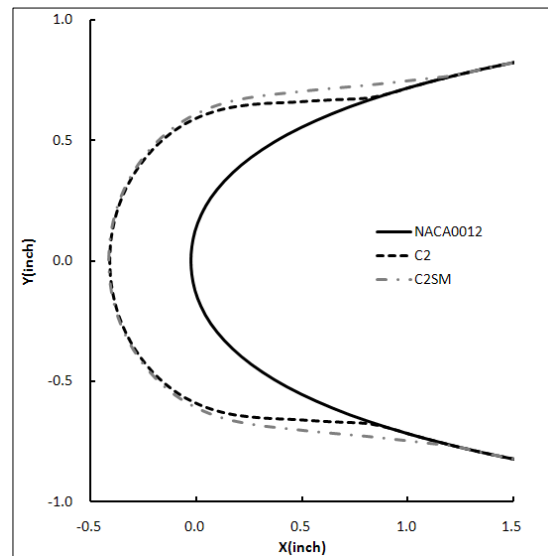


Fig. 4. Comparison of ice shapes after scaling (stratiform C2)

일치하였다. 정체점에서서의 결빙두께 또한 스케일링 전후에 대해 일치하는 것으로 나타났으며, 전체적인 결빙형상이 매우 유사하였다.

일반적으로 결빙형상은 Fig. 4~6과 같은 완만한 곡면을 갖는다. 반면 Table 6에서 고려된 우빙조건의 경우 복잡한 뿔 모양의 결빙이 생성된다. Fig. 7에 스케일링 전후 형상을 비교하였는데, Fig. 4~6과 유사한 경향을 보여주었다.

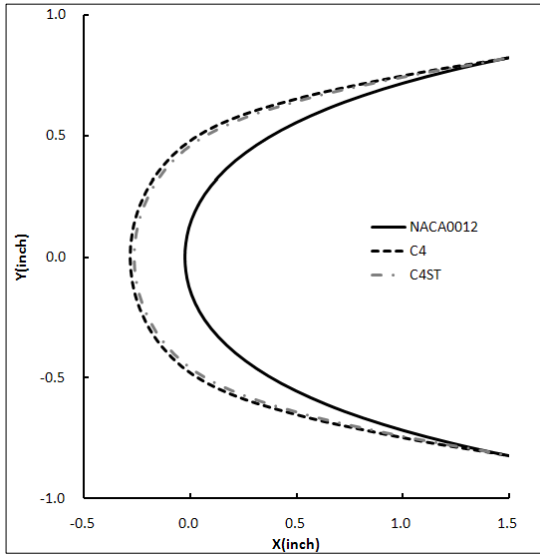


Fig. 5. Comparison of ice shapes after scaling (stratiform C4)

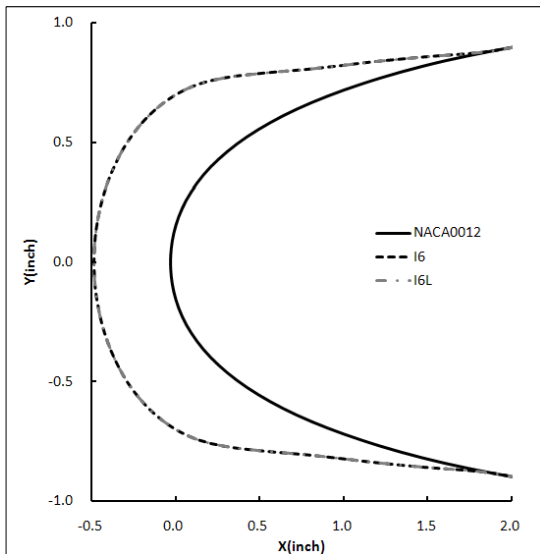


Fig. 6. Comparison of ice shapes after scaling (cumulus I6)

Table 6. LWC scaling results (horn)

Case	c in	V mph	τ min	T_{st} °F	δ μm	LWC g/m^3
S3	21	230.0	7.0	18	20	0.55
S3L	21	230.0	1.9	6.1	20	2.00

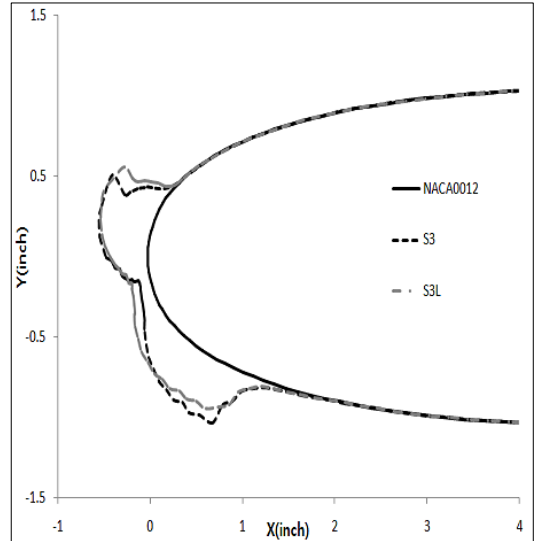


Fig. 7. Comparison of ice shapes after scaling (horn)

IV. 결 론

본 논문에서는 풍동을 이용한 결빙시험의 스케일링 기술을 확보하고 많은 연구자들이 쉽게 활용할 수 있는 스케일링 프로그램을 개발하였다. LWC에 대한 대체 시험방법은 Olsen 기법을 사용하였고, 축소모델 시험 방법은 Ruff-IV 기법을 사용하였다. 속도는 Weber 수를 일치시키는 기법을 사용하였고, 축소모델 스케일링 후 발생하는 정체온도 증가나 액적크기의 시험설비가 용범위 초과 시에 대한 스케일링 기법을 추가하였다.

프로그램의 검증은 NASA에서 수행한 스케일링 결과와 비교하였으며, 동일한 스케일링 결과가 나타났다. FAR Part 25 Appendix C에 나타난 우빙 조건에 대해 스케일링 사례를 제시하였다. 또한 결빙코드 FENSAP-ICE를 활용한 해석을 통해 정체점 결빙두께의 차이가 일부 존재하나, 수집율 및 결빙 형상은 정성적으로 매우 유사한 경향을 나타내는 것을 확인하였다.

본 논문에서는 후퇴익이 없는 고정익의 날개의 FAR Part 25 Appendix C에 나타난 MVD가 $50\mu\text{m}$ 이하 조건을 주로 다루었다. 하지만 MVD가 $50\mu\text{m}$ 보다 큰 초 냉각 대형 액적 (Super cooled Large Droplet)으로 인한 사고 사례가 보고되어, 액적의 튀김 (Splashing), 변형 (Deformation), 분할 (Breakup) 등 새로운 효과가 고려된 스케일링 프로그램 개발이 요구 된다. 또한 액적의 충돌형태 영향에 따른 수집율 변화가 추가적으로 고려되어야 하는 후퇴익과 로터 후류의 복잡한 간섭으로 인한 액적의 충돌형태 및 결빙증식에 영향을 고려한 회전익 로터 블레이드의 스케일링 프로그램 개발이 요구된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단 중점연구소사업(NRF 2011-0031383) 및 2011년도 경상대학교 연구년제 연구교수 연구지원비에 의하여 수행되었으며, 지원에 감사드립니다. 또한 FENSAP-ICE 코드를 이용한 검증에 많은 도움을 준 안국빈 경상대 대학원생에게 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Olsen, W. and Newton, J., "Experimental and Analytical Evaluation of Existing Icing Scaling Laws," Unpublished Draft of NASA Technical Memorandum, 1986.
- 2) Ingelman-Sundberg, M., Trunov, O. K., and Ivaniko, A., "Methods for Prediction of the Influence of Ice on Aircraft Flying Characteristics," Swedish-Soviet Working Group on Flight Safety, 6th Meeting, Report No. JR-1, 1977.
- 3) Charpin, F. and Fasso, G., "Icing Testing in the Large Modane Wind Tunnel on Full Scale and Reduced Scale Models," NASA TM-75373, 1979.
- 4) Armand, C., Charpin, F., Fasso, G. and LeClere, G., "Techniques and Facilities Used at the ONERA Modane Centre for Icing Tests," AGARD-AR-127, Appendix A6, 1978.
- 5) Ruff, G. A., "Analysis and Verification of the Icing Scaling Equations," AEDC-TR-85-30, Vol 1 (Rev), 1986.

- 6) 정성기, 명노신, 조태환, "항공기 결빙 예측을 위한 Eulerian 기반 액적 충돌 및 결빙 증식 코드," 한국전산유체공학회지, 15권 2호, 페이지 71-78, 2010.
- 7) 정성기, 이창훈, 신성민, 명노신, 조태환, 정훈화, 정재홍, "KC-100 항공기의 표면발생 Icing 형상 및 공력 영향성 연구," 한국항공우주학회지, 38권 6호, 페이지 530-536, 2010.
- 8) Jung, S. K., Shin, S., Myong, R. S., 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, No. 3, pp. 703-711, 2011.
- 9) 정성기, 이창훈, 나그드위 수리야칸트, 명노신, 조태환, "효율적 결빙 시험을 위한 절단 익형 형상 연구," 한국항공우주학회지, 39권 6호, 페이지 481-486, 2011.
- 10) 손찬규, 오세종, 이관중, "자가 조직도와 분산분석을 활용한 결빙 형상과 외기 조건의 관계 분석," 한국항공우주학회지, 39권 8호, 페이지 689-701, 2011.
- 11) Anderson, D. N., "Manual of Scaling Methods" NASA/CR-2004-212875, 2004.
- 12) Chen, S. C., "GLC 305 Icing Studies in NASA Glenn IRT," 1998.
- 13) Anderson, D. N., Shin, J., "Characterization of Ice Roughness from Simulated Icing Encounters," AIAA-97-0052 & NASA TM 87184, 1997.
- 14) Hansman, R. J., Jr., Turnock, S. R., "Investigation of Surface Water Behavior During Glaze Ice Accretion," J. Aircraft, Vol. 26, No. 2, pp. 140-147, 1989.
- 15) Bartlett, C. S., "Icing Scaling Considerations for Aircraft Engine Testing," AIAA-88-0202, 1988.
- 16) Bragg, M. B., "A Similarity Analysis of the Droplet Trajectory Equation," AIAA J., Vol. 20, No. 12, pp. 1681-1686, 1982.
- 17) Langmuir, I., Blodgett, K. B., "A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories," Army Air Forces Technical Report No. 5418, 1946.
- 18) Wright, W. B., "Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code, LEWICE 1.6," NASA CR 198355, 1995.
- 19) Messinger, B. L., "Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a

Function of Airspeed," J. Aeron. Sci., Vol. 20 No. 1, pp. 29-42, 1953.

20) Anderson, D. N., "Methods for Scaling Icing Test Conditions," AIAA-95-0540 & NASA TM 106827, 1995.

21) Anderson, D. N., "Further Evaluation of Traditional Icing Scaling Methods," AIAA-96-0633 & NASA TM 104140, 1996.

22) Anderson, D. N., Ruff, Gary, A., "Evaluation of Methods to Select Scale Velocities in Icing Scaling Tests," AIAA-99-0244, 1999.

23) Bilanin, A. J., Anderson, D. N., "Ice Accretion with Varying Surface Tension,"

AIAA-95-0538 & NASA TM 106826, 1995.

24) Anderson, D. N. and Ruff, G. A., "Scaling Methods for Simulating Aircraft In-Flight Icing Encounters," NASA TM 107538, 1997.

25) Anderson, D. N., "Acceptable Tolerances for Matching Icing Similarity Parameters in Scaling Applications," AIAA-2001-0832, 2001.

26) McAdams, W. H., Heat Transmission, McGraw-Hill, New York, 1954.

27) Kreith, F., Principles of Heat Transfer, International Textbook Co., Scranton, 1958.

28) NTI Solutions User Manual, Newmerical Technologies International, 2008.