

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.6.481

## 효율적 결빙 시험을 위한 절단 익형 형상 연구

정성기\*, 이창훈\*\*, 나그드위 수리아칸트\*\*\*, 명노신\*\*\*, 조태환\*\*\*

## A Study on Truncated Flapped Airfoil for Efficient Icing Wind Tunnel Test

Sung-Ki Jung\*, Chang-Hoon Lee\*\*, Suryakant Nagdewe\*\*\*, Rho-Shin Myong\*\*\* and Tae-Hwan Cho\*\*\*

## ABSTRACT

The evaluation of supercooled water droplet impingement characteristics of full-scale aircraft components in wind tunnels under icing conditions has been severely limited by the relative size of the component and the test facility. The concept of truncated airfoil sections has been suggested in order to extend the operational range of icing tunnels. With proper deflection of the small trailing-edge flap on the truncated airfoil the local pressure distribution may remain very close to that of the full-scale airfoil. In this study the shape of a truncated flapped airfoil is investigated for various deflection angles. To validate the truncated flapped airfoils, air flow and collection efficiency over the truncated airfoil are compared with the results of the full-scale airfoil obtained from the state-of-the-art icing simulation code.

## 초 록

결빙 관련 풍동 시험은 과냉각된 액적과 모델의 상사성을 고려하여 실제 크기 모델에 대해 풍동 시험이 이루어져야 하나 풍동 시험장의 공간적 제한으로 전기체에 대한 항공기 결빙은 제한적 혹은 항공기 구성품 단위별로 풍동 시험이 수행된다. 제한된 공간의 결빙 풍동 시험장에서 전기체 형상과 유사한 축적율과 결빙 영역을 조사하기 위해 본 연구에서는 일차적으로 실제 크기의 익형에 대해 Truncated Flapped 개념을 적용하였다. Flap의 변위각에 따른 압력 분포와 축적율의 경향성을 실제 크기의 익형과 Truncated Flapped 익형을 비교한 결과 정량적, 정성적으로 매우 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다.

**Key Words** : Icing Wind Tunnel Test(결빙 풍동 시험), Truncated Flapped Airfoil(절단 플랩 익형), Collection Efficiency(축적율), MVD(평균액적크기), LWC(액적량)

## 1. 서 론

항공기 안전성 위협 인자 중 과냉각 액적은 항공기 표면에 얼음층을 형성하며, 이를 제거하기 위해 제빙 및 방빙 장치가 요구된다. 항공기가 결빙 영역을 비행시 제빙 및 방빙 장치가 적합한 위치에 장착되어 있지 않거나 오작동으로 인해

† 2011년 4월 6일 접수 ~ 2011년 5월 20일 심사완료

\* 정희원, 경상대학교 항공우주시스템공학과

\*\* 정희원, LG 전자

\*\*\* 정희원, 경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

교신저자, E-mail : myong@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900

항공기 표면에 결빙이 발생하면 이는 항공기 외부 형상변화와 직결된다. 이로 인해 공기역학적 관점에서 항공기 고유의 최대양력 및 실속속이 감소하며, 항력이 증가하는 등 항공기 안전성에 직접적인 위협 인자가 된다[1]. 또한 고정익기의 경우 추진효율 감소, 안테나 진동 및 트림특성의 변화를 포함한 공력 및 조종 안정성에 부정적인 영향을 끼치게 되며, 이착륙 시 실속 여유, 상승률 감소 및 수평미익의 Pitch-Over 등이 발생한다. 특히 Flap이 장착된 날개의 경우, Flap down 시 결빙은 주날개 앞전과 Flap에 결빙이 발생하며 항공기 안전성을 위해 반드시 결빙 위치 및 영향성이 조사되어야 한다[2]. 결빙으로 인한 공력특성의 영향은 AOPA(Aircraft Owners and Pilots Association)의 1990~2000년 사이 미국에서 발생한 항공기 사고 조사 결과에 따르면, 전체 3230건 중 388건 (12%)이 결빙으로 인해 발생하였으며, 그 중 203건 (52%)이 엔진 흡입구, 152건 (40%)이 외부 구조물에 발생한 결빙과 관련이 있는 것으로 조사되었다. 결빙으로 인한 항공기 운항 안전성에 관련된 사항은 FAR Part 23 Section 1419 Ice Protection, Advisory Circular 135-9, 91-51A에서 인증절차를 명시하고 있는데, 개발 항공기를 FAR Part 25 Appendix C의 결빙이 발생할 수 있는 비행영역에서 결빙 상태로 최대 45분 동안 안전하게 운용할 수 있음을 해석 및 시험을 통해 증명되어야 한다[3].

항공기 표면에 발생하는 결빙은 대상 모델의 크기, LWC (Liquid Water Contents), MVD (Mean Volume Diameter), 대기 온도, 마하수 및 받음각에 의해 결빙 위치 및 형상이 결정된다. 일반적인 풍동 시험의 경우 일반적으로 축소 모델을 적용하여 모델에 대한 공력 특성을 분석하나 결빙 관련 풍동 시험의 경우 축소 모델을 적용한 시험은 제한적이다. 결빙 풍동시험은 모델의 크기에 대한 엄밀한 상사성 적용이 요구되는데 축소모델을 적용할 경우 대류, 전도, 승화, 증발, Latent Heat Exchange과 Surface Heat Flux 등의 형상에 의존적인 상사 법칙을 만족하는 것이 상대적으로 난해하여 일반적인 풍동 시험을 통한 결빙 해석에 어려움이 있다[4-6]. 그러므로 실제 크기의 형상에 대한 결빙 풍동시험을 수행해야 하며 이때 풍동 시험장의 공간적 제한으로 전기체 형상에 대한 풍동시험의 어려움에 직면한다. 본 연구에서는 제한된 공간의 결빙풍동 시험장에서 전기체 형상과 유사한 경향을 나타내는 축적율 (Collection Efficiency)과 액적이 표면에 충돌하는 영역 등을 조사하기 위해 Truncated

Flapped 익형에 대한 형상 연구를 수행하였다. Truncated Flapped 익형은 익형의 앞전은 실제 크기의 익형과 동일한 크기 및 형상이나 익형의 전체 길이는 익형의 특정 지점을 기준으로 종축으로 절단한다. 익형의 절단에 의해 공력 특성이 실제크기의 익형과 차이를 나타내므로 이를 보완하기 위해 절단된 익형의 특정지점에 Flap을 장착하여 익형의 앞전 주위 압력 분포가 실제 크기의 익형과 동일하게 나타나도록 설계한다. Truncated Flapped 익형을 적용한 결빙 풍동 시험에 대한 초기 연구는 Von Glahn 등 [4]에 의해 수행되었다. 그 후 Saeed 등 [5]은 Truncated Flapped 익형과 유사한 개념으로 앞전의 크기는 실제크기의 익형과 동일하면서 뒷전 부분을 수정한 Hybrid 익형을 제안하였으며, Hybrid 익형에 대한 축적율과 결빙 영역이 실제 크기의 익형을 비교하였다. 최근 Anderson [6]에 의해 액적과 시험 모델에 대한 스케일링 기법 및 시험 장비의 스케일링 기법 등에 대해 언급되었다.

본 연구에서는 Von Glahn 등에 의해 제안된 Truncated Flapped 익형을 바탕으로 다양한 받음각에 대해 Flap의 변위각을 변화시키며 축적율 및 결빙 영역을 실제 크기의 익형과 비교하였다.

## II. 유동장 및 액적장 계산 기법

액적 충돌 및 결빙 증식을 고려하기 전에 유동장에 대한 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위해 보존 형태의 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하였다. 개발된 유동장 코드는 유한체적법을 기본으로 대류항 계산을 위해 풍상법 (Upwind) 계열의 Roe's Approximate Solver를 적용하였으며, 정확도 향상을 위해 Van Leer에 의해 제안된 고차 기법인 MUSCL 기법을 이용하였다. 시간과 공간의 차수에 의한 해의 진동을 억제하고 Monotonicity를 보존하기 위해 제한자로 Van Albada를 사용하였다. 또한 점성에 의한 유동의 난류를 고려하기 위해 본 연구에서 단순하면서도 상대적으로 정확도가 높은 Spalart -Allmaras 난류 모델을 선정하였다. 난류 모델을 적용하기 위해 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes)를 적용하였으며, 시간항은 외재법 (Explicit)을 이용하였다. 경계조건으로 벽면에 No-Slip 조건을 적용하였으며, 원방 경계에 Riemann Invariant를 적용하였다. 그 외 Navier-Stokes 방정식을 폐쇄형으로 구성하기 위해 이상기체 상태 방정식을 이용하였다. 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 복잡한 3차원 형상에 대해 적용이 용이한 특성이 있다. 액적장 방정식은 공기와 물이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgalet [7] 등에 의해 제안되었으며, 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식으로 구성되어 있다. 또한 본 연구의 일부분, 즉 압력 분포 및 축적율 비교는 자체 개발 코드를 사용하였으며[8, 9] 그 외 결빙증식 검증용으로 상용 프로그램인 FLUENT와 FENSAP-ICE 코드를 사용하였다[10, 11].

### III. 적용 및 계산결과

#### 3.1 Truncated Flapped 익형

Flap이 없는 Truncated 익형은 실제 크기의 익형과 압력 분포가 매우 상이한 분포를 나타낸다. 이를 보완하기 위한 방법으로 Truncated Flapped 익형은 Truncated 익형보다 다소 전체 시위 길이는 증가하지만 Flap의 변위각 조절을 통해 익형의 앞전 주위 압력 분포 및 크기는 실제 크기의 익형과 유사한 경향을 나타낼 수 있다. 익형의 앞전 주위 압력 분포는 액적장 계산에 매우 중요하며 이는 액적에 작용하는 힘 중 공기에 의한 항력과 부력이 공기와 액적의 속도의 함수로 표현할 수 있기 때문이다. 만약 Truncated Flapped 익형의 앞전 주위 압력분포가 실제 크기의 압력 분포와 유사하다면 액적에 작용하는 항력과 부력이 동일한 것으로 가정할 수 있다. 본 연구에서는 Flap의 변위각 조절을 통하여 익형의 앞전 주위에서 유동에 의한 압력 분포를 실제크기의 익형과 유사한 경향을 나타내도록 Flap의 변위각을 제시하였다.

그림 1은 NACA 65(1)212 익형과 코드의 중심을 기준으로 Truncated Flapped 익형을 나타낸다. NACA 65(1)212 익형의 시위길이는 약 1.8m이며 Truncated Flap은 시위선의 50% 위치를 기

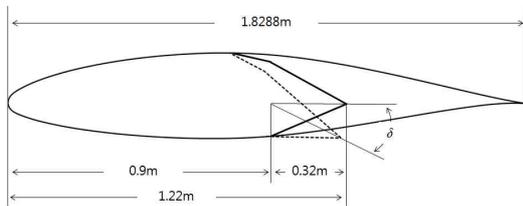


그림 1. NACA 65(1)212 익형 모델 형상

준으로 변위각에 따라 아래, 위로 움직인다. 이러한 Flap의 변위는 Von Glahn에 의해 제안된 방법으로 본 연구에서는 동일한 방법으로 기존 연구에서 제시한 받음각 0도, 4도 외 다양한 받음각에 대해 Truncated Flap의 적용 가능성을 확인하였다.

그림 2는 NACA 65(1)212 익형에 대한 압력 분포의 실험과 수치해석 결과를 나타낸다. 축적율을 제시하기에 앞서 공력 계산의 정확도 검토를 위해 실험 결과와 비교하였으며 실험 조건은 마하수 약 0.235, 받음각 4도, 레이놀즈 수 약  $1.0^6$  이다. 이전연구[4]에 제시되어 있는 속도비를 압력분포로 변환하여 수치 해석 결과와 비교하였다. 실험 결과는 액적이 충돌하는 익형의 앞전 주위에 대한 속도비를 제시하였으며, 수치해석과 비교한 결과 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. 그림 2의 아래 그래프는 축적율에 대한 실험과 수치해석 결과를 나타낸

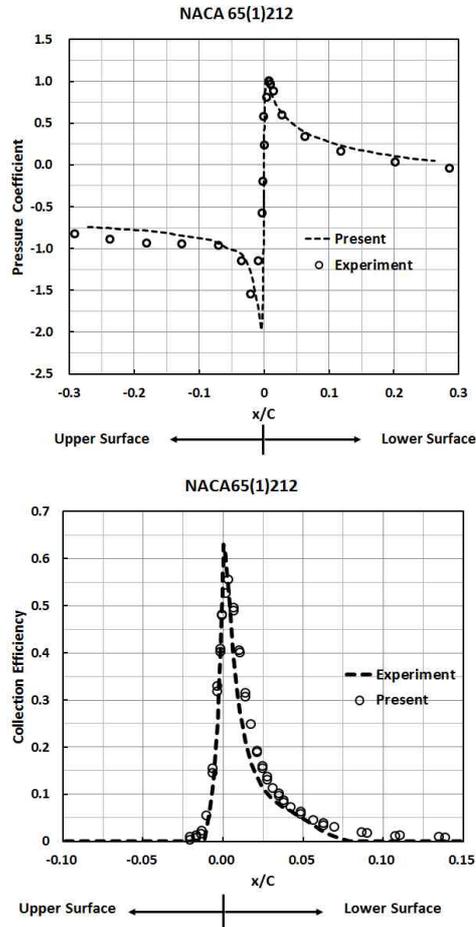


그림 2. 압력분포(위) 및 축적율(아래) 비교

다. Truncated Flapped 익형에 대한 축적율을 제시하기에 앞서 수치해석의 정확도 검증을 위해 실제 크기의 NACA 65(1)212 익형에 대한 실험과 수치해석 결과의 축적율 비교하였다. 액적장의 조건으로 마하수는 동일하며 LWC는  $0.6g/m^3$  이며 MVD는  $18.5\mu m$  이다. 국부 충돌율(Local Impingement Ratio, lb/time, area)을 축적율로 변환하여 수치해석 결과와 비교하였으며, 그 결과 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다[4].

그림 3은 수치해석을 통한 Flap이 장착되어 있지 않은 Truncated 익형 (시위선의 50% 지점에서 절단 됨) 과 실제 크기의 익형의 압력 분포 및 축적율 비교를 나타낸다. 받음각 0도, 마하수와 레이놀즈 수는 약 0.235 및  $1.0^6$  이며 LWC 및 MVD는  $0.1g/m^3$  및  $25\mu m$  이다. 이를 통해 압력 분포 및 축적율이 실제 크기의 익형과 차이

를 나타내고 있으므로 이를 통해 Truncated 익형에 대한 Flap의 적절한 변위각이 필수적임을 확인할 수 있다.

### 3.2 계산 조건 및 결과

Truncated Flapped 익형의 받음각 변화에 따른 적절한 변위각을 조사하기 위해 실제 크기의 익형과 Truncated Flapped 익형에 대한 앞전 주위 압력 분포를 비교하였다. 다양한 Flap의 변위각에 대한 정량적인 압력 크기 및 분포를 비교하기 위해 적합도를 제안하였으며 수식 (1)과 같다.

$$F(\delta) = \sum_{i=1}^n \sqrt{(c_{p_F}^i - c_{p_T}^i)^2} \quad (1)$$

$F(\delta)$ 는 Truncated Flap에 대한 변위각의 함수이며  $c_{p_F}$  과  $c_{p_T}$  는 실제크기의 익형과 Truncated Flapped 익형의 압력계수이다. 또한  $i$ 는 익형의 앞전에서 격자의 Numbering이며 앞전의 격자분포는 실제크기의 익형과 Truncated Flapped 익형을 동일하게 구성하였다. 그러므로 동일한 위치에서 압력의 차를 계산할 수 있다. 적합도  $F$ 는 Flap의 변위각에 따라 차이가 있고 모든 변위각을 물리적으로 고려할 수 없으므로 적합도에 대한 근사식을 구성하였다. 근사식을 구성하기 위한 계산 조건은 표 1과 같다.

그림 4는 적합도에 대한 근사식을 나타내며 중간에 있는 실선은 받음각 별 적합도의 최소값을 나타낸다. 그림 5는 적합도가 최소가 되는 값을 도표로 표현하였으며 그림 4와 5를 통해 받음각이 증가할수록 Flap의 변위각이 증가함을 알 수 있다. 이는 실제크기의 익형에 대한 앞전 주위 압력 분포를 Truncated Flapped 익형의 Flap을 고정한 상태, 즉 동일한 변위각으로 받음각의 변화에 따른 앞전의 압력 분포를 조사하는데 제한적인 것으로 판단된다.

표 1. 계산 조건

Mach Number	0.236
Pressure	101325 Pa
Mean Volume Diameter	25 $\mu m$
Liquid Water Content	0.1 $g/m^3$
Angle of Attack	1°~3° (1° 간격)
Deflection Angle	8°~18° (0.5° 간격)

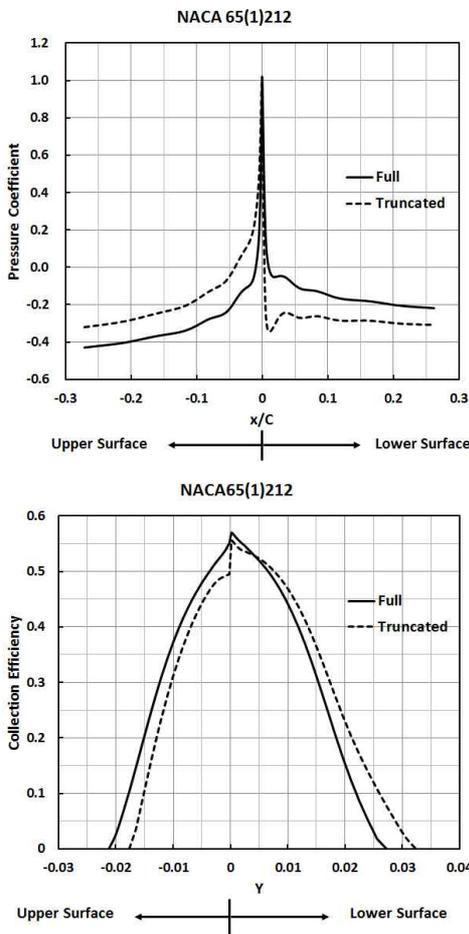


그림 3. 실제크기 및 Truncated 익형의 압력 분포(위)와 축적율(아래) 비교

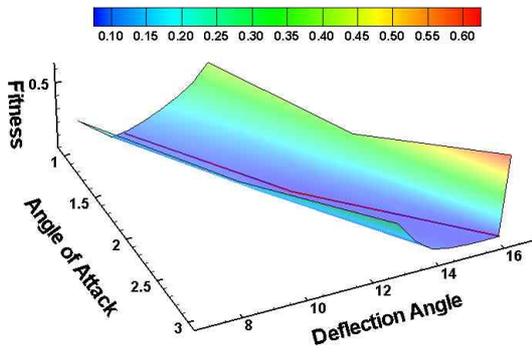


그림 4. 받음각 및 변위각에 대한 적합도 기반 근사식 구현

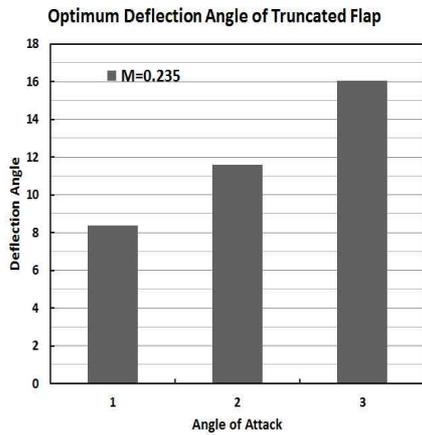


그림 5. 받음각 별 최소 적합도에 대한 변위각 비교

그림 6은 근사식을 이용해 도출한 변위각에 따른 실제 크기의 익형과 Truncated Flapped 익형의 축적율 비교이며 그 결과 정량적, 정성적으로 매우 유사한 결과를 나타냈다. 또한 받음각이 증가할수록 익형의 앞전 주위 윗면 보다 아랫면에서 액적이 충돌하는 것으로 나타났으며 이는 물리적으로 받음각이 증가할수록 압력이 익형의 아랫면이 윗면 보다 더 증가하는 것과 동일한 현상으로 판단된다. 본 연구에서 적용한 Truncated Flapped 익형과 실제 크기 익형의 앞전 주위 압력 차 최소화 기본 개념은 Von Glahn에 의해 제안된 실험기법에 기반을 두고 있다. 이에 대한 확장 연구로 최적화 개념을 활용, 시뮬레이션 기법을 통해 익형의 형상과 무관한 다양한 익형에 대한 적용 가능성을 제시하였다. 그림 7은 Truncated Flapped 익형에 대한 받음각 별 변위각을 나타낸다. 그림 8은 실제 크기 익형과 절단

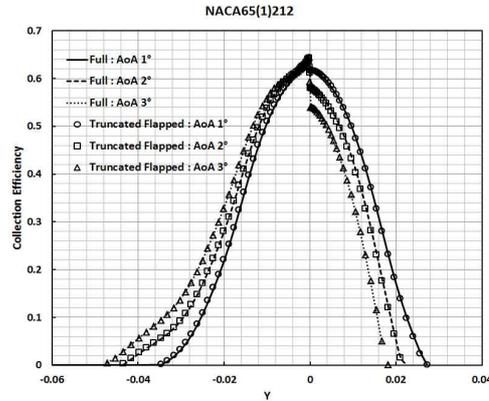


그림 6. 실제 크기 익형과 Truncated Flapped 익형의 축적율 비교

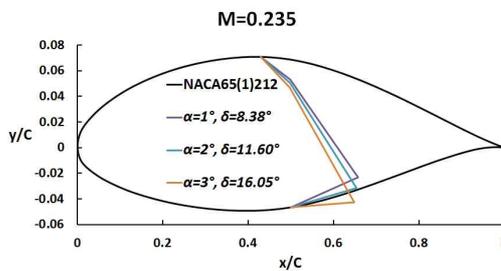


그림 7. 받음각 별 Truncated Flapped 익형의 변위각 비교

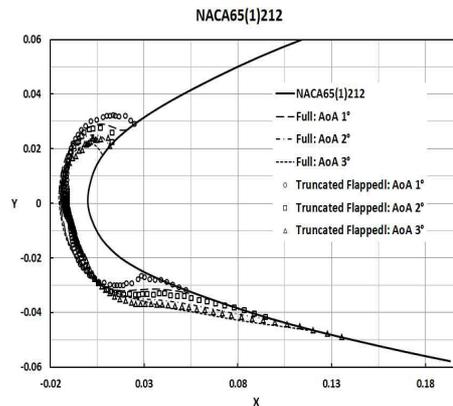


그림 8. 받음각 별 결빙 형상 비교

익형에 대한 결빙 증식형상을 나타낸다. MVD 및 LWC는 표 1에 제시되어 있는 조건을 이용하였으며 결빙 온도와 시간은 -10°C와 22.5분을 적용하였다. 계산 결과 결빙 형상과 영역이 실제 익형과 절단 익형 모두 정량적, 정성적으로 매우 유사한 경향을 나타내었다. 최대 결빙 두께 및 결빙 영역이 다소 차이가 났으나, 이는 축적율의

미소한 차이를 반영한 것으로 판단되며 받음각이 증가할수록 결빙이 익형의 윗면보다 아랫면에 더 많이 생성됨을 확인 할 수 있었다.

#### IV. 결 론

항공기 외부 표면에 생긴 결빙은 항공기 외부 형상에 변화를 야기하며, 일차적으로 공력 및 조종안정성에 부정적 영향을 미치게 된다. 최대양력계수, 실속각 및 추진효율이 감소하며 항력이 증가 등이 관찰되며, 또한 실속여유 및 상승률 감소가 발생할 수 있다. 풍동 시험의 경우 일반적으로 축소 모델을 적용하여 모델에 대한 공력 특성을 분석하나 결빙 관련 풍동 시험의 경우 축소 모델을 적용한 시험은 제한적이다. 이는 대류, 전도와 증발 등의 형상에 의존적인 상사 법칙을 위배하기 때문이다. 그러므로 실제 크기의 형상에 대한 결빙 풍동시험을 수행해야 할 필요성이 존재한다. 이 경우 풍동 시험장의 공간적 제한으로 전기체 형상에 대한 풍동시험의 어려움에 직면한다. 이를 현실적으로 감안하기 위해 Truncated Flapped Airfoil에 대한 개념을 본 연구에 적용하여 Flap의 변위각을 조사하였다. 마하수 0.236 과 받음각 1~3도에 대해 실제크기 익형과 Truncated Flap의 변위각에 따른 압력분포를 계산한 후, 적절한 Flap의 변위각을 선정하였다. 선정된 변위각에 대한 축적율을 실제크기 익형과 비교하였으며 그 결과, 축적율은 매우 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. 이를 바탕으로 실제 결빙 관련 풍동 시험 시 Truncated Flapped Airfoil의 적용 가능성을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 한국연구재단 중점연구소사업(NRF 2010-0029690)의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) Bragg, M. B., Broeren, A. P., and Blumenthal, L. A., "Iced-Airfoil Aerodynamics", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 6, 2005, pp. 81~100.
- 2) Gent, R. W., Dart, N. P., and Cansdale, J. T., "Aircraft Icing", Phil. Trans. R. Soc. Lond., Vol. 358, 2000, pp. 2873~2911.
- 3) "FAA Inflight Aircraft Icing Plan," Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, Washington D.C., April 1997.
- 4) Von Glahn, U. H. "Use of Truncated Flapped Airfoils for Impingement and Icing Tests of Full-Scale Leading Edge Section", National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, NACA RM E56E11, 1956.
- 5) Saeed., F., Selig, M. S., and Bragg, M. B., "Design of Subscale Airfoils with Full-Scale Leading Edges for Ice Accretion Testing", Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 1, 1997, pp. 94~100.
- 6) Anderson, D. N., "Manual of Scaling Methods", NASA/CR-2004-212875, 2004.
- 7) Bourgault, Y., Habashi, W. G., Dompierre, J., and Baruzzi, G. S., "Three-Dimensional Eulerian Approach to Droplet Impingement Simulation Using FENSAP-ICE, Part 1: Model, Algorithm, and Validation", Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 1, 2000, pp. 95~103.
- 8) Jung, S. K., Shin, S., 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, No. 3, 2011, pp. 279~285.
- 9) 정성기, 명노신, 조태환, "항공기 결빙 예측을 위한 Eulerian 기반 액적 충돌 및 결빙 증식 코드", 한국전산유체공학회지, 제15권 제2호, 2010, pp. 71-78.
- 10) 정성기, 이창훈, 신성민, 명노신, 조태환, 정훈화, 정재홍, "KC-100 항공기의 표면발생 Icing 형상 및 공력 영향성 연구", 한국항공우주학회지, 제38권, 6호, 2010, pp. 530~536.
- 11) 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, Orlando, USA, 2010.