

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.6.530

KC-100 항공기의 표면발생 Icing 형상 및 공력 영향성 연구

정성기*, 이창훈*, 신성민*, 명노신**, 조태환**, 정훈화***, 정재홍***

An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft

Sung-Ki Jung*, Chang-Hoon Lee*, Sung-Min Shin*, Rho-Shin Myong**, Tae-Hwan Cho**, Hoon-Hwa Jeong*** and Jae-Hong Jung***

ABSTRACT

In-flight icing is a critical technical issue for aircraft safety and, in particular, ice accretions on aircraft surfaces can drastically impair aerodynamic performances and control authority. In order to investigate icing effects on the aerodynamic characteristics of KC-100 aircraft, a state-of-the-art CFD code, FENSAP-ICE, was used. A main wing section and full configuration of KC-100 aircraft were considered for the icing analysis. Also, shapes of iced area were calculated for the design of anti-/de-icing devices. The iced areas around leading edge of main wing and horizontal tail wing were observed maximum 7.07% and 11.2% of the chord length of wing section, respectively. In case of wind shield, 16.7% of its area turned out to be covered by ice. The lift of KC-100 aircraft were decreased to 64.3%, while the drag was increased to 55.2%.

초 록

비행 중 대기조건에 의한 결빙은 항공기 안전성과 직결되며, 특히 항공기 표면 발생 결빙은 공력 특성 변화를 야기하여 제어면 성능을 저해하는 요소가 된다. KC-100 항공기의 결빙에 의한 공력 영향성 조사를 위해 결빙 전문 CFD 코드인 FENSAP-ICE를 이용하였다. 항공기의 공력 특성을 대표하는 주날개 단면 익형을 먼저 고려하고 다음으로 전기체 형상에 대해 결빙 해석을 수행하였다. 또한 Anti-Icing 및 De-Icing 장치 설계를 위해 항공기 부품별 결빙 영역 및 결빙 증식 크기를 조사하였다. 결빙 영역은 주날개 및 수평 꼬리날개의 앞전에서 단면 코드길이 기준 약 7.07%, 11.2% 범위를 나타냈고, Wind Shield의 경우 약 16.7%에서 결빙이 발생하였다. 결빙에 의한 공력특성 변화의 경우, 받음각 0도에서 KC-100 항공기의 양력은 64.3% 감소한 반면 항력은 55.2% 증가하였다.

Key Words : Aircraft Icing(항공기 결빙), Ice Accretion(결빙 증식), Aircraft Safety(항공기 안전성)

† 2010년 4월 2일 접수 ~ 2010년 5월 19일 심사완료

* 정희원, 경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 경상대학교 기계항공공학부, 항공기부품기술연구소 및 공학연구원

교신저자, E-mail : myong@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

*** 정희원, 한국항공우주산업

I. 서 론

비행 중 결빙은 항공기 안전성 측면에서 항공사, 엔진 제조사, 운전자 등의 관심이 집중되는 분야이다. 특히 비행 중 결빙에 의해 갑작스런

항공기 성능 감소가 발생하는데, 이는 크게 두가지로 구성된다. 우선 결빙에 의한 항공기 외부 형상 변화로 인해 최대 양력 및 실속각 감소, 항력 증가 및 제어능력이 감소한다. 다음으로 엔진 유입구의 결빙 증식으로 인해 순간적으로 결빙 덩어리가 엔진의 연소실로 유입되어 엔진 성능 저하를 유도 할 수 있다[1,2]. 이러한 비행 중 결빙에 의한 총괄적인 항공기의 안전성 입증은 FAA의 FAR Appendix C[3]에 명시하고 있다. 즉 결빙영역에 노출시 최대 45분간 비행 가능함을 실험 및 수치해석 등을 통해 보여주어야 함을 의미한다. 또한 결빙에 의한 항공기 사고를 예방하기 위해 Anti-/De-Icing 장치를 항공기 설계 단계에서 필수적으로 고려해야 한다.

Anti-/De-Icing 장치설계를 위해 결빙이 발생하는 영역, 형상 및 크기에 대한 예측이 요구되는데, 현재의 성숙된 CFD(전산유체역학)을 바탕으로 선진국을 중심으로 결빙 관련 코드들이 개발되었다. 대표적으로 미국에서는 NASA를 중심으로 IRT(Icing Research Tunnel) 풍동 실험과 LEWICE[4] 결빙 해석 시뮬레이션 코드를 개발하여 결빙 연구에 활용하고 있으며, 캐나다에서는 FENSAP-ICE 코드를 개발하여 액적 충돌 및 결빙 증식[5,6]에 대한 연구를 수행하고 있다. 이러한 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. 특히 결빙 해석은 모델의 크기에 대한 엄밀한 상사성 적용이 상대적으로 난해하여 일반적인 풍동 시험을 통한 결빙 해석에 어려움이 있다[2]. 결빙 위치 및 형상을 시뮬레이션 하기 위해 고전적인 방법으로 Lagrangian 기법을 활용한 액적 충돌 및 결빙 증식 기법이 존재하나, 현재 CFD의 기술 개발로 Eulerian 기법 기반의 액적 충돌 계산 기법 사용예가 증가하고 있는 추세이다. 결빙 계산은 우선 액적이 존재하지 않는 유동장 계산이 선행되어야 하며, 유동장 계산을 통해 확보한 공기의 속도 및 점성력을 액적 충돌 방정식에 적용하여 액적이 표면에 충돌하는 축적율을 계산하게 된다. 이때 액적 충돌 방정식에 의해 계산된 축적율과 액적의 속도 및 유동장 계산을 통해 확보된 점성력과 Heat Flux가 결빙 증식 계산에 적용되며 증식된 결빙 형상을 고려한 모델의 형상 변형을 수행하게 된다. Eulerian 기법을 기반으로 한 결빙 계산의 경우 변형된 형상에 대한 공력 격자 재생성이 요구되며 결빙 계산은 항공기가 결빙에 노출되어 있는 시간동안 위 과정을 반복 계산하게 된다[그림 1].

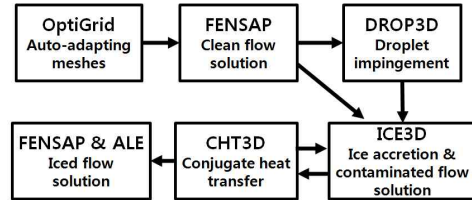


그림 1. FENSAP-ICE 시스템 결빙 계산 순서도

본 연구에서는 복잡한 삼차원 형상에 대해 결빙 해석이 가능한 FENSAP-ICE 패키지[7]를 활용하여 KC-100 항공기에 대한 결빙 해석을 수행하였다. KC-100 항공기는 비즈니스 및 레저용 4인승(조종사 포함) 용도로 단발 피스톤 엔진 등으로 구성되어 있다. 소형 항공기급 BASA 체결을 위한 인증기로서 국내 형식증명 획득 및 인증 시험 인프라 확보를 목표로 하고 있다. 소형 항공기급 KC-100의 인증 항목 중 결빙에 관련된 인증은 포함되지 않으나, 향후 개발될 항공기의 인증 및 해외 수출을 목적으로 수치 해석적 방법을 이용한 결빙 증식에 대한 데이터 수집 및 연구가 요구된다고 할 수 있다.

II. 결빙 전산 시뮬레이션

액적 충돌 및 결빙 증식 계산을 수행하기 앞서 액적이 존재하지 않는 유동장 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위한 지배 방정식으로 대기권 공기 흐름을 정확히 모사할 수 있는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치 기법으로 Cell-Centered 기반의 유한체적법(Finite Volume Method), 내재 시간 전진법(Implicit) 및 플럭스 계산을 위해 Roe's Approximate Solver를 사용하였다. 유동장 계산시 정확도 향상을 위해 플럭스 계산의 차수를 2차로 하였으며, 점성 효과를 고려하기 위해 난류 모델로 Splart-Allmaras 모델을 사용하였다. 유동장 계산은 상용 CFD 코드인 FLUENT[8]를 활용하였다. 유동장 계산을 수행한 후 액적 충돌을 모사하기 위해 액적 충돌 시뮬레이션을 수행하였다. 결빙 시 대기조건은 물리적으로 공기와 물이 혼합되어 있는 공간으로 액적의 거동을 추적하기 위해 액적 관련 연속 방정식과 운동량 방정식을 지배 방정식으로 이용하였다. 이때 액적의 크기는 계산 시간을 고려하여 액적의 크기가 균일하지 않은 Langmuir D 대신 액적의 크기가 일정한 Mono-Disperse로 가정하였다[9]. 실제 대기상태

는 액적의 크기가 균일하지 않은 Langmuir D 분포로 구성되어 있으나 액적이 고체 표면에 충돌하는 위치 및 축적율은 Mono-Disperse와 매우 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 연구에서 계산시간을 고려하여 Langmuir D 대신 실제 항공기의 Anti-/De-Icing 설계 관점에서 축적율이 유사한 경향을 나타내는 Mono-Disperse를 적용하였다. 액적 충돌을 계산한 후 결빙 증식은 대기온도에 따라 Rime 및 Glaze 결빙에 대해 계산을 수행하였다. Rime Ice는 매우 낮은 대기온도에서 결빙이 발생하는 것으로 액적이 고체면과 충돌과 동시에 결빙된다. Glaze Ice는 액적이 고체면과 충돌 후 즉시 결빙이 되지 않고 유선을 따라 흐르는 과정에서 결빙이 발생하는 것으로 공기역학적 측면에서 Rime Ice 보다 가혹한 특성을 나타낸다.

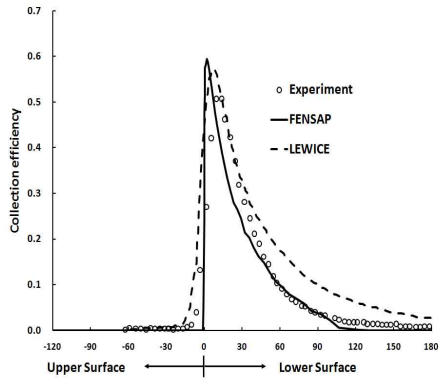


그림 2. 축적율 비교(M=0.23, AoA= 8°, MVD=21 μ m, LWC=0.03g/m³)

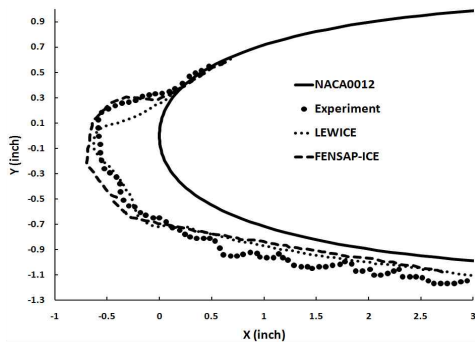


그림 3. 결빙 증식 형상 비교(M=0.3, Temp.=250.37K, AoA= 3.5°, P=90760Pa, Re=4,140,000, MVD=20 μ m, LWC=0.55g/m³)

다. 결빙 증식 계산을 위해 지배방정식으로 연속 방정식과 에너지 방정식을 사용하였다. 액적 충돌과 결빙 증식을 위해 FENSAP-ICE 패키지의 하부 모듈, DROP3D 및 ICE3D를 사용하였다. 그림 2, 3은 계산 코드의 검증을 위해 계산한 결과를 나타낸다. NACA64(2)415 와 NACA0012에 대한 축적율 및 결빙 증식 계산을 수행하였으며, 실험 및 LEWICE 코드의 결과와 비교한 결과, 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타내었다. 검증 결과를 바탕으로 본 연구의 적용 가능성을 확인하였다.

III. 적용 및 계산 결과

KC-100 항공기는 프로펠러에 의해 추진되므로 정확한 공력 특성을 모사하기 위해서는 프로펠러 효과를 감안해야 한다. 프로펠러를 감안할 경우 비정상 유동을 계산해야 되며 이때 급격한 계산 시간이 소요된다. 본 연구에서는 삼차원 형상에 대한 유동장 계산 뿐 만 아니라 결빙 관련 계산이 요구되므로 계산 시간 측면을 고려하여 프로펠러에 의한 유동장의 유동특성 변화는 고려하지 않았다. 또한 결빙 증식 후 공력 영향성 및 결빙 영역 조사를 위해 항공기의 대표적인 공력 특성을 나타내는 주날개의 단면 익형, 전기체 형상 및 항공기 부품 별 결빙 영역을 조사하였다. 주날개 익형의 공력 영향성 조사를 위해 결빙 조건으로 FAR Appendix C의 조건 중 일부를 선정하였으며, 노출 시간은 45분으로 고정하였다.

3.1 주날개 익형 계산

주날개 단면 익형 선정을 위해 KC-100 항공기 주날개의 중간 지점을 기준으로 단면을 획득하고 결빙 계산을 수행하였다[그림 4]. 결빙시 대기 조건은 FAR Appendix C에 제시되어 있는 대표적

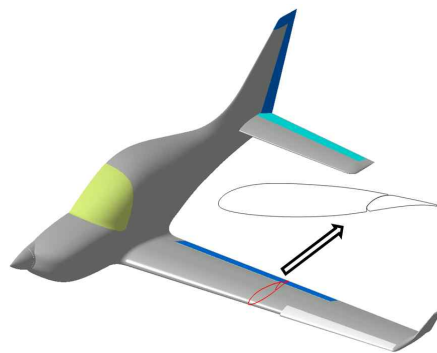


그림 4. KC-100 항공기 주날개 익형

표 1. Rime 및 Glaze 결빙 대기 조건

Cases	온도($CENTIG$)	LWC(g/m^2)	MVD(μm)
1	0	0.8	15
2	0	0.5	25
3	0	0.3	35
4	-30	0.2	15
5	-30	0.1	25
6	-30	0.05	35

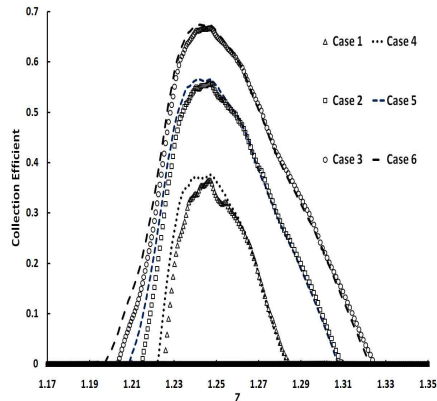


그림 5. 조건별 축적율 비교

인 Glaze 및 Rime 결빙 조건을 MVD에 따른 등 간격으로 선정하였으며 표 1에 나타내었다. Case 1~3은 Glaze 결빙 조건이며 4~6은 Rime 결빙 조건이다. 액적이 없는 유동장 계산을 위한 대기 조건으로 속도는 160 Knots, 고도 8000 Feet을 적용하였다. 결빙시 최대 양력 계수 및 실속각 분석을 위해 받음각은 0~18도 까지 1도 간격으로 수행하였다. Glaze의 경우 계산시간은 Case 당 약 6시간 정도 소요되었으며 Rime의 경우 Case 당 약 3시간 반 정도 소요되었다. 표 1에 제시된 조건에서 액적이 고체면에 충돌하여 결빙이 발생하는 영역을 축적율을 통해 확인하였다 [그림 5]. 동일한 MVD 조건에서 축적율은 매우 유사한 경향을 나타내나 MVD가 증가할수록 축적율의 크기 및 영역이 증가하는 경향을 나타내었다. 그림 6은 표 1에 제시된 조건에서 45분간 결빙 조건에 노출시 결빙 증식 형상을 나타낸다. Case 1~3의 경우 대기 온도는 0도 이므로 결빙의 발생이 정체점에서 온도 상승으로 인해 결빙이 발생하지 않는다. 정체점의 위, 아래로 액적이 진행하며 결빙과 해빙이 발생하여 앞전에 날카로운 결빙이 발생함을 의미한다. Case 4~6의 경우

매우 낮은 대기온도로 인해 액적이 고체면과 충돌과 동시에 결빙이 발생하므로 완만한 형태를

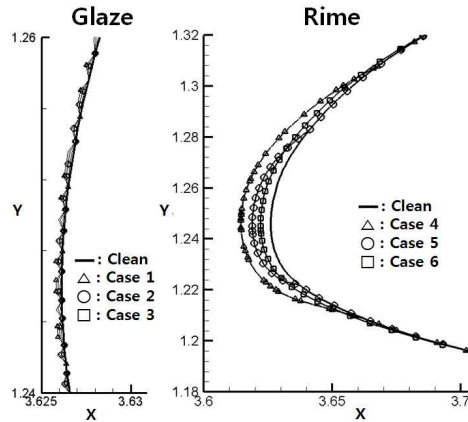


그림 6. Glaze 및 Rime 결빙 증식 형상

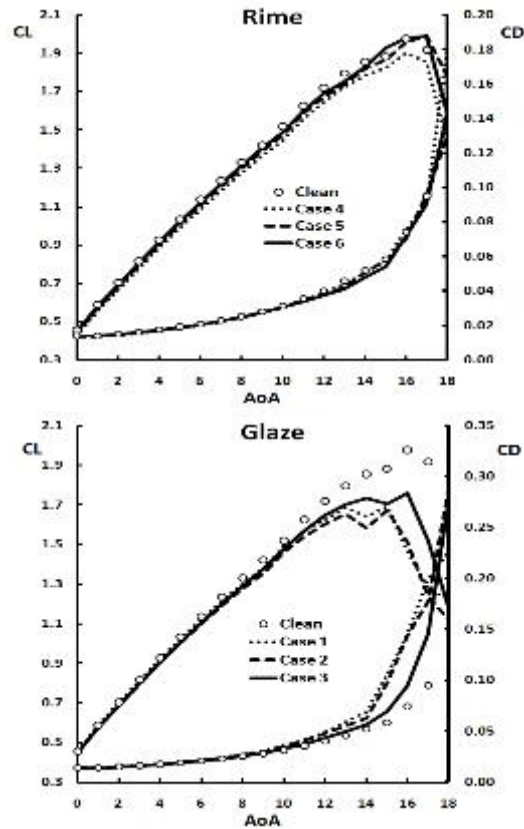


그림 7. Glaze 및 Rime 결빙에 대한 공력 계수 비교

나타낸다. 또한 LWC가 증가할수록 결빙 증식이 증가하는 경향을 나타내었다. 그림 7은 KC-100

항공기 주날개 단면 익형의 결빙을 고려하지 않은 Clean 형상과 Glaze와 Rime 상태에서의 결빙 증식 형상에 대한 공력 특성 비교를 보여준다. Glaze 결빙의 경우 익형의 앞전에 결빙 증식 형상이 뾰족한 분포를 나타내는데 결빙으로 인한 결빙 증식의 절대적인 크기는 크지 않았다. 이는 저양각 영역에서 결빙에 의한 공력 영향성은 결빙을 고려하지 않은 Clean 형상과 차이를 나타내지 않은 원인으로 판단된다. 반면 받음각이 증가할수록 앞전 주위에서 발생하는 유동 박리가 민감해지는데 시뮬레이션 결과 고양각 영역에서 양력 감소와 항력 증가가 크게 발생하였다. 이에 반해 Rime 결빙의 경우 앞전에 발생한 결빙은 표면이 매끄럽고 증식된 크기가 크지 않으므로 Clean과 양력, 항력이 유사한 경향을 나타내었다. 최대 양력 및 실속각은 15.5%, 6.25% 감소하였으며 항력은 최대 210.0% 증가하였다.

3.2 KC-100 전기체 계산

삼차원 형상에 대한 결빙 증식은 이차원 익형보다 다소 복잡하다. 주날개의 경우 결빙은 스펀 방향으로 결빙 증식의 영역, 크기 및 형상이 달라지므로 초기 실속에 의한 공력 특성이 이차원 익형과 차이를 나타낸다. 하나의 조건에 대해 삼차원 전기체 결빙 계산에 소요된 계산시간은 유동장 계산, 액적 충돌 계산 및 결빙 증식 계산 시간을 포함 약 144시간이 소요되었다. KC-100 전기체의 프로펠러는 고려하지 않았으며, 비행 조건으로 속도 82.304m/s, 고도 8000ft, 압력 75264.2pa, 받음각, 0도이며, 결빙 조건으로 MVD 15 μ m, LWC 0.7g/m³, 노출시간은 22.5분과 45분을 적용하였다. 그림 8은 결빙 증식 형상과 KC-100 주위 액적의 분포를 나타낸다. 그림 8에서 결빙 증식은 선두부, 주날개의 앞전, Wind Shield, 꼬리날개 등에서 관찰되는데 프로펠러 효과를 고려하지 않아 선두부와 Wind Shield에 결빙 증식이 다소 과도하게 예측된 것으로 판단된다.

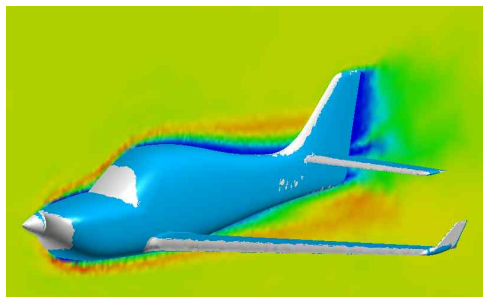


그림 8. KC-100 전기체 주위 액적 분포 및 결빙 증식

표 2. Clean 및 Iced 형상의 양력 및 항력 비교

Cases	CL	CD	Loss(%)	
Clean	0.322	0.029	0	0
Iced(22.5 min.)	0.115	0.031	64.3	6.89
Iced(45 min.)	0.115	0.045	64.3	55.2

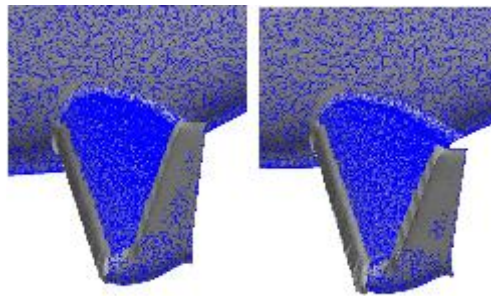


그림 9. 주날개 결빙 증식 비교(좌: 22.5분, 우: 45분)

그림 9는 노출 시간 22.5, 45분에 대한 결빙 증식의 비교이다. 노출 시간이 증가할수록 Winglet의 결빙 증식 영역이 증가함을 알 수 있다. 표 2는 결빙에 노출된 시간에 따른 양력 및 항력 계수의 변화를 나타낸다. 양력은 결빙을 고려하지 않은 Clean 형상 대비 약 64.3% 감소하였으며 항력은 각 6.89%, 55.2% 증가하였다.

3.2 KC-100 부품 별 결빙 영역 조사

비행 중 결빙시 항공기의 안전성 확보를 위해 Anti-/De-Icing 장치가 요구되는데 이때 결빙 영역, 크기 및 형상 예측이 필수적이다. 본 연구에서는 KC-100 전기체의 주날개, Wind Shield 및 꼬리날개를 중심으로 결빙 관련 조사를 수행하였다[그림 10].

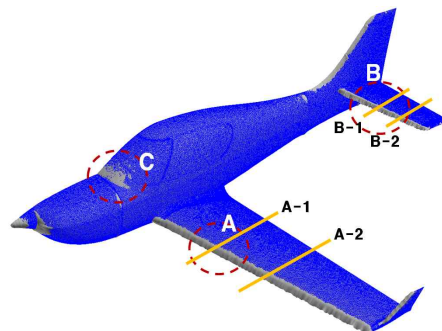


그림 10. KC-100 전기체 부품별 결빙 증식
형상

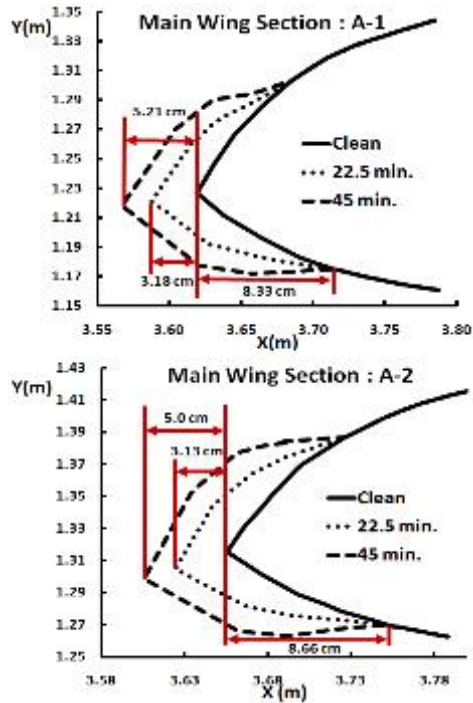


그림 11. 주날개 A 부분 단면 결빙 증식
형상(위: A-1, 아래: A-2)

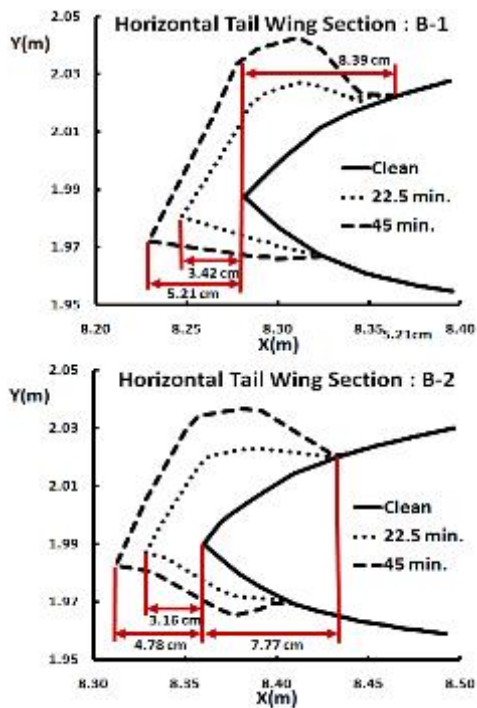


그림 12. 수평꼬리날개 B 부분 결빙 증식
형상(위: B-1, 아래: B-2)

그림 11은 그림 10의 주날개 부분(A)에 대한 결빙 영역, 증식 및 형상을 나타낸다. 주날개의 스패방향으로 단면을 선정하였으며, 선정된 단면에서 결빙 영역의 범위를 단면 코드 길이에 대한 비율로 나타내었다. 결빙은 주날개의 앞전에서 발생하였으며 주날개 단면의 코드길이가 긴 A-1 부분(약 6.07%)이 A-2 부분(약 7.07%)보다 결빙 영역이 비율적으로 작게 발생하였다. 반면 결빙 증식은 코드길이가 긴 A-1 부분이 A-2 부분보다 크게 발생하였다. 그림 12는 수평꼬리날개의 결빙 영역, 증식 및 형상을 나타낸다. 앞서 주날개의 결빙 해석과 동일하게 코드길이가 길어질수록 결빙 영역 비율(B-1은 10.3%, B-2는 11.2%)이 증가하였으며 결빙 증식 크기는 감소하였다. 그림 10의 C에서 Wind Shield가 결빙에 노출되는 면적은 약 16.7%를 나타내었다. 보다 정확한 Wind Shield의 결빙 영역 포착을 위해 프로펠러 효과에 대한 고려가 필요할 것으로 판단된다

IV. 결 론

비행 중 결빙은 항공기 성능 감소와 직결되며 결빙에 의한 항공기 외부 형상 변화 및 엔진 성능 저하를 초래한다. 외부 형상 변화로 인해 최대 양력 및 실속각 감소, 항력 증가 및 제어성능이 감소된다. 비행 중 결빙에 의한 항공기의 안전성 입증 규정은 FAR 25 Appendix C 및 AC 25.1419-1A에 명시하고 있으며, 결빙영역에 노출시 최대 45분간 비행이 가능함을 확보해야 한다. 결빙에 의한 항공기 사고를 예방하기 위해 Anti-/De-Icing 장치가 필수적이며 장치설계를 위한 결빙 발생 영역, 형상 및 크기에 대한 예측이 요구된다. 항공기 표면에 발생하는 결빙은 대상 모델의 크기, LWC, MVD, 대기 온도, 마하수 및 받음각에 의해 결빙 위치 및 형상이 결정된다. 본 연구에서는 최신 결빙 시뮬레이션 코드인 FENSAP-ICE를 이용하여 KC-100 항공기에 대한 결빙 해석을 수행하였다. 계산 시간을 고려하여 프로펠러에 의한 유동장의 유동특성 변화는 고려하지 않았다. 결빙 증식 후 공력 영향성 및 결빙 영역 조사를 위해 항공기의 대표적인 공력 특성을 나타내는 주날개 단면 익형, 전기체 형상 및 항공기 부품 별 결빙 영역을 조사하였다. 계산 결과 익형의 경우 최대 양력 15.5% 및 실속각

6.25% 감소하였으며 항력은 최대 210.0% 증가하였다. 전기체의 경우 양력은 64.3% 감소하였으며 항력은 55.17% 증가하였다. Anti-/De-Icing 장치 설계를 위한 결빙 영역 조사를 통해 날개 단면 코드길이 기준 주날개 및 수평꼬리날개 앞전의 약 7.07%, 11.2% 범위에서 결빙이 발생하였다. Wind Shield의 결빙은 전체 Wind Shield의 약 16.7%를 나타내었다. 향후 계산시간 측면에서 효율적이고 결빙 영역 및 형상 예측이 용이한 POD (Proper Orthogonal Decomposition)를 이용하여 KC-100 항공기 결빙에 의한 공력 영향성, 결빙 영역 및 형상 조사를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 핵심과제 “소형항공기급 인증기 개발”의 “항공기 표면 발생 Icing 및 공력영향성 해석” 위탁 연구과제의 지원과 한국학술진흥재단 중점연구소 (NRF 2009-0094016)의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1) 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.
 2) Lynch, F. T., and Khodadoust, A., "Effects of Ice Accretions on Aircraft Aerodynamics",

Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, 2001, pp. 669~767.

3) "FAA Inflight Aircraft Icing Plan", Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, Washington D.C., April 1997.

4) Ruff, G. A., and Berkowitz, B. M., "Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code(LEWICE)", *NASA CR-185129*, 1990.

5) 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 Method in Fluids*, Vol. 29, 1999, pp. 429-449.

6) Messinger B. L., "Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed", *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 20, No. 1, 1953, pp. 29~42.

7) "NTI Solution User Manual", *Newmerical Technologies Int.*, 2008.

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

9) 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.