



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사학위논문

항공기 결빙보호장치 열해석을 위한
복합열전달 기법 연구

CHT Method for Thermal Analysis of
Aircraft Ice Protection System

2020 년 8 월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

김 용 환

항공기 결빙보호장치 열해석을 위한 복합열전달 기법 연구

CHT Method for Thermal Analysis of
Aircraft Ice Protection System

지도교수 이 관 중

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2020년 8월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

김 용 환

김용환의 공학석사 학위논문을 인준함

2020년 6월

위원장

김귀홍



부위원장

이성중



위원

이복희



초 록

결빙 조건에서 운항하는 항공기는 결빙보호장치가 반드시 설치되고, 장치 성능에 대한 인증이 요구된다. 설치 및 인증 과정에는 항공기 결빙이 주로 발생하는 날개, 창유리, 엔진 흡입구 등과 같은 특정 항공기 구성품들의 결빙보호장치에 대한 충분한 분석이 이루어져야 한다. 결빙보호장치에 대한 여러 분석 방법 중에서도 수치해석을 이용한 분석방법은 시간 및 비용 측면에서 효율적인 방법이다.

수치해석 연구는 주로 이용되는 열적 결빙보호장치에 대한 정확한 열전달 해석을 목표로 진행되어왔다. 이 해석은 물체 외부 표면의 결빙 시뮬레이션에 내부의 열전달 해석을 포함한다. 정확한 열전달 해석 결과를 위해서는 각각 열전달이 발생하는 영역 간의 결합 기법이 요구된다. 대부분의 선행 연구들은 시간 효율을 위해 연성 결합 기법을 사용하였다. 그러나 이러한 방식의 해석은 각 영역의 열전달이 외부 유동의 열 대류에 미치는 영향을 고려하지 못한다. 강성 결합 기법은 연성 결합 기법에 비해 계산 시간이 오래 걸리나, 결빙보호장치 해석 시 발생하는 열전달 해석을 모두 결합하여 해석할 수 있어 정확도 높은 결과를 얻을 수 있다.

따라서 이번 연구에서는 표면 위의 수막에 대한 상태변화 및 열전달이 고려되지 않는 건조 공기 조건에서의 강성 결합 기법을 통해 대류열전달계수를 구하는 방법을 이용하였다. 이를 이용하여 열적 결빙보호장치에 대한 방빙 해석을 진행하였다. 이후 실험 결과와 수치해석 연구와의 비교 분석을 수행하였다. 비교 분석을 통해 개발된 강성 결합 기법이 연성 결합 기법을 이용한 결과와 비교하여 열전달 해석 시 정확도가 향상됨을 보였다. 또한 개발된

해석 도구가 기존에 제시된 강성 결합 기법과 비슷한 성능을
가짐을 확인하였다.

주요어 : 항공기 결빙, 결빙보호장치, 방빙, 복합열전달, 결합 기법

학 번 : 2018-25301

목 차

초 록.....	1
목 차.....	3
그림 목차.....	5
표 목차.....	6
I. 서론	7
II. 수치 기법	12
A. 복합열전달 기법.....	12
i. 연성 결합 기법.....	15
ii. 강성 결합 기법.....	17
B. 열적 결빙보호장치 해석.....	19
i. 복합열전달 해석.....	21
i-i. 외부 유동장 해석.....	21
i-ii. 내부 열전도 해석.....	22
ii. 액적장 해석.....	22
iii. 수막 거동 해석.....	23
III. 해석 결과	25
A. 전기열 결빙보호장치 해석 조건.....	25
i. 유동 해석 조건.....	25
ii. 내부 열원 조건.....	26
B. 증발식 전기열 결빙보호장치 해석 결과 및 분석.....	29
i. 유동 해석 및 액적 충돌 해석 결과.....	29
ii. 복합열전달 해석 결과.....	31

iii. 수막 거동 해석 결과.....	35
C. 비증발식 전기열 결빙보호장치 해석 결과 및 분석.....	38
i. 복합열전달 해석 결과.....	38
ii. 수막 거동 해석 결과.....	39
IV. 결론	41
참고 문헌	42
ABSTRACT	44

그림 목차

FIGURE 1 THERMAL IPS.....	8
FIGURE 2 CONJUGATE HEAT TRANSFER	12
FIGURE 3 LOOSE-COUPLING METHOD OF IPS ANALYSIS	16
FIGURE 4 TIGHT-COUPLING METHOD OF IPS ANALYSIS.....	18
FIGURE 5 THERMAL IPS HEAT TRANSFER MODULE.....	19
FIGURE 6 FLOW CHART OF ANTI-ICEPAC ALGORITHM	20
FIGURE 7 LOCATION OF HEATING PAD.....	26
FIGURE 8 GRID OF ELECTRO-THERMAL IPS.....	28
FIGURE 9 PRESSURE COEFFICIENT	29
FIGURE 10 COLLECTION EFFICIENCY.....	30
FIGURE 11 CONVECTIVE HEAT TRANSFER COEFFICIENT.....	31
FIGURE 12 WALL HEAT FLUX	32
FIGURE 13 HEAT TRANSFER COEFFICIENTS.....	34
FIGURE 14 SURFACE TEMPERATURE DISTRIBUTIONS.....	36
FIGURE 15 TEMPERATURE DISTRIBUTION OF RUN22A	37
FIGURE 16 CONVECTIVE HEAT TRANSFER COEFFICIENT IN RUN22B	38
FIGURE 17 RESULTS OF RUN22B.....	40

표 목차

TABLE 1 ICING CONDITIONS	25
TABLE 2 LEADING EDGE MATERIAL PROPERTIES	26
TABLE 3 POSITION AND HEAT FLUX OF HEATING PADS	27

I. 서론

결빙보호장치(Ice Protection System, IPS)는 결빙 조건에서 항공기의 안전한 운항을 위한 필수적 요소이다[1]. 항공기 결빙은 항공기가 공기 중 과냉각 액적 구름을 통과할 때 발생한다. 항공기 표면에 공기 중 포함된 액적이 부착되어 바로 얼거나(rime), 표면에 수막(water film)을 형성하여 어는(glaze) 얼음들은 항공기의 공기역학적 성능을 감소시키고 실속을 야기시킨다[2]. 따라서 결빙 조건에서 비행하고자 하는 항공기는 표면에 발생하는 얼음을 방지(anti-icing) 또는 제거(de-icing)하기 위해 결빙보호장치를 반드시 설치해야 하고, 장치 성능에 대한 인증이 요구된다[1].

이 결빙보호장치는 표면 위의 얼음을 방지 또는 제거하는 방식에 따라 크게 4가지로 나뉜다: 열적(thermal), 기계적(mechanical), 액체(fluid), 아이스포빅(ice-phobic). 이 중에서도 특히 열적 결빙보호장치는 설치가 용이하고 다른 결빙보호장치 방법에 비해 확실히 결빙을 방지할 수 있어 주로 이용된다. 이 열적 결빙보호장치에는 전기열을 사용하는 전기열 결빙보호장치(Electro-thermal IPS, ETS)와, 피콜로 튜브(piccolo tube)를 이용하여 엔진의 고온 압축된 블리드(bleed) 공기를 표면에 전달해 사용하는 블리드 공기 결빙보호장치(Bleed-air IPS, BAS)가 있다. 이 열적 결빙보호장치들은 다음 Figure 1과 같이 결빙이 주로 발생하는 항공기 표면에 열을 가하여 결빙을 방지 또는 제거하는 역할을 한다[3].

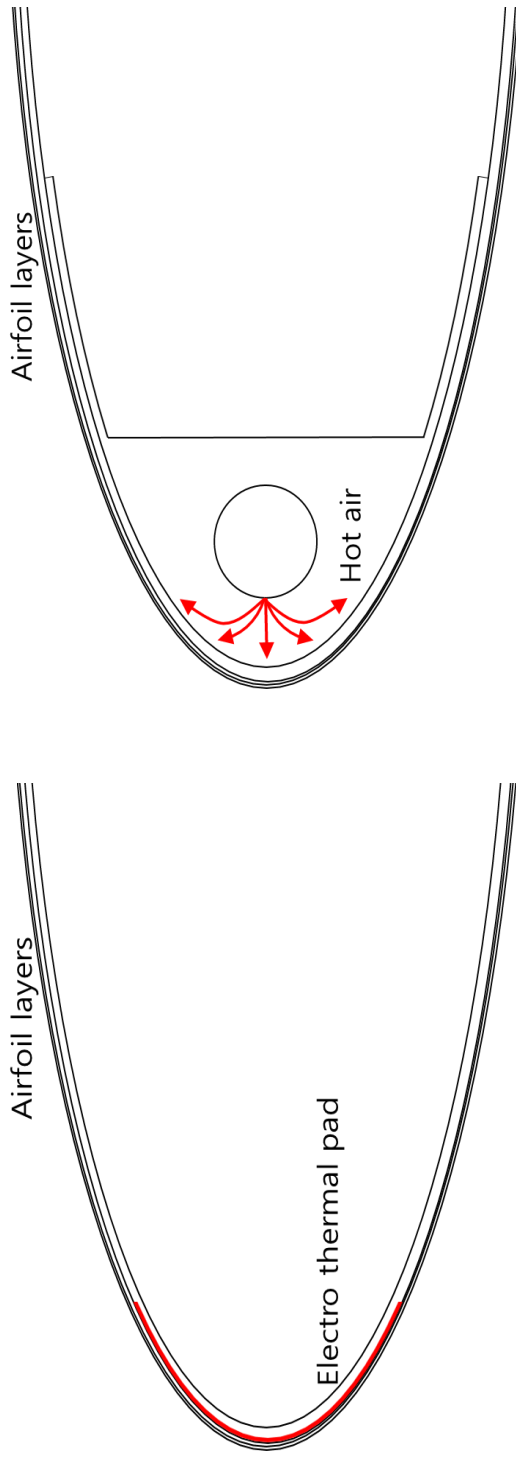


Figure 1 Thermal IPS: ETS(left) and BAS(right)

이 결빙보호장치에 대한 분석은 항공기의 결빙 적합성 입증 단계에 반드시 필요하다. 결빙 적합성 입증은 결빙 조건에서의 운항 한계를 정의하거나 결빙경고장치, 결빙보호장치의 수립을 포함한다. 감항인증기준에 따라, 항공기 결빙이 주로 발생하는 날개, 창유리, 엔진 흡입구, 안정판 표면 등과 같은 특정 구성품들의 결빙보호장치에 대한 충분한 분석이 이루어져야 한다. 이후 비행 시험을 통해 결빙보호장치가 요구되는 인증 환경에 적절한지를 판단한다. 따라서 결빙보호장치에 대한 분석은 설계 및 인증 절차의 초기 단계이며, 보수적인 판단을 통해 검증되어야 한다[1].

결빙보호장치에 대한 분석 방법 중에서도 수치해석을 이용한 분석방법은 시간 및 비용 측면에서 효율적인 방법이다. 결빙보호장치에 대한 분석은 크게 자연결빙시험, 인공결빙시험, 결빙풍동시험 및 수치 해석 방법이 이용된다[1]. 다른 방법들과 달리 수치 해석 방법은 실기체 모델이 필요하지 않고, 결빙 조건을 인위적으로 생성하거나 자연에서 결빙 조건을 찾지 않아도 되는 장점을 갖는다. 그러나 이상적인 조건에 대한 수치해석만으로는 실제 결빙에 대한 안전성을 판단하기 어렵다. 따라서 현재의 수치해석 분석 방법은 탐지되어야 하는 결빙 위치를 판단하거나, 인공결빙시험에 필요한 결빙 형상 예측을 통해 다른 분석 방법의 보조적 수단으로 이용되고 있다[4].

수치해석 연구로는 주로 이용되는 열적 결빙보호장치에 대한 연구가 진행되었다. 이들은 각 열적 결빙보호장치 방식에 대한 수치해석 분석방법의 활용도 및 신뢰도를 향상시키는 방향으로 연구를 진행하였다. 특히 신뢰도 높은 열적 결빙보호장치의 수치해석 분석을 위해 장치에 대한 정확한 열전달 해석을 목표로

연구가 진행되었다[5-8]. 이 해석은 물체 표면 외부의 결빙 시뮬레이션 과정에 표면 내부의 열전달 해석을 포함하는 방식으로, 결빙에 대한 수치해석 연구에 내부 열전달 해석을 추가적으로 고려하게 된다.

정확한 열전달 해석 결과를 위해서는 각각 열전달이 발생하는 영역 간의 해석에 대한 결합(coupling) 방법이 요구된다. 대부분의 선행 연구들은 시간 효율을 위해 외부 유동장을 비결합(decoupling)하여 해석하는 연성 결합 기법(loose-coupling method)을 사용하였다[5-8]. 그러나 이러한 연성 결합 방식의 해석은 결빙보호장치에 대한 내부 열전달 해석 및 표면에 발생하는 수막이 외부 유동의 열 대류에 미치는 영향을 고려하지 못한다. 따라서 정확한 열전달 해석을 위해 강성 결합 기법(tight-coupling method)이 사용되었다[9]. 이는 연성 결합 기법에 비해 계산 시간이 오래 걸리나, 외부 열대류, 내부 열전도 및 수막에서 발생하는 상태변화 및 열전달 효과를 모두 결합한 열전달 해석이 가능하다.

강성 결합 기법은 열전달 해석이 발생하는 외부 유동장과 표면 위의 수막, 그리고 내부 열전도장 해석을 각각 결합(coupling)하여 해석을 진행한다. 특히 온도 변화에 영향을 받는 외부 유동장 해석에 표면 위의 형성된 수막에 의한 온도 변화까지 고려하는 방법이 Bu[9]에 의해 제시되었다. 그러나 이 방법은 정상 상태 가정을 요구하기 때문에 시간에 관계없이 결빙을 방지하는 방빙(anti-icing) 문제의 경우에만 적용될 수 있다. 따라서 이는 주기적으로 결빙을 제거함으로써 비정상 상태를 가정하는 제빙(de-icing) 문제로의 확장이 어렵다.

따라서 이번 연구에서는 표면 위의 수막에 대한 상태변화 및

열전달이 고려되지 않는 건조 공기 조건(dry air condition)에서의 강성 결합 기법을 통해 대류열전달계수를 구하는 방법을 이용하였다. 즉, 내부 열원에 의한 대류 열전달 변화를 해석하여 바뀐 대류열전달계수를 구하고, 이 후 수막에 대한 온도 변화 계산 시 이 대류열전달계수를 이용하여 그 효과를 대입한다. 이 때 수막에 의한 대류열전달계수 변화는 고려하지 않는다. 이를 이용하여 열적보호장치에 대한 방빙 해석을 진행하였고, 실험 결과와 기존 수치해석 연구 [5, 9]와의 비교를 통해 해석 도구를 검증하였다.

이 해석 검증 과정을 통해, 개발된 해석 도구가 표면 위 수막의 상태변화 및 열전달 효과가 포함된 Bu[9]의 강성 결합 기법 결과와 큰 차이를 보이지 않음을 보였다. 연성 결합 기법을 이용한 결과와 비교하여 강성 결합 기법이 열전달 해석 시 표면 온도 분포에 차이를 나타내고, 강성 결합 기법이 온도를 정확히 예측함을 보였다.

II. 수치 기법

A. 복합열전달 기법

이번 연구에서는 열적 결빙보호장치 해석에서는 항공기 내부의 열전달이 고려된 유동 해석이 요구된다. 이를 해석하기 위해 복합열전달(Conjugate Heat Transfer) 기법을 적용하여 외부 유동장을 계산한다. 복합열전달 기법은 각각 다른 물질의 영역에서 발생하는 열전달 문제를 해석하는 방법이다. 외부 유동과 항공기 표면 내부가 인접하는 항공기 표면에서는 각각 대류열과 전도열이 발생한다. 이때 Figure 2에서와 같이 영역 간의 서로 이웃한 면을 통해 열이 교환된다.

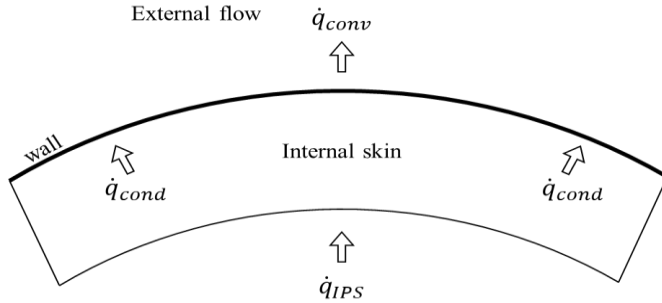


Figure 2 Conjugate heat transfer

특히 외부 유동과 내부 열전도에 대해 다음 식 (1) 및 (2)와 같이 유체와 고체 두 영역에 대한 이웃한 면에서는 온도가 같고, 열 유동이 같다는 조건이 만족되어야 한다.

$$T_{wall}^{ex} = T_{wall}^{in} \quad (1)$$

$$\dot{q}_{conv}^{ex} = \dot{q}_{cond}^{in} \quad (2)$$

일반적으로 복합열전달에서는 해석 과정에서 각 물질 영역의 해석에 대한 결합 여부에 따라 기법을 구분한다. 복합열전달 해석은 열전달에 대한 계산 과정에서 각 영역을 따로 계산하고 경계조건에서 열적 평형을 통해 열전달을 해석하는지, 또는 전체 영역을 동시에 계산하여 열전달을 해석하는지에 따라 각각 연성 결합(loose-coupling)과 강성 결합(tight-coupling)으로 구분해왔다[15]. 그러나 기존의 열적 결빙보호장치 수치해석 연구들은 연성 결합 기법을 이용한 복합열전달만을 이용하였고, 이번 연구에서도 마찬가지로 연성 결합 기법의 복합열전달 해석을 이용하였다. 따라서 이후 언급되는 복합열전달 방법은 모두 연성 결합 기법의 복합열전달을 의미하며, 이후 언급되는 결합 기법(coupling method)은 모두 열적 결빙보호장치 열전달 해석에 대한 결합 기법을 의미한다.

열적 결빙보호장치 수치해석에 사용되는 복합열전달은 위의 복합열전달 경계조건 식을 만족시키기 위해 각 영역의 열전달 수치해석 계산을 수행하고, 경계 조건을 맞추어 반복연산(iteration)으로 이를 수렴시키는 방법을 이용한다[8]. 먼저 물체 표면 위에 수막이 생성되지 않는 건조 공기 조건 내에서 결빙보호장치가 작동하는 경우, 열전달 해석은 유동장 영역에서 온도를 고정시키고 대류열을 계산하는 것으로 시작한다. 다음으로 대류열에 의한 열 유동을 경계조건으로 하여 내부 고체의 전도 열 계산을 진행한다. 이 계산을 통해 표면 온도가 결정되면 이를 통해 유동장의 대류열을 다시 계산하는 반복연산 과정을 거친다. 이 과정을 통해 경계면에서의 온도와 열 유동을 수렴시켜 각 영역에서의 열전달 계산이 최종적으로 수렴된다. 습한 공기 조건(wet air condition) 내에서 표면 위에 수막이 발생하여 수막

영역에서의 상태변화 및 열전달까지 해석해야 하는 경우는 위 열전달 해석에 수막에 대한 해석까지 추가로 고려되는 반복연산이 요구된다.

따라서 대부분의 결빙보호장치에 대한 해석 연구들은 이 복잡한 열전달 현상을 해석하기 위해 주로 내부 전도열을 계산할 때만 복합열전달 기법을 활용하였다. 즉, 외부 유동장을 해석하는 과정은 물체의 표면 온도가 균일한 온도 분포를 갖는다고(isothermal) 가정하여 전체 열전달 해석으로부터 비결합(decoupling) 된다. 대신 유동장 해석으로부터 얻은 대류열전달계수를 이용하여, 물체 표면 위의 수막(water film)에 대류열전달 효과를 대입해 해석을 진행한다. 이 수막을 통해 내부 전도열 및 수막에서의 상태변화 및 열전달, 그리고 외부 대류열의 평형을 고려하여 표면 온도를 계산한다. 이후, 계산된 표면 온도를 통해 다시 내부 전도열을 계산하는 과정에 복합열전달 기법을 이용한다.

위의 열적 결빙보호장치 열전달 해석 연구에 사용된 비결합 기법을 열적 결빙보호장치 해석에서의 연성 결합 기법(Loose-Coupling Method)이라 한다[9]. 이처럼 열적 결빙보호장치 열전달 해석은 외부 유동장에 대한 결합 여부에 따라 해석 방법이 나뉜다. 즉, 외부 유동장 해석 시 내부 열전달 효과 적용 여부에 따라 연성 결합 기법과 강성 결합 기법을 구분한다. 이는 복합열전달에서의 결합 기법과 다르다.

결빙보호장치의 열전달 해석에 적용되는 연성 결합 기법은 물체의 표면 온도가 균일한 온도 분포를 갖는다고(isothermal) 가정하여 대류열전달 효과를 계산한 뒤, 이를 통해 얻은 대류열전달계수를 수막 해석에 이용한다. 반면 강성 결합

기법(Tight-Coupling Method)은 물체의 표면 온도가 비균일한 온도 분포를 갖는다고(non-isothermal)고 가정하여, 대류열 계산시 내부 열전달 및 수막에 의한 온도 변화를 고려하여 재계산하는 방식이다[9]. 다음 절에서 각 결합 기법에 따른 기존 연구들의 결빙보호장치 열전달 해석 방법을 나타내었다.

i. 연성 결합 기법

열적 결빙보호장치 열전달 해석에 대한 기존의 연구들은 대부분 연성 결합 기법(Loose-Coupling Method)을 이용하였다[5-8]. 일반적으로 유동장 해석 시 내부 열전달 및 수막에 의해 표면에서 발생하는 온도 변화를 고려하게 되면, 많은 반복연산(iterations)이 요구된다. 따라서 연성 결합 기법에서는 균일한 온도 분포(isothermal) 가정에 따른 대류열전달 해석을 통해 대류열전달계수를 구하여 효율적으로 대류열전달 효과를 대입한다. 현재까지 개발된 결빙보호장치의 해석자들 중 LEWICE[5], CANICE[6], ONERA[7], FENSAP-ICE[8] 등의 잘 알려진 해석자들은 모두 연성 결합 기법을 이용하였다. 연성 결합 기법 알고리즘에 대한 흐름도는 Figure 3에 제시되었다.

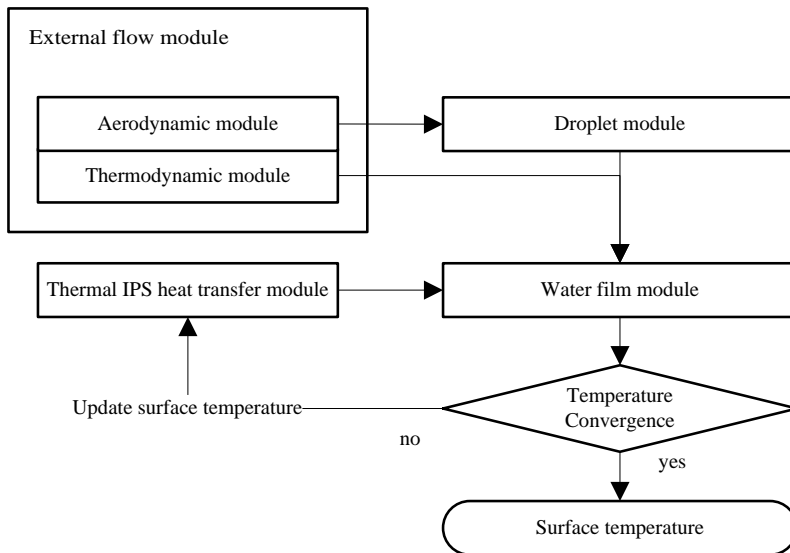


Figure 3 Loose-Coupling Method of IPS Analysis

Morency et al.[6]는 불균일한 온도 분포를 가진(non-isothermal) 표면에서는 국소적 온도 변화에 따른 대류열전달계수 변화가 발생하는데, 이는 균일한 온도 분포를 가진(isothermal) 표면에서는 나타나지 않는 현상이기 때문에 이를 고려해야함을 주장하였다. 따라서 Silva[7]는 Ambrok[13]의 불균일한 온도 분포에 따른 난류 영역에서의 열 경계층에 대한 수치적 상관관계식을 이용하여 표면 온도 변화에 따른 대류열전달계수 변화를 계산하였다. 이를 통해 수막 해석 이후에 대류열전달계수를 재계산한다.

한편, FENSAP의 Barzi et al.[10]은 균일하나(isothermal) 각기 다른 값의 온도 분포를 가진 표면 온도에 따른 대류열전달계수가 크게 변하지 않아 표면 온도를 계산하는 과정은 연성 결합 기법으로 충분하다고 주장하기도 하였다. 그러나 열적 결빙보호장치는 주로 물체 앞전에 장착되어 표면 온도 분포가 균일하지 않다. 따라서 이로

인해 국소적으로 변하는 표면 온도에 대해서는 대류열전달계수 변화를 고려하는 것이 중요하다[9]. 특히 결빙보호장치의 열전달 효과가 끝나는 지점에서는 표면 온도 변화가 다른 영역에 비해 상대적으로 크기 때문에 대류열전달 변화가 크게 나타난다[9].

연성 결합 기법은 위와 같이 유동장 해석 시 표면 온도 변화를 고려하지 않아도 되므로 시간, 비용 면에서 효율적인 방법이다. 그러나, 국소적 위치에 따른 열전달 변화를 고려하지 못하고, 수치적 상관관계식을 이용하여 고려한다고 해도 이는 다양한 물체의 형상에 적용되기 어렵다. 따라서 이러한 단점을 보완하기 위해 강성 결합 기법이 제시되었다.

ii. 강성 결합 기법

강성 결합 기법(Tight-Coupling Method)은 연성 결합 기법과는 다르게 표면 온도 변화를 고려하여 유동장을 해석한다. 이는 전산유체역학(CFD) 기법을 이용한 복합열전달 해석이 요구되어 비교적 최근 연구에서 사용되었다. 먼저 Papadakis[11]은 표면 위 수막이 고려되지 않는 건조 공기 조건에서의 블리드 공기 결빙보호장치 해석에서 유동장 해석 시 내부 열전도 해석 효과를 고려하기 위해 강성 결합 기법을 사용하였다. 또한 Bu[9]는 전기열 결빙보호장치 해석에서 강성 결합 기법을 통해 표면 위의 수막의 상태변화 및 열전달까지 반영하여 전체 열전달을 결합하여 해석하였다. Bu[9]의 해석 알고리즘은 Figure 4에 제시하였다.

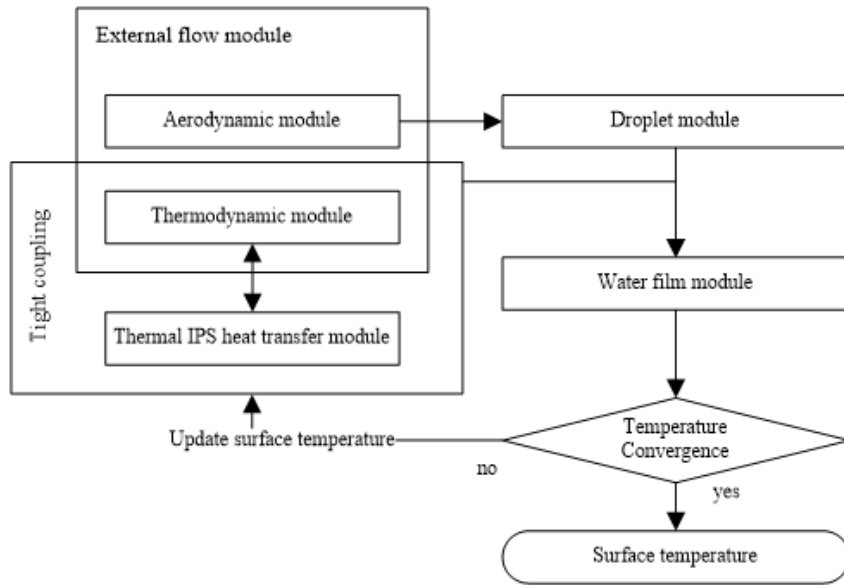


Figure 4 Tight-Coupling Method of IPS Analysis[9]

그러나 Bu[9]의 강성 결합 기법의 경우, 시간이 오래 걸리는 외부 유동 해석의 열전달 계산에 대한 반복 연산이 요구되는 문제가 있고, 수막 해석 시 정상 상태 가정의 Messinger 모델[12]을 사용하기 때문에 시간에 따라 결빙이 제거되는 제빙 방식에 대한 해석으로의 확장에 어려움이 있다.

따라서 이번 연구에서는 Papadakis[11]가 수행하였던 내부 전도열에 의한 대류열전달계수 변화만을 고려하는 방식에 PDE 기반의 수막 해석 모델인 SWIM 모델에 적용하였다. 즉, Bu[9]의 강성 결합 기법에서 수막으로 인한 온도 변화를 통해 다시 유동장을 계산하는 과정을 제외하였다. 따라서 수막으로 인한 표면 온도 변화는 수막 해석에서 대류열전달계수 변화에 영향을 주지 않고, 기존에 계산된 대류열전달계수를 통한 대류열전달량 변화만을 이용하여 최종적인 온도를 계산한다. 최종 표면 온도 분포를 계산하는 과정에는 표면에

서의 수막 해석이 요구되므로 복합열전달 해석 이후, 액적 충돌 해석과 수막 해석이 순서대로 진행된다.

B. 열적 결빙보호장치 해석

열적 결빙보호장치 해석은 공기 중 액적에 대한 다상 유동, 그리고 표면 위 수막의 상태변화 및 열전달을 포함한 다양한 물리적 현상들을 다루고 있어 각 현상에 대한 단계별 해석 진행이 요구된다. 특히 결빙 해석과 유사한 환경에서의 물리적 현상이므로 기존의 제빙/방빙 장치 해석 연구들은 결빙 해석 연구를 기반으로 진행되었다.

이번 연구에서는 OpenFOAM 기반의 in-house 결빙 해석 코드인 ICEPAC[2]을 기반으로 하는 ANTI-ICEPAC 결빙보호장치 해석 코드를 개발하였다. 해석 과정에 필요한 내부 IPS 열전달 해석 및 전체 해석 과정은 Figure 5, 6과 같이 나타난다.

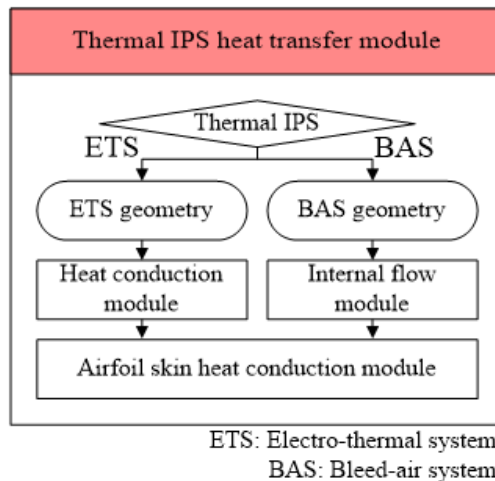


Figure 5 Thermal IPS heat transfer module

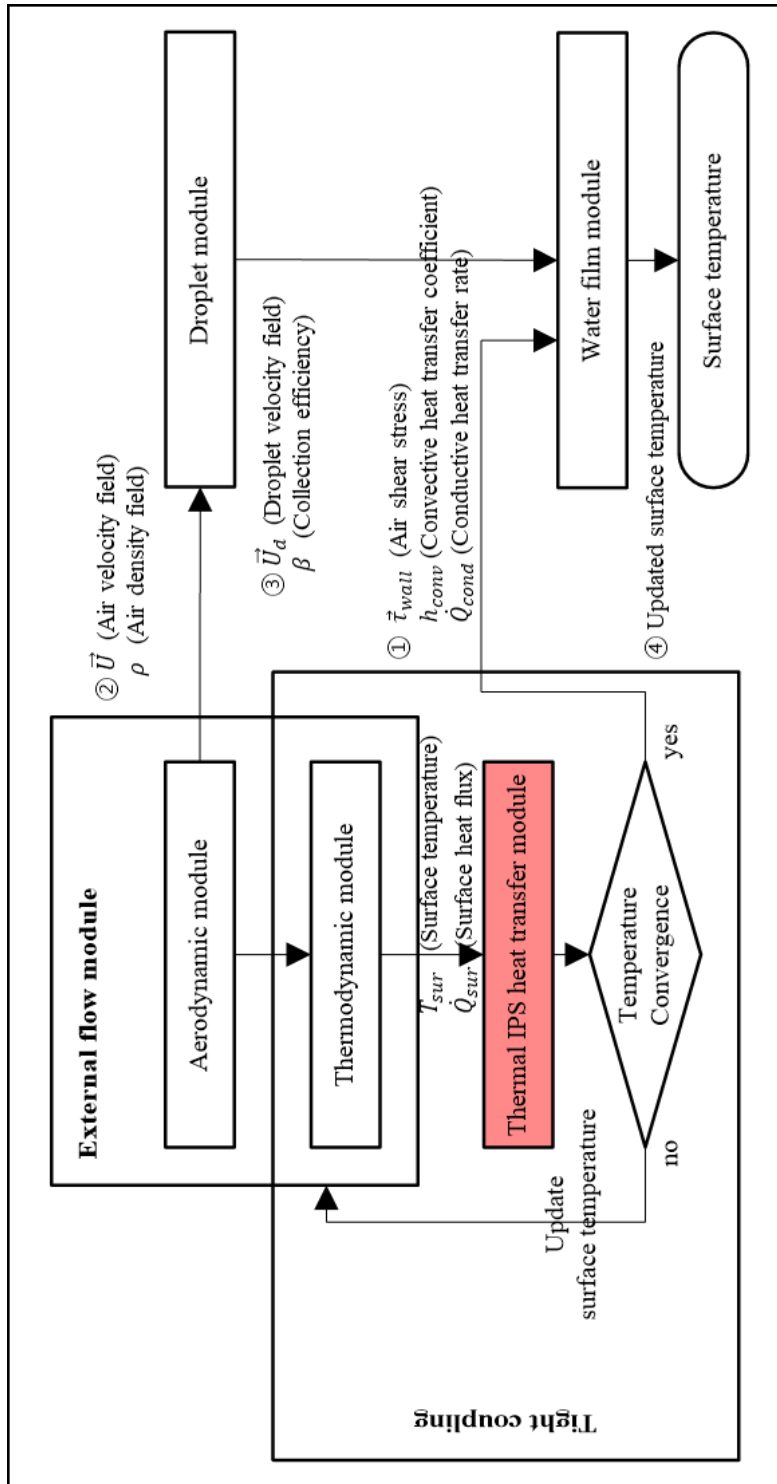


Figure 6 Flow Chart of ANTI-ICEPAC Algorithm

각 단계별 과정이 준정상 상태(quasi-steady state)인 결빙 해석 코드와 마찬가지로, 다음 단계로 영향을 미치는 변수를 계산하여 각 단계를 순차적으로 해석한다.

i. 복합열전달 해석

복합열전달 해석 모듈은 유동장 해석과 내부 열전도 해석으로 이루어진다. 각 영역에서 발생하는 유동장 해석과 내부 열전도 해석은 인접한 경계면에서의 공유되는 온도 및 열유량 경계조건을 통해 각 열전달 효과가 반영된다. 이번 연구에서는 일반적으로 결빙 해석 시 우선되는 유동장 해석 과정에 내부 열전도 해석을 추가하는 방식으로 복합열전달 해석을 진행한다. 이는 시간에 따라 변하지 않는 정상상태 결과를 도출하며, 내부의 전도열과 외부 대류열이 같을 때까지 온도를 수렴시킨다.

i-i. 외부 유동장 해석

유동장 해석 모듈에서는 ICEPAC[2]의 유동장 해석 모듈과 동일하게 3차원, 비정상, 압축성, 점성 레이놀즈 평균 나비에-스토크스(Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)) 지배방정식에 대한 해석을 진행하였다. 이를 이용하면 3차원의 복잡한 형상에 대해서도 유동장 해석이 가능하며, 열적 경계 조건 설정을 통해 복합열전달 해석이 가능하다. 이번 연구에서는 RANS 해석 계산 시 장치로 인한 열 및 표면에 발생하는 수막의 효과로 완전히 발달된 난류(fully turbulent)를 가정하였고 이를 해석하기 위해 k-w SST 모델을 이용하였다. 이번 연구의 경우, 결빙이 발생하지 않는 과정이기 때문에 기존의 결빙 해석 시 고려되는 표면 거칠기(roughness) 모델은 제외하였다.

i-ii. 내부 열전도 해석

유동장 해석과 결합된 열전도 계산은 물질 전달은 계산하지 않고, 열 전달만 고려하여 고체 내부에서의 열의 이동을 해석한다. 따라서 FVM 방식의 OpenFOAM에서는 고체의 물질 변화 및 이동은 고려하지 않고, 열에 대한 수송 방정식만을 계산하여 비정상상태의 일정한 열 전도율을 가지는 내부 열전도 해석을 진행한다. 이는 다음 식 (3) 과 같다.

$$\alpha \nabla T + \frac{\dot{q}_{IPS}}{\rho c_p} = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3)$$

ii. 액적장 해석

액적 충돌 해석 모듈은 공기 중 액적의 거동 해석을 통해 물체의 표면으로 부착되는 액적의 양을 계산한다. 공기 중 액적이 물체 주위의 유동을 따라 운동하므로 다상 유동 해석이 요구되며, 이를 위해 ICEPAC[2]에서 사용하는 오일러리안(Eularian) 기법의 액적 충돌 모듈을 이용하였다. 이 과정에서 액적이 유동장에 미치는 영향은 적기 때문에 계산된 유동장을 고정시킨 후 액적장 해석에 유동장 해석 결과를 이용한다. ICEPAC[2]에서 사용한 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 보존식은 다음 식 (4) 및 (5)와 같다.

$$\frac{\partial \bar{\rho}_d}{\partial t} + \nabla(\bar{\rho}_d \vec{U}_d) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho}_d \vec{U}_d}{\partial t} + \nabla(\bar{\rho}_d \vec{U}_d \vec{U}_d) = \frac{3 \bar{\rho}_d \mu_a C_D Re_d}{4 \rho_w MVD^2} (\vec{U} - \vec{U}_d) + \bar{\rho}_d \vec{g} (1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}) \quad (5)$$

액적에 작용하는 힘인 항력, 중력, 부력은 운동량 보존식에서 소스 항으로 적용된다. 이 때 항력 계수는 식 (6)을 사용하였다.

$$C_D = \frac{24}{Re_d} (1 + 0.197 Re_d^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re_d^{1.38}) \quad (6)$$

위의 식을 통해 액적의 거동을 계산하는 과정에 표면으로 들어오는 액적의 양을 계산하기 위해 식 (7), (8)와 같은 경계조건이 부과된다. 액적이 물체의 표면에 충돌하면서 속도와 밀도는 변하지 않으며, 표면으로 들어가는 액적만 존재하도록 방향성이 부과된다.

$$\text{if } \vec{u}_d \cdot \vec{n} > 0, \quad \vec{u}_d = \vec{u}_d, \quad \alpha_d = \alpha_d \quad (7)$$

$$\text{if } \vec{u}_d \cdot \vec{n} < 0, \quad \vec{u}_d = 0, \quad \alpha_d = 0 \quad (8)$$

이를 통해 다음 식 (9)와 같이 액적부착률 (Collection Efficiency, β) 을 계산한다.

$$\beta = \frac{\overline{\rho_d \vec{u}_d \cdot \vec{n}}}{LWC \cdot U_\infty}, \quad \overline{\rho_d} = \alpha_d \rho_w \quad (9)$$

이는 물체 표면에 수직으로 들어오는 물의 양에 대한 무차원 변수로, 표면에 유입되는 액적의 양을 계산할 수 있으며 이는 표면 위의 수막 해석시 요구되는 값이다.

iii. 수막 거동 해석

수막 거동 해석은 물체의 표면에 부착되는 액적들에 대한 표면 위에서의 거동을 해석한다. 위의 액적 충돌 해석을 통해 얻어진 물체 표면에 쌓이는 수막은 외부 유동의 전단응력에 따라 유동방향으로 흐른다. 또한 수막은 열전달 및 상태변화를 통해 수막의 양과 표면 위의 발생하는 결빙의 양, 그리고 표면 온도가 변한다.

이를 해석하기 위해 이번 연구에서는 ICEPAC[2]에서 사용된 수막 거동 해석 모델인 PDE 기반의 SWIM 모델[14]을 이용한다. 이에 대한 운동량 및 에너지 보존식은 각각 다음 식 (10), (11)과 같다.

$$\rho_w \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (h_f U_f) \right] = \dot{m}_{imp} - \dot{m}_{ice} - \dot{m}_{evap} \quad (10)$$

$$\rho_w \left[\frac{\partial h_f c_p T_{sur}}{\partial t} + \nabla(h_f U_f c_p T_{sur}) \right] = \dot{q}_{imp} + \dot{q}_{ice} - \dot{q}_{conv} - \dot{q}_{evap} + \dot{q}_{cond} \quad (11)$$

특히 수막에 대한 에너지 보존식은 일반적인 결빙 해석 코드의 수막 거동 해석 모델에 내부 열전달을 통한 전도열이 추가적으로 고려되었다. 수막의 상태변화를 판단하여 표면 온도 및 결빙 양을 계산하는 방법은 ICEPAC[2]의 방식과 동일하다.

수막의 속도(U_f)는 수막의 두께(h_f)에 비례하는 함수를 가지며, 표면 위의 수막의 두께는 매우 얇아 수막 내 속도 분포는 선형으로 가정할 수 있다. 따라서 벽 전단 응력을 통해 발생하는 수막의 흐름 속도는 다음 식 (12)와 같이 평균값을 사용한다.

$$\overline{u}_f = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} \vec{u}(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \overline{\tau}_{wall}(x) \quad (12)$$

외부로 손실되는 대류열의 경우, 위의 유동장 해석으로부터 얻은 대류열전달계수(h_c)로부터 계산되며 다음 식 (13)과 같다.

$$\dot{q}_{conv} = h_c(T_{sur} - T_\infty) \quad (13)$$

결빙보호장치가 작동하는 표면은 상대적으로 높은 온도를 가진다. 특히 증발을 통해 빼앗기는 열은 다시 표면의 온도를 변화시키므로 표면의 온도는 증발량과 함께 수렴된다. 수막 거동 해석에 요구되는 증발량을 계산하는 식은 다음 식 (14)과 같다.

$$\dot{m}_{evap} = \left(\frac{1}{Le}\right)^{\frac{2}{3}} \frac{h_c}{c_{p,air}} \left[\frac{P_{vap}(T_{sur}) - P_{vap}(T_\infty)}{P_{sur}} \right] \quad (14)$$

위의 식에 필요한 증기압은 ANTICE[5]에서 활용된 다음 증기압 식 (15)를 이용하였다.

$$P_{vap}(T) = 2337 \exp \left[6789 \left[\frac{1}{293.15} - \frac{1}{T} \right] - 5.031 \ln \left[\frac{T}{293.15} \right] \right] \quad (15)$$

III. 해석 결과

A. 전기열 결빙보호장치 해석 조건

i. 유동 해석 조건

전기열 결빙보호장치 해석에 대한 실험 및 수치해석 연구는 대표적으로 Al-Khalil[5]의 연구가 있다. 대부분 열적 결빙보호장치 해석에 대한 연구는 이 연구 결과를 검증 케이스로 하여 진행하였다. 따라서 이번 연구에서는 Al-Khalil[5]의 실험 및 수치해석 케이스를 이용하여 연구를 진행하였고, 이전 연구에서 주로 사용된 방빙 방식의 특정 케이스들을 대상으로 비교 분석을 진행하였다.

Al-Khalil[5]은 약 0.9144 m (36 inch) 코드 길이의 NACA0012 에어포일에 전기열 결빙보호장치를 설치하여 NASA Lewis Icing Research Tunnel에서 풍동 실험을 진행하였다. 이 모델에 열전대(thermocouple)를 설치하고 열유량 및 표면 온도를 측정하여 실험 결과를 제시하였다. Al-Khalil[5]은 총 15가지 결빙 조건에 대해서 진행하였으나, 이번 연구에서는 검증 비교에 주로 쓰인 Run22, Run35에 대한 해석을 진행하였다. 각 해석 케이스에 대한 결빙 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Icing Conditions[5]

Case #	Run22	Run35
Chord length	0.9144 m	
Re	3.2×10^6	
V_∞	44.704 m/s	
α	0°	
T_∞	-6.65°C	-17.8°C
LWC	0.78g/m ³	
MVD	20 μm	

ii. 내부 열원 조건

이번 연구에 해석하고자 하는 전기열보호장치는 에어포일 앞전에 복합재 형태로 설치되어 있고, 표면 길이(arc length) 방향으로 총 7개의 열원(heating pad)로 구성된다. 복합재의 형태 및 재료에 대한 물성치는 Figure 7 및 Table 2와 같다.

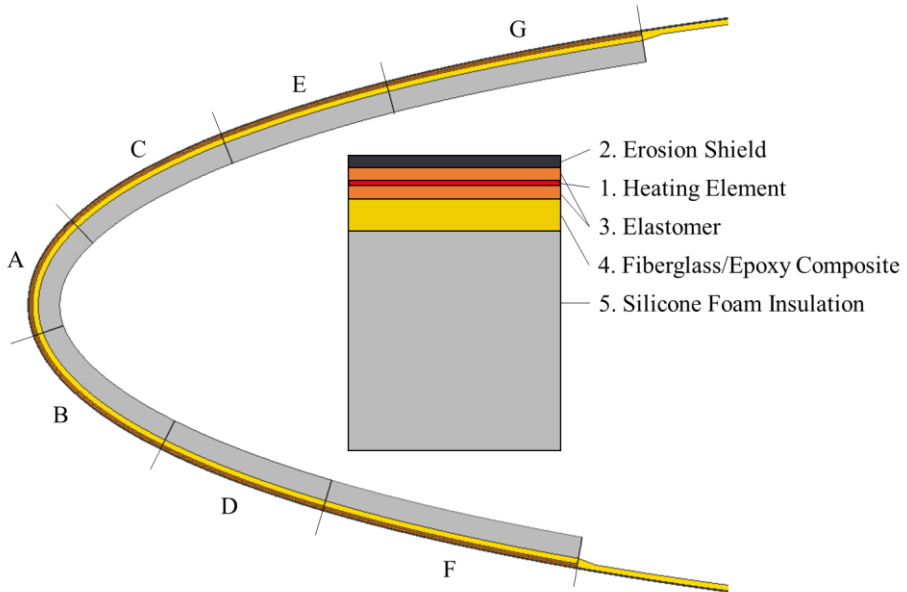


Figure 7 Location of Heating Pad[5]

Table 2 Leading Edge Material Properties[5]

Item	Material	K [W/mK]	ρ [kg/m ³]	C_p [J/kgK]	Thickness [m]
1	Heating Element (alloy90)	40.991	8,906.29	385.186	0.0000127
2	Erosion Shield (SS 301 HH)	16.258	8,025.27	502.416	0.0002032
3	Elastomer (Cox 4300)	0.256	1,384.00	1,256.04	0.0005588
4	Fiberglass/Epoxy Composite	0.294	1,794.07	1,570.05	0.000889
5	Silicone Foam Insulation	0.121	648.749	1,130.44	0.003429

Al-Khalil[5]은 각 결빙 조건에 따라 증발식(evaporative) 결빙보호장치와 비증발식(running wet) 결빙보호장치에 대한 두 가지 방식에 대한 결과를 제시하였다. 증발식 결빙보호장치는 표면에 생성되는 수막이 모두 증발하여 결빙보호장치로부터 보호되는 표면 한계를 넘어가지 못하는 경우를 의미한다. 이에 비해 비증발식은 수막이 모두 증발되지 못하고 유동 방향으로 흘러 보호 표면을 벗어나 후류 결빙(runback ice)를 생성할 수 있는 경우를 말한다. 따라서 이번 연구에서는 외기 온도 조건이 다른 두 증발식을 비교하기 위해 Run22A와 Run35A를 선정하였고, 비증발식에 대한 Run22B에 대해서도 해석을 진행하였다. 전체 해석 케이스에 대한 열원의 위치와 열유량 값은 다음 Table 3와 같다.

Table 3 Position and Heat flux of Heating Pads [5]

Heating pad	Start s/c	End s/c	Heat flux [kW/m^2]		
			run22A	run22B	run35A
F	-0.1024	-0.0607	9.92	2.635	12.09
D	-0.0607	-0.0329	10.23	2.945	11.78
B	-0.0329	-0.0051	32.55	4.03	34.1
A	-0.0051	0.0157	46.5	4.805	46.5
C	0.0157	0.0435	18.6	2.945	23.25
E	0.0435	0.0713	6.98	3.41	6.67
G	0.0713	0.1129	10.24	2.325	12.71

이를 해석하기 위해 격자는 다음 Figure 8과 같이 생성하였다. 외부 유동장의 경우, 대류열전달계수의 정확한 예측하기 위해 Y^+ 를 0.3으로 하여 격자를 구성하였다. 내부 복합재는 열원 위 부분에 대한 층들에 대해 격자를 형성하여 해석을 진행하였다.

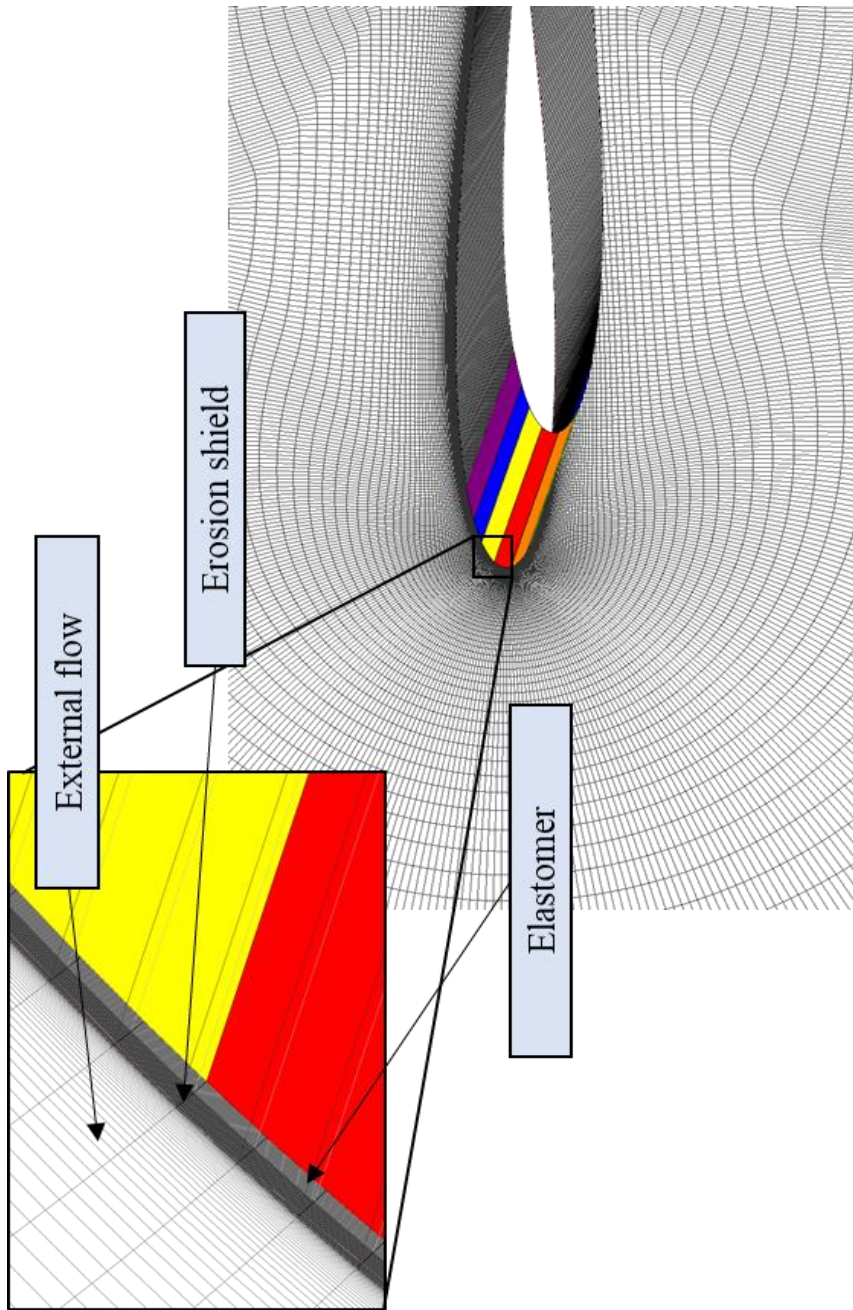


Figure 8 Grid of Electro-Thermal IPS

B. 증발식 전기열 결빙보호장치 해석 결과 및 분석

i. 유동 해석 및 액적 충돌 해석 결과

생성된 격자에 대한 유동 해석 및 액적 충돌 해석이 진행되었다. 먼저 유동 해석의 경우, 복합열전달 해석을 통해 내부 열원과 결합되어 해석이 진행되었다. 이 결과를 표면에 대한 압력계수로 나타내 기준 수치해석 결과와 비교하였다. Figure 9는 이 압력계수 결과를 비교한 그래프이다. 실험에 대한 압력 계수를 구할 수 없어 직접적인 비교는 어려우나, 다른 유동장 해석 모델을 사용한 ONERA 2D[7]와 예측된 압력계수가 일치하는 것을 통해 개발된 해석 코드의 유동 해석의 신뢰성을 검증하였다.

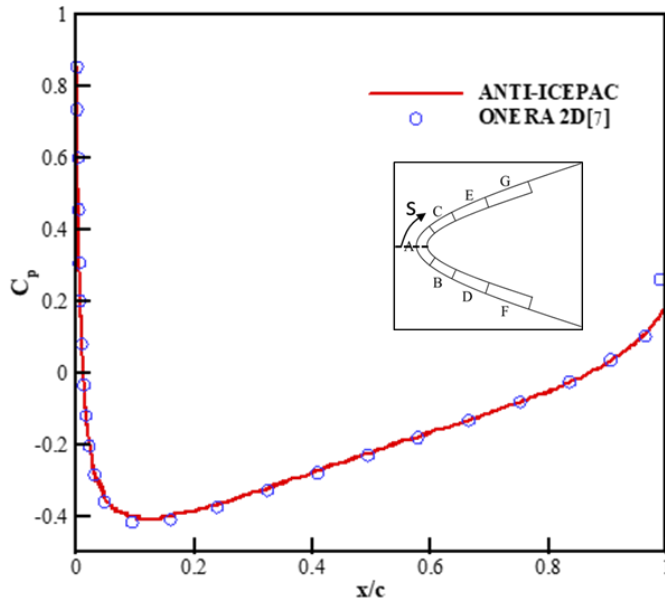


Figure 9 Pressure Coefficient(C_p)

Figure 10은 액적 충돌 해석을 통해 얻은 액적충돌률을 나타낸 그래프이다. 이는 Al-Khalil의 실험과 같이 진행된 수치해석 코드인 ANTICE[5]와 비교하였다. 개발된 해석 코드의 액적 충돌 해석 또한 전체적으로 표면에 들어오는 액적충돌률 및 충돌 한계를 잘 예측함을 보였다. 이후 나타내는 표면 위 변수에 대한 그래프는 Figure 9, 10와 같이 앞전을 기준으로 무차원화된 표면 길이(arc length)에 따라 값들을 제시하고자 한다.

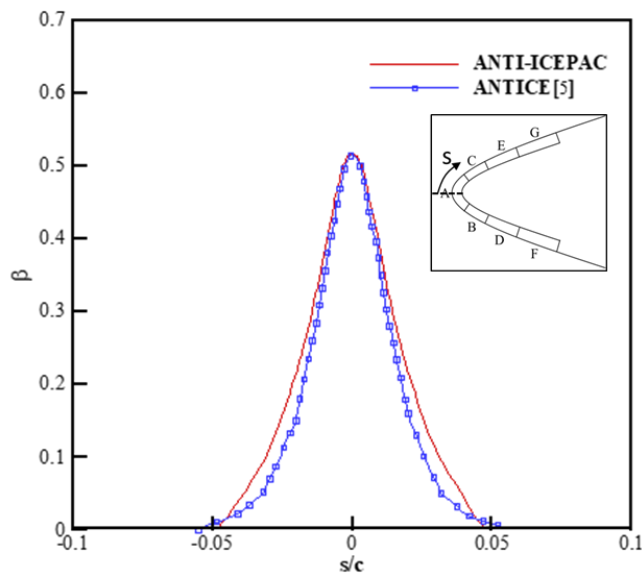


Figure 10 Collection Efficiency(β)

ii. 복합열전달 해석 결과

이번 연구에서 진행된 Run22A, Run22B, Run35A는 모두 외부 유동 조건 및 결빙 조건이 비슷하기 때문에 거의 동일한 압력계수와 액적충돌률을 나타내었다. 그러나 각각의 경우, 열원에서의 열 유량과 외기 온도 조건이 다르기 때문에 복합열전달 해석 결과에 차이가 발생한다. 먼저 내부 열원의 열 유량이 특정 지점에서 차이가 있고, 유동 및 결빙 조건이 외기 온도만 다른 Run22A와 Run35A를 비교하였다.

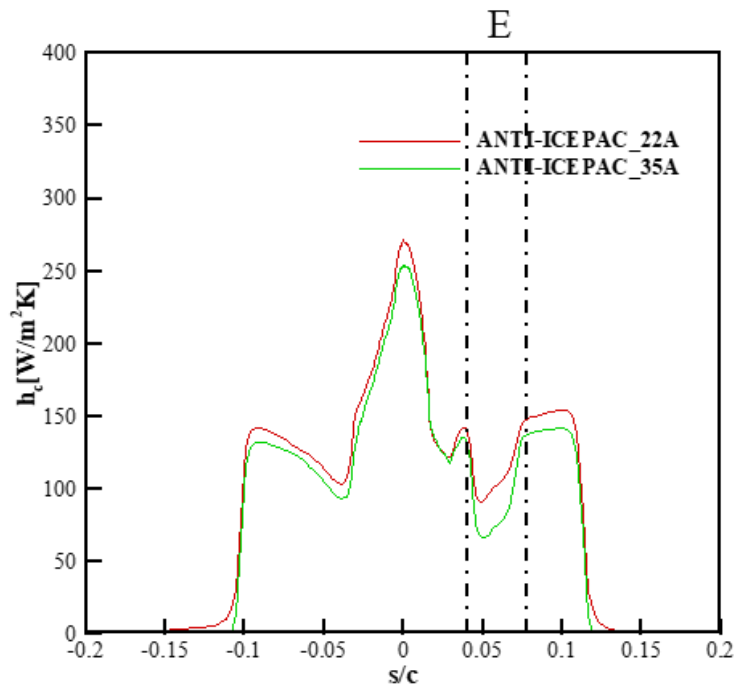


Figure 11 Convective Heat Transfer Coefficient

먼저 Figure 11은 각 케이스에 대한 대류열전달계수를 비교한 그래프이다. Run22A는 외기 온도 -6.65°C , Run35A는 외기 온도 -17.8°C 를 가지며, 각 열원의 열 유량에는 큰 차이가 없다. 이 때, 두 경우의 대류열전달계수가 거의 일치하나 Run35A의 경우가 더 작게 나타남을 보였다. 또한 Run35A의 경우, 열원 E의 위치에서 대류열전달계수가 약 90% 감소하는 현상이 나타난다. 이는 내부 열원이 외부 대류열전달계수에 미치는 영향을 존재함을 나타낸다.

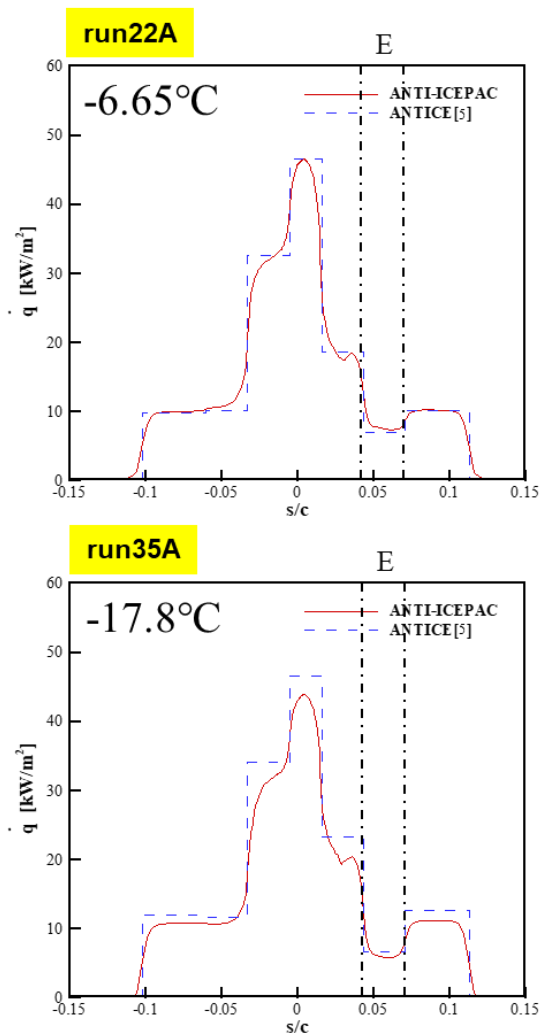


Figure 12 Wall Heat Flux: Run22A(top) and Run35A(bottom)

Figure 12는 두 경우에 대한 표면에서의 전도열을 ANTICE[5]와 비교한 그래프이다. 각각 열원에서의 열 유량 값과 표면으로 빠져나가는 전도열을 비교하였다. 먼저 ANTICE[5]를 비롯한 대부분의 기존 연구들은 내부 열원에 의한 전도열을 해석하는 과정에 1차원 열전달 가정을 이용한다. 내부 열원의 열 유량 값에 비해 표면에서의 복합재 층이 얇아 온도 변화가 층에 수직인 방향으로 큰 차이가 없기 때문이다. 그러나 Figure 12에서와 같이 열 유량 값에 큰 차이가 발생하지 않으나, 국소적으로 열 유량 변화가 나타난다. 특히 Run35A의 경우, 열 유량 값이 전체적으로 10% 낮게 예측되었다. 이는 낮은 외기 온도로 인해 항공기 표면 전체에서 빼앗기는 열이 많아지는데, 이 때 내부 열원에서 발생하는 열이 보호 표면 바깥으로도 쉽게 전달되어 상대적으로 층에 수직인 방향 성분이 줄어드는 것으로 보인다.

결국 Figure 11에서 Run35A의 대류열전달계수가 작게 예측되는 이유는 Run35A에서 표면으로 빠져나가는 전도열이 감소하였기 때문이다. 이는 열원 E에서의 대류열전달계수에서도 나타난다. Run35A에서의 열원 E는 주변 열원에 비해 열 유량 감소량이 적다. 이는 열원 E가 주변 열원에 비해 값이 작고, 따라서 주변으로부터 유입되는 열 유량이 크기 때문이다. 따라서 표면의 온도가 증가하여 Run35A의 열원 E 위의 표면에서 대류열전달계수가 낮게 예측된다. 심지어 Run22A의 경우에는 열원 E에서의 빠져나가는 열 유량이 열원의 열 유량 값보다 큰 것을 확인할 수 있다. 이는 비교적 얇은 복합재 층이더라도 전도열이 2차원 형태로 퍼져나가는 것을 고려해야함을 의미한다.

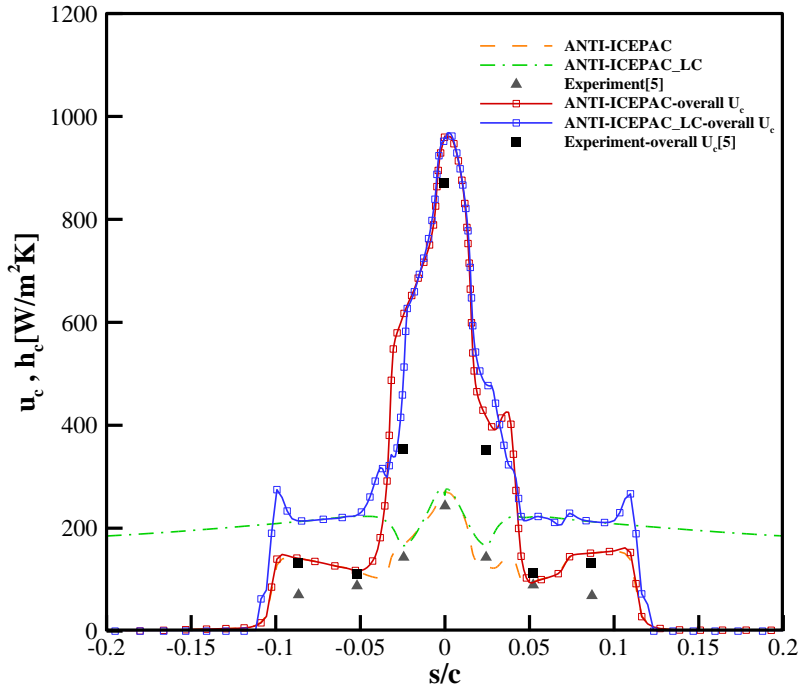


Figure 13 Heat Transfer Coefficients: u_c, h_c

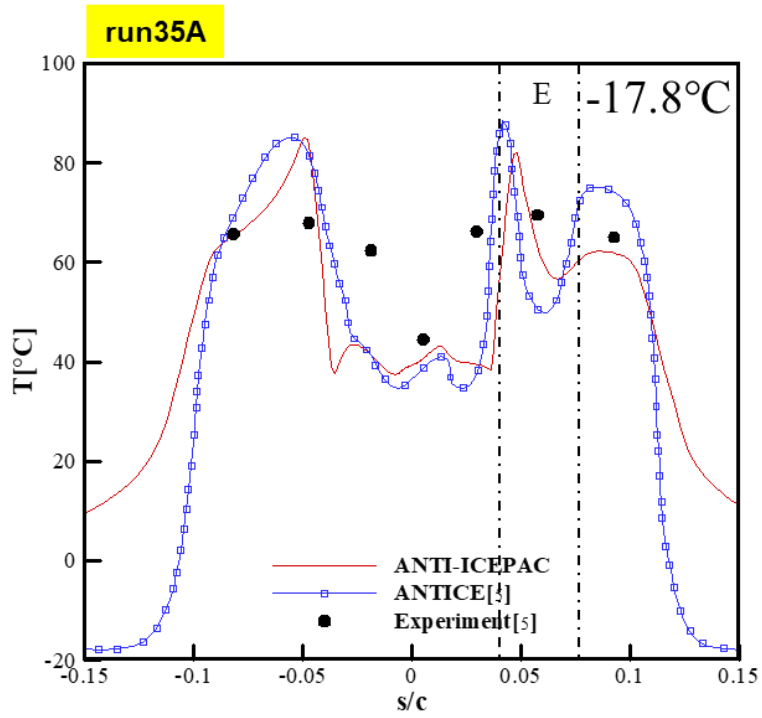
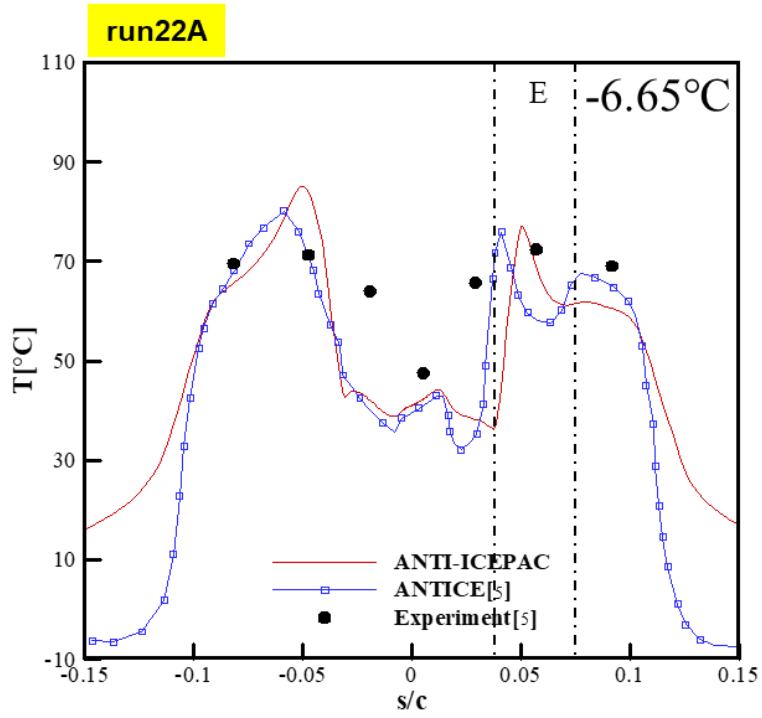
Figure 13에서는 Run22A에 대하여 이번 연구에서 개발된 강성 결합 기법을 사용한 ANTI-ICEPAC를 연성 결합 기법(LC) 및 실험 값과 비교하였다. Overall U_c 는 수막의 영향까지 고려하는 인해 발생하는 전체 열전달계수를 의미한다. 따라서 내부 열원에 의한 대류열전달계수의 변화는 연성 결합 기법과 강성 결합 기법 두 방법에 대한 해석 결과 비교에서 확실히 나타난다. 이를 통해 연성 결합 기법 또한 강성 결합 기법과 비슷하게 열전달계수를 잘 예측하는 것을 보인다. 그러나 열원이 끝나는 부근에서는 차이가 분명히 나타나는데 이 부근에서 강성 결합 기법이 연성 결합 기법보다 정확하게 열전달계수를 예측하고 있다.

iii. 수막 거동 해석 결과

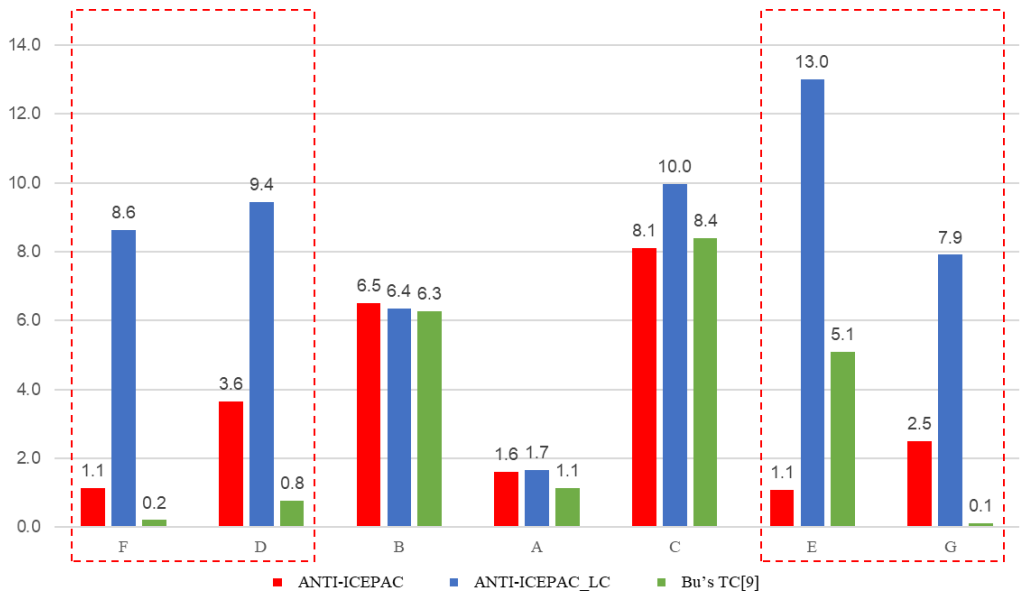
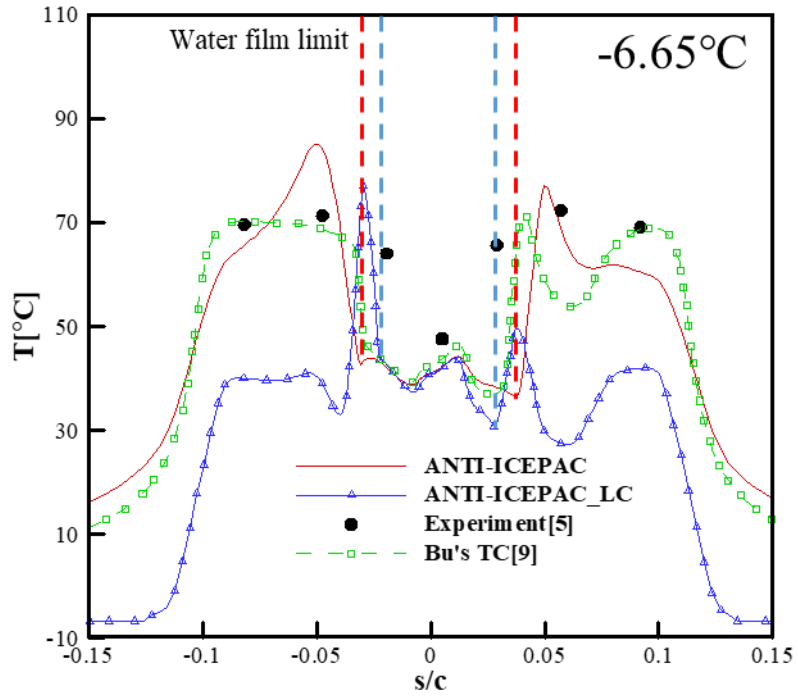
위 해석 결과들을 통해 얻은 표면에서의 벽 전단 응력, 전도열, 대류열전달계수 및 표면에 생성되는 물의 양을 이용하여 표면 위의 수막 거동 해석이 진행되었다. 이를 통해 수막의 상태변화 및 열전달 해석이 진행되고, 최종적으로 표면의 온도 분포가 계산되었다.

Figure 14에서는 외기 온도 및 열 유량이 다른 Run22A와 Run35A를 나타내었다. 그래프에 나타난 ANTICE[5]의 경우, 대류열전달계수를 실험값을 사용하였다. 각 케이스의 경우, 표면 온도 분포가 ANTICE[5]와 비슷하게 실험값에 근접하는 것을 볼 수 있다. 특히 복합열전달 효과로부터 대류열전달계수와 전도열이 크게 변하는 열원 E 위의 표면의 경우, 이번 연구를 통해 개발된 해석 코드가 표면 온도를 잘 예측하는 것을 볼 수 있다. Run35A 케이스에서는 ANTICE[5]에 비해 실험값과 유사한 온도 분포를 나타낸다.

Figure 15에서는 각 결합 기법을 비교하고자 Run22A에 대한 연성 결합 기법, 강성 결합 기법, 그리고 Bu[9]의 해석 결과를 비교하여 나타내었다. 표면 위의 수막에 대한 열전달 해석까지 결합하는 Bu[9]의 방법은 다른 방법에 비해 수막이 끝나는 지점(water film limit)에서 온도의 급격한 변화가 적게 나타난다. 그러나 수막이 끝나는 지점에 대한 예측은 현재 연구에서 사용된 강성 결합 기법에 대한 결과와 Bu[9]의 해석 결과가 유사하며, 오직 대류열전달계수를 다른 기법에 비해 상대적으로 크게 예측하는 연성 결합 기법만 수막 흐름의 한계를 작게 예측하였다. 실험값에 대한 상대 오차는 Bu[9]의 방법에 비해 현재 사용된 방법도 오차가 크지 않음을 확인하였다.



**Figure 14 Surface Temperature Distributions:
Run22A(top) and Run35A(bottom)**



**Figure 15 Temperature Distribution of Run22A (top);
Relative Error of the Distribution(bottom)**

C. 비증발식 전기열 결빙보호장치 해석 결과 및 분석

i. 복합열전달 해석 결과

비증발식(running-wet) 전기열 결빙보호장치 해석 케이스인 Run22B는 Run22A와 외기 유동 조건이 같으므로 결과는 따로 제시하지 않았다. 이번 절에서는 비증발식인 Run22B의 복합열전달 해석 결과를 나타내었다. 일반적으로 비증발식의 경우, 증발이 충분히 일어나지 않아 열원이 위치하는 지점보다 수막이 더 뒤로 흐르게 되므로 열원이 끝나는 지점에서의 온도 변화 및 대류열전달계수 예측이 중요하다.

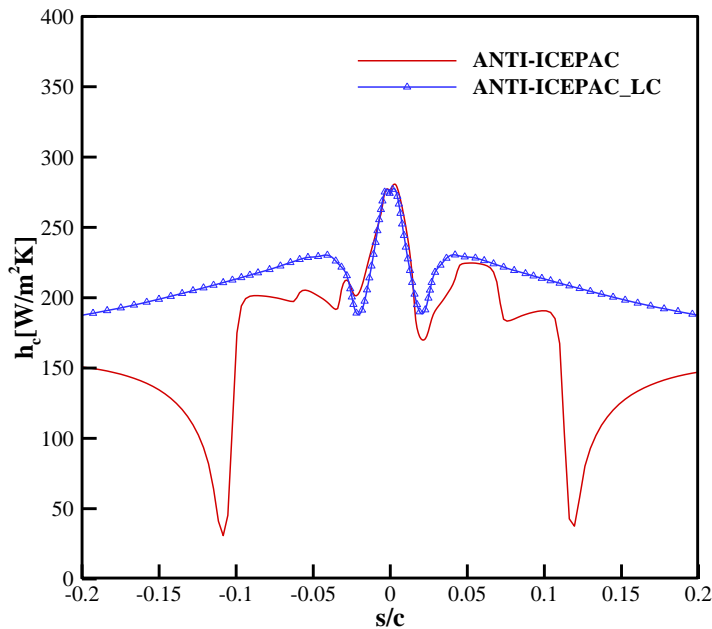


Figure 16 Convective Heat Transfer Coefficient in Run22B

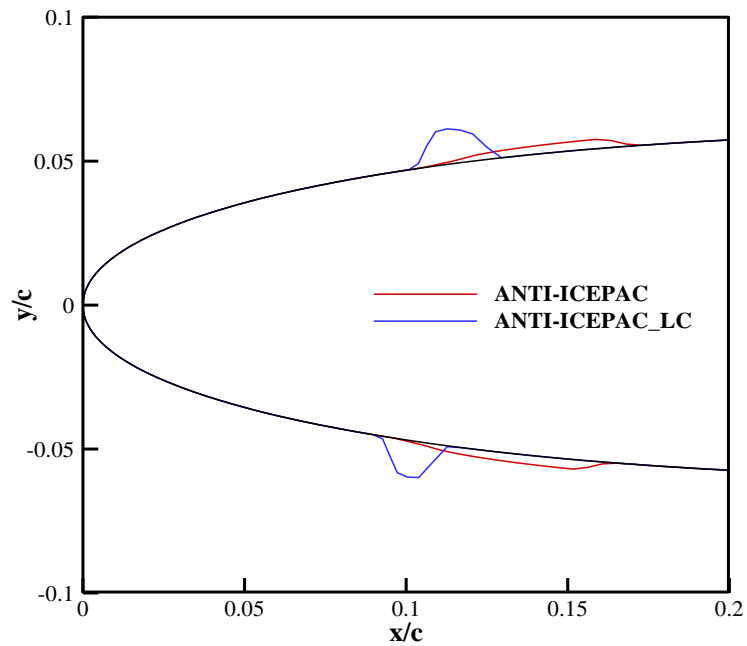
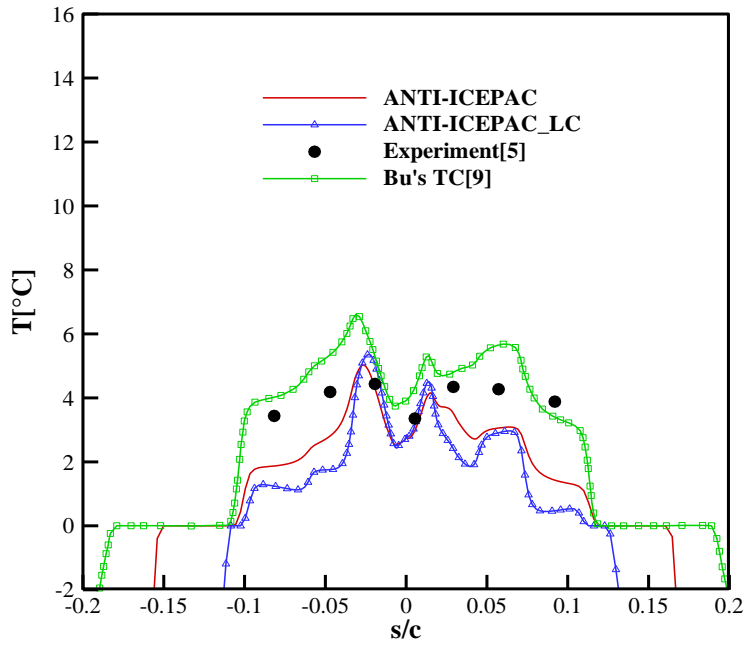
Figure 16은 각 기법에 따른 대류열전달계수를 나타내었다. 특히 s/c 가 ± 0.1 인 부근에 열원 위치가 끝나는 곳에서 값의 차이가 큼을

알 수 있다. 이렇게 열원이 끝나는 위치에서 대류열전달계수가 작아지는 현상은 강성 결합 기법 방식에서만 나타나는 현상이다. Bu[9]는 이 현상에 대해 열원으로부터 가열된 공기가 후류로 흘러 외기 온도를 높이는 효과를 통해 상대적으로 대류열전달 효과가 줄어든다고 설명하였다. 이러한 대류열전달계수 변화는 수막 거동 해석에서 수막의 상태변화에 큰 영향을 미친다.

ii. 수막 거동 해석 결과

Figure 17에는 표면 온도 분포 및 후류에 형성되는 후류 결빙(runback ice)를 나타내었다. 먼저 열원이 작용하는 위치에서의 실험값과의 차이는 최대 4°C 이하로, 증발식에 비해 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나 후류에 발생하는 결빙에 대한 온도 분포에는 차이가 크다. 그러나 이 후류 결빙에 대한 형상이나, 후류 온도 분포 등에 대한 실험값이 제시되지 않아 비교가 어렵다. 따라서 해석 결과만을 비교하면, 강성 결합 기법을 사용하는 방식은 모두 열원이 끝나는 위치로부터 표면 온도가 0°C 인 구간이 연성 결합 기법에 비해 길게 나타나는 특징을 갖는다. 이는 열원이 끝나면서 대류열전달계수가 크게 작아짐에 따라 수막이 바로 얼지 않고 뒤로 흐르기 때문이다.

만약 생성되는 후류 결빙에 의한 표면거칠기 효과를 고려하지 않고, 30분의 비행시간을 가정하였을 경우, Figure 17와 같이 후류 결빙이 발생할 수 있다. 이 때 표면으로 들어오는 수막의 양은 동일하기 때문에 열원이 끝나는 지점에서 바로 얼기 시작하는 연성 결합 기법은 강성 결합 기법에 비해 후류 결빙이 좁고 높게 나타난다. 따라서 후류 결빙을 해석하는 경우에는 두 기법의 결과에 차이가 발생하며, 증발식에 비해 대류열전달계수 예측이 더 정확해야 한다.



**Figure 17 Results of Run22B: Surface Temperature Distribution(top);
and Runback-Ice Shapes (flight in 30mins.) (bottom)**

IV. 결론

본 연구에서는 항공기 결빙보호장치 열해석을 위한 복합열전달 기법 연구를 진행하였다. 장치에 대한 복합열전달 해석 시 유동장 해석의 연성 결합 기법 및 강성 결합 기법에 따른 해석 결과를 정리하여 비교하였다. 그 결과 연성 결합 기법에 비해 더 나은 정확도를 보여주는 강성 결합 기법을 활용한 항공기 결빙보호장치를 해석하는 해석 코드를 개발하였다. 본 연구의 결론은 다음과 같다.

- 1) 표면 온도 분포 변화에 따른 대류열전달계수 변화를 예측하는 것은 항공기 결빙보호장치 해석에 필수적이다. 특히 온도가 급격히 변하는 구간(각 열원의 열 유량 차로 인한 급격한 열 유량 변화, 표면 위 수막 흐름의 한계, 열원 끝 지점)에서 대류열전달계수가 크게 변하는 것을 확인하였다. 특히 비증발식(running-wet) 결빙보호장치에 대한 후류 결빙 형상이 이 영향을 가장 크게 받는다. 따라서 후류 결빙이 생성되는 비증발식 방빙 장치나 제빙 장치 해석에는 강성 결합 기법을 사용해야 해석의 정확성을 향상시킬 수 있다.
- 2) 이번 연구에 사용된 강성 결합 기법과 수막의 상태변화 및 열전달 해석까지 모두 포함한 강성 결합 기법은 해석 결과에 큰 차이를 보이지 않았다. 또한 이번 연구를 통해 개발된 해석 코드는 비정상 상태 문제를 해석할 수 있다는 장점이 있다. 이번 연구를 통해 기존 강성 결합 기법에 비해 효율적인 강성 결합 기법을 이용하여 해석 코드를 개발하고 검증할 수 있었다.

참고 문헌

- [1] Cabler, S. J., "Aircraft Ice Protection." *Federal Aviation Administration Advisory Circular; AC*, (20-73A), 2006.
- [2] Son, C., Oh, S., & Yee, K., "Ice Accretion on Helicopter Fuselage Considering Rotor-wake Effects." *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 2, 2016, pp. 500-518.
- [3] Thomas, S. K., Cassoni, R. P., and MacArthur, C. D., "Aircraft Anti-icing and De-icing Techniques and Modeling," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No.5, 1996, pp. 841-854.
- [4] van't Hoff, S., van der Vorst, J., Flemming, R. J., & Parkins, D., "Icing Certification of Korean Utility Helicopter KUH-1: Artificial Icing Flight Test," *9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, 2017, pp. 3930.
- [5] Al-Khalil, K. M., Horvath, C., Miller, D. R., and Wright, W. B., "Validation of NASA Thermal Ice Protection Computer Codes. Part 3; The Validation of Antice," NASA TM 2001-210907, 2001.
- [6] Morency, F., Tezok, F., and Paraschivoiu, I., "Heat and mass transfer in the case of anti-icing system simulation," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 2, 2000, pp. 245-252.
- [7] Silva, G., Otavio S., and Euryale Z., "Simulation of an airfoil electro-thermal anti-ice system operating in running wet regime," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005.
- [8] Reid, T., Baruzzi, G. S., and Habashi, W. G., "FENSAP-ICE: unsteady conjugate heat transfer simulation of electrothermal de-icing," *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 4, 2012, pp. 1101-1109.
- [9] Bu, X., Lin, G., Shen, X., Hu, Z., and Wen, D., "Numerical simulation of aircraft thermal anti-icing system based on a tight-coupling method,"

- International Journal of Heat Mass Transfer*, Vol. 148, 2020, pp. 119061.
- [10] Barzi, M.P., “Multidisciplinary Optimization of In-Flight Electro-Thermal Ice Protection Systems,” *Mechanical Engineering Dept., McGill Univ, Montreal, HA*, 2014.
- [11] Wong, J., Papadakis, M., and Wong, J., “CFD Analysis of a wing with a bleed air Ice protection system,” *5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, 2013, pp. 2935.
- [12] Messinger, B. L., “Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed,” *Journal of the aeronautical sciences*, Vol.20, No. 1, 1953, pp. 29-42.
- [13] Ambrok, G. S., “Approximate solution of equations for the thermal boundary layer with variations in boundary layer structure,” *Soviet Physics – Technical Physics*, No.2, 1957, pp.1979-1986.
- [14] Beaugendre, H., Morency, F., Habashi, W. G., and Benquet, P., “Roughness Implementation in FENSAP-ICE: Model Calibration and Influence on Ice Shapes,” *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 6, 2003, pp. 1212–1215.
- [15] Domingos, R., Papadakis, M., & Zamora, A., “Computational methodology for bleed air ice protection system parametric analysis,” *AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, 2010, pp. 7834.

ABSTRACT

CHT Method for Thermal Analysis of Aircraft Ice Protection System

Yonghwan Kim
Aerospace Engineering
The Graduate School
Seoul National University

For aircraft operating under icing conditions, Ice Protection System(IPS) must be installed, and certification of system performance is required. During the installation and certification process, sufficient analysis is needed for the IPS of specific aircraft components, such as wing, windshield, and engine inlet, in which icing occurs mainly. Among the methods of analysis on IPS, numerical analysis is a time-effective and cost-effective method.

Numerical analysis has been conducted to collect accurate heat transfer analysis for thermal IPS, which is mainly used. The analysis involves an internal heat transfer analysis in the icing simulation on the aircraft surface. For accurate heat transfer analysis results, the coupling method is required to analyze regions where heat transfer occurs. Most of the prior research used a loose-coupling method for time efficiency. However, the loose-coupling method does not take into account the effect of heat transfer in each region on the thermal convection of external flow. While the tight-coupling method takes longer to calculate than the loose-coupling method, it can combine all the heat transfer analyses in the IPS simulation process, resulting in high accuracy.

In this study, a convective heat transfer coefficient obtained by the tight-coupling method in dry air conditions without water film was used. An anti-icing analysis was conducted on thermal IPS with the tight-coupling method. A comparative analysis was then performed with experimental results and other numerical analysis studies. The tight-coupling method showed more excellent agreement with the experiments than the loose-coupling method. Furthermore, it is confirmed that the developed numerical method has the same performance as the previous tight coupling method.

**keywords : Aircraft Icing, Ice Protection System, Anti-Icing,
Conjugate Heat Transfer, Coupling Method**

Student Number : 2018-25301