

코르크 삭마를 고려한 비행체 1D 온도해석 도구 개발

정 태 빈^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

A Development of One-dimensional Thermal Analysis Tool for Flight Vehicle with Cork Insulation

Taebin Jeong^{*,1)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 19 February 2018 / Revised 18 June 2018 / Accepted 20 July 2018)

ABSTRACT

A development of one-dimensional thermal analysis tool is performed to estimate the thickness of cork insulation for flight vehicle. In the calculation of cork temperature, the cork density model, heat of ablation and pyrolysis gas enthalpy model were applied. The calculation for the two-layer model of cork and metal was performed by the tool and compared with the experimental data. The results for the two aerodynamic heating conditions were 17 % and -12 % different from the experimental data, respectively. The effect of mechanical ablation not included in the calculation can be expected as the cause of the difference. The temperature-density curve of cork which adjusted by experimental data was also presented.

Key Words : Cork Insulation(코르크 내열재), Ablation(삭마), Aerodynamic Heating(공력가열), Flight Vehicle(비행체)

기 호 설 명

Γ : resin volume fraction
 B_i : pre-exponential factor for the i^{th} resin component
 E_i : activation energy for the i^{th} resin component
 R : universal gas constant

ρ_{oi} : original density of the i^{th} resin component
 ρ_{ri} : residual density of the i^{th} resin component
 Ψ_i : density exponent factor
 \dot{s} : recession rate
 \dot{Q}_{hw} : hot wall heat flux
 Q^* : heat of ablation
 C_p : specific heat
 h_p : pyrolysis gas enthalpy

* Corresponding author, E-mail: jeongtaebin@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

1. 서론

빠른 속도로 비행하는 비행체를 설계함에 있어, 공력가열을 고려한 외부 열방호재 설계는 필수적이다. 특히, 외부 열방호재의 종류와 두께에 따라 비행체 전체 형상과 관성량, 조립방법, 운용개념 등 초기 설계가 영향을 받으므로, 개념설계 단계에서부터 외부 열방호재의 종류와 두께를 설정하는 것이 중요하다.

비행체의 공력가열량은 비행궤적, 속도 등에 의해 산출되는 값으로, 설계 초기단계에서 획득이 가능하다^[1]. 즉, 산출된 공력가열량을 바탕으로 열방호재의 온도해석을 수행한다면, 개념설계 단계에서 열방호재의 종류와 두께를 설정할 수 있다.

비행체의 열방호재로는 밀도 대비 열물성이 뛰어나고, 삭마성질을 갖는 내열성 복합재가 주로 적용된다. 그중 코르크 복합재는 저밀도 대비 높은 열용량과 낮은 열전도도로 열 물성이 좋고, 생산, 운용 환경에서의 물리적 강건성 또한 다양한 방법으로 확보되어 우수한 열방호재로 꼽힌다^[2].

코르크 복합재가 비행체의 열방호재로 주목받으면서 코르크 복합재의 열분해/삭마 해석에 관한 다양한 연구가 수행되었다. R. Hovey는 Minuteman Program의 코르크 열방호재 설계에 관한 연구에서 외부 열방호재로서 코르크 복합재의 효율성을 확인하고, 실험을 통해 얻은 코르크 열방호재의 열적, 물리적 물성을 정리하였다. 또한 엔탈피 차이에 따른 Heat of ablation을 코르크 복합재의 삭마특성으로 제시하였다^[2]. 이후, Arrhenius 식 형태의 밀도 감소 모델과 열분해 가스 엔탈피 모델을 활용하여 코르크 열방호재의 온도해석에 관한 연구가 수행되었다^[3].

최근에도 플라즈마나 고에너지 레이저 실험을 통해 코르크 복합재의 열 물성이 확인되고 있으며,^[4] 비행체의 열방호재의 종류와 두께를 설정하기 위한 온도해석 도구의 개발이 연구되고 있다^[8,9].

본 연구에서는 코르크 열방호재를 고려한 비행체 ID 온도해석을 수행하였다. 코르크 복합재의 온도해석에 관한 기존 연구결과들을 최대한 활용하여 온도해석 도구를 만들고, 시험결과를 바탕으로 해석에 적용된 실험적 물성치들을 조정하였다. 최종적으로 비행체 공력가열량을 입력으로 하는 코르크 열방호재 온도해석 도구를 완성하고, 실험결과와 비교하였다.

2. 이론적 배경

본 연구에서 개발코자하는 온도해석 도구는 공력가열량을 입력으로, 코르크 열방호재-금속구조를 갖는 다층구조물의 두께방향 온도를 출력으로 한다. 해석도구는 Matlab 기반으로 만들어졌으며, 해석흐름도는 Fig. 1과 같다.

해석은 시간에 대한 유한차분법으로, 일반적인 열전달 계산을 수행한다. 다만, 코르크 복합재의 열반응/삭마 특성을 반영하기 위해, 다음 step으로 넘어가기 전 코르크 복합재의 밀도 감소 모델과 삭마 모델을 적용한다. 이전 step에서 계산된 온도를 바탕으로 다음 step 계산에 적용되는 코르크 두께와 밀도가 변화한다.

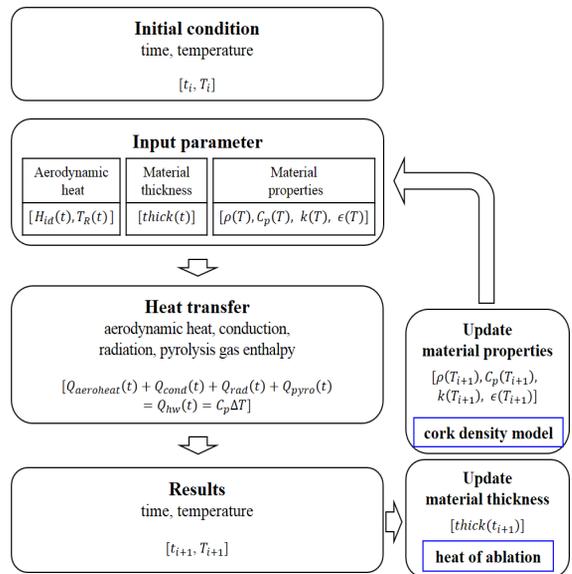


Fig. 1. Flow chart of thermal analysis tool for cork insulation

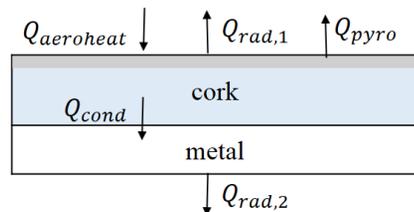


Fig. 2. Schematic diagram of heat transfer model

Fig. 2와 같이 코르크 열방호층과 금속구조층을 갖는 1D 모델에 대해 계산이 수행되었으며, 열전달 계산에는 외부 공력가열, 복사열, 재료 간 전도, 코르크 열반응에 의한 열 소산이 고려되었다.

열반응에 의한 열 소산량은 열반응으로 삭마되는 코르크 질량과 열반응 엔탈피의 곱으로 정의할 수 있다. 이때 열반응 엔탈피는 식 (1)을 활용한다.

식 (1)은 P45 코르크의 깊이방향 열반응 실험결과로부터 추정된 1차 근사식으로, 코르크 온도 2000°R(838 °C) 이하 경우에 대해 적용한다^[3].

$$h_p = 6048 \times (T_{cork} - 400) \quad (1)$$

2.1 코르크 밀도 감소 모델

코르크 복합재는 레진과 코르크의 혼합물로, 온도에 따라 밀도가 변화한다. 코르크의 밀도 감소 모델은 식 (2), 식 (3)과 같이 2종류의 레진과 코르크에 대한 Arrhenius 식 형태로 표현할 수 있다.

식 (3)에 적용된 상수들은 해당 물질들에 대한 열중량분석(Thermal Gravimetric Analysis, TGA) 결과를 curve-fitting하여 구할 수 있다.

$$\rho = \Gamma(\rho_A + \rho_B) + (1 - \Gamma)\rho_c \quad (2)$$

ρ_A, ρ_B : density of resin (2 types)

ρ_C : density of reinforcement (cork)

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} = -B_i \exp\left(-\frac{E_{a_i}}{RT}\right) \rho_{o_i} \left(\frac{\rho_i - \rho_{r_i}}{\rho_{o_i}}\right)^{\Psi_i} \quad (3)$$

기존 연구를 통해 상용으로 사용되는 단열재용 코르크(Amorim P45)에 대한 열중량분석 결과를 얻을 수 있다. P45 코르크의 밀도 감소 모델에 적용된 상수는 Table 1과 같다.^[3]

Table 1. Decomposition kinetics constants for P-45 cork^[3]

i th comp.	ρ_{o_i} (lb/ft ³)	ρ_{r_i} (lb/ft ³)	B_i (1/s)	Ψ_i	E_i (R°)
A	6.204	0	6.063e5	1.74	15577
B	6.269	0	1.127e3	1.30	13235
C	27.528	8	8.851e12	2.80	42634

본 연구에 적용된 코르크 열방호재는 P45에 비해 코르크 낱알이 작고, 밀도가 높은 성질을 가진다. 열방호재로 사용되는 코르크 복합재의 성질은 Table 2와 같다.^[6] 해당 성질을 고려하여, 기존 Arrhenius 식의 코르크에 해당하는 상수들(component C)을 조정하였다. 가중치가 적용된 상수는 Table 3과 같으며, 계산된 코르크 밀도 감소 모델은 Fig. 3과 같다.

참고문헌[7]로부터 동일한 코르크 열방호재에 대한 TGA 실험결과를 얻어 Fig. 4에 인용하였다. Fig. 3과 Fig. 4를 비교하면, 500 K 이하의 온도에서는 형태의 차이를 보이지만, 그 외 온도에서는 형태와 값이 유사하다. curve-fitting에 따른 불가피한 차이를 고려한다면, 적용된 밀도 감소 모델이 타당함을 확인할 수 있다.

Table 2. Three varieties of thermal protection systems –their sizes and properties(by permission of Amorim Cork Composites ACC)^[6]

	P45	P50	P60
Cork particle size (mm)	1-2	0.5-1	0.5-1
Density @ 20°C ^a (g/cm ³)	0.32	0.48	0.45

^aASTM F1315

Table 3. Decomposition kinetics constants for test cork

i th comp.	ρ_{o_i} (lb/ft ³)	ρ_{r_i} (lb/ft ³)	B_i (1/s)	Ψ_i	E_i (R°)
C2	38.539	8	7.966e12	2.52	68214

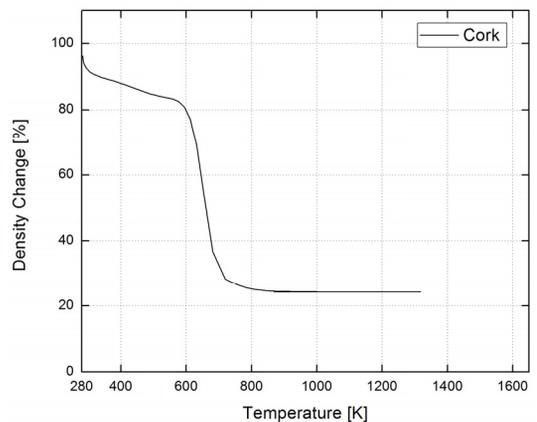


Fig. 3. Cork density model

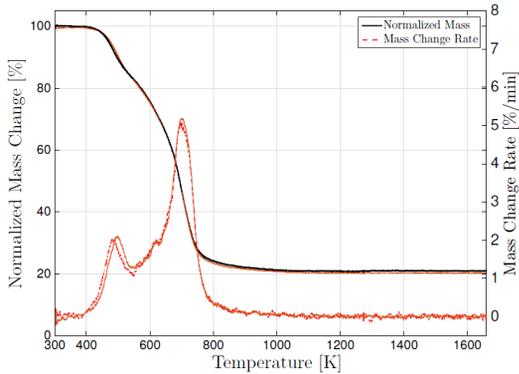


Fig. 4. TGA data for two samples with 10 K/min heating rate^[7]

2.2 코르크 삭마 모델

가열에 의한 코르크 열방호재의 삭마량은 Heat of ablation 방식으로 계산한다. Heat of ablation 방식은 열반응에 의한 코르크 삭마율을 식 (4)와 같이 가열량 (\dot{Q}_{hw}), 코르크 밀도(ρ_{cork}), 삭마열(Q^*)의 관계로 표현하는 것으로 해당 삭마율을 시간에 대해 적분함으로써 삭마량을 얻는다. 정상상태 삭마를 가정하므로 가열량과 밀도가 변화하는 비행체 공력가열 조건에서는 삭마량을 과도하게 예측할 수 있으며, 이를 보완하기 위해 삭마가 일어나는 온도를 설정한다.^[8] 본 연구에 적용된 코르크 열방호재는 삭마 시작 온도를 260 °C로 설정하였다.^[2]

$$\dot{s} = \frac{\dot{Q}_{hw}}{\rho_{cork} \times Q^*} \quad (4)$$

Table 4. Approximate alternate Q^* values^[2]

Δi (BTU/lb)	Q^* (BTU/lb)
0-200	15000
225	12000
250	6300
300	2750
350	1480
700	980
2000 or greater	1820

$$\Delta i = h_{air, recovery} - h_{air, boundary}$$

정상상태 삭마를 가정한 Heat of ablation 방식의 오류를 줄이기 위해, 계산 step 마다 코르크 밀도 뿐 아니라 삭마열도 함께 업데이트하여 삭마량을 계산하였다. 기존 연구결과로부터 가열경계층 엔탈피 차이와 삭마열 사이의 관계를 얻을 수 있으며, 이를 Table 4에 나타내었다^[2]. 해석도구는 이를 spline 내삽하여 계산에 적용하였다. 계산의 단순화를 위해 공기를 이상기체로 가정하고, 식 (5)와 같이 엔탈피를 비열과 온도의 곱으로 단순화하였다.

$$\Delta i = C_{p, air} (T_{recovery} - T_{boundary}) \quad (5)$$

3. 해석 및 시험결과

개발된 도구를 활용하여, 공력가열 형태가 다른 2가지 조건에 대해 온도해석을 수행하였다. 참고문헌 [1]의 방식으로 산출된 공력가열량을 입력값으로 제공받았으며, 본 연구에서 개발한 온도해석 도구가 공력가열 산출을 수행하지는 않는다. 공력가열 산출에 적용된 비행체적은 수행된 비행시험의 비행체적과 일치한다. 해석 및 시험에 수행된 표면의 재질과 두께별 관측점은 Fig. 5와 같다.

코르크 복합재의 삭마두께를 직관적으로 확인할 수 있도록 두께 방향으로 3개의 계산층을 나누어 계산을 수행하였다. 실제 두께의 1/3두께를 갖는 코르크 3개 층과, 금속층으로 이루어진 4층 구조를 가정하여, 두께 방향으로 온도해석을 수행하였다. 계산 중 삭마가 진행되어 코르크 두께가 0이 되면, 해당 관측점의 계산이 종료되고, 다음 관측점이 열전달 계산을 수행한다.

실험값의 경우, 코르크 열방호재와 금속구조층으로 이루어진 실제 비행체의 비행시험을 통해 온도를 획득하였다. Fig. 6과 같이 비행체의 금속구조층 표면에 k-type 열전대를 부착하여 온도를 계측하였으며, 각 계측에 대한 2회의 비행시험 결과를 해석결과와 비교하였다.

해석 및 실험에 적용된 공력가열량과 해당 결과는 모두 무차원화하여 나타내었다. 2가지 공력가열 형태에 대하여 동일한 기준으로 무차원화하였으며, 무차원화 기준은 다음과 같다.

- 시간은 비행체가 가속되는 시간을 기준으로 무차원화하였다.

- 온도는 코르크 열방호재의 삭마 시작온도 2배 기준으로 무차원화하였다.
- 열전달계수는 2가지 공력가열 조건의 열전달계수 중 최대인 값(Case #1의 종말단계)을 기준으로 무차원화하였다.

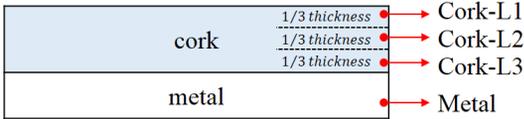


Fig. 5. Schematic diagram of calculation model

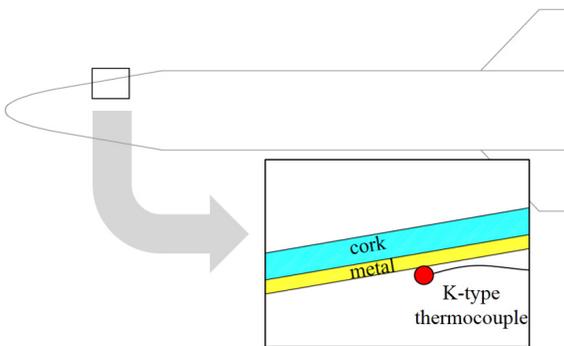


Fig. 6. Schematic diagram of experiment

3.1 Case #1

Case #1의 공력가열량은 유효열전달계수, 회복온도로 주어지며 각각을 무차원화하여 나타내면 Fig. 7, Fig. 8과 같다.

공력가열의 형태를 살펴보면, 상대적으로 긴 시간동안 가열을 받으며, 짧은 시간동안 급격한 열전달이 진행되었다가 이후 일정구간은 열전달이 이루어지지 않는다. 즉, 전체 비행시간에 비해 공력이 작용하는 시간이 적고, 그때의 가열량은 높다.

해석도구를 활용하여 온도해석을 수행하였으며, 해석결과와 시험결과를 무차원화하여 Fig. 9에 나타내었다.

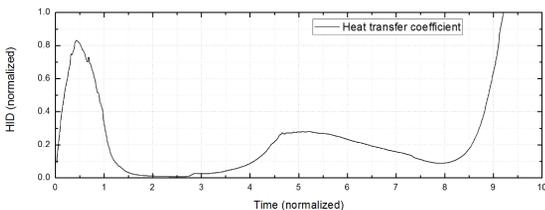


Fig. 7. Heat transfer coefficient(Case #1)

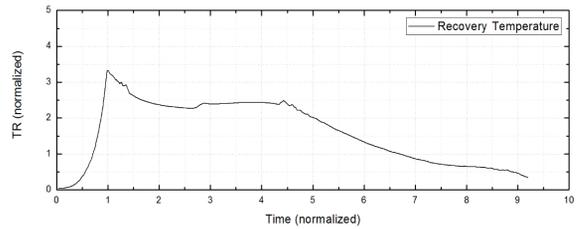


Fig. 8. Recovery temperature(Case #1)

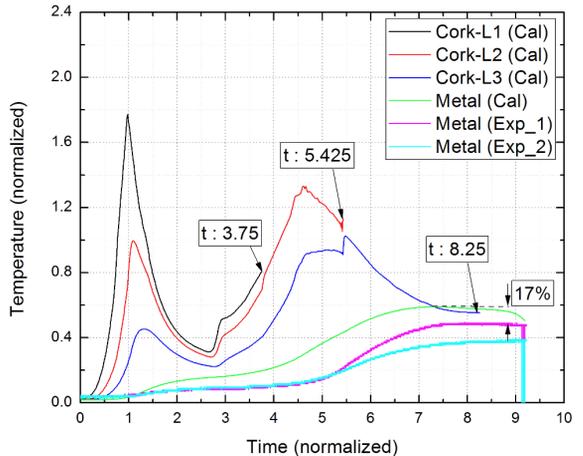


Fig. 9. Temperature distribution in thickness direction (Case #1)

첫 번째 코르크층은 무차원 시간의 3.75 지점에서, 두 번째 코르크층은 무차원 시간의 5.425 지점에서, 세 번째 코르크 층은 무차원 시간의 8.25 지점에서 완전 삭마되었다. 금속구조층의 온도는 꾸준히 상승하였으며, 계산값이 실험값 보다 최고온도 기준 17% 높게 나타났다. 특히, 금속구조층의 온도 상승 기울기가 증가하는 시점에 차이가 존재하는데, 계산값은 무차원 시간 4 지점에서 온도 상승 기울기가 증가하는 반면, 실험값은 무차원 시간 5 지점에서 기울기가 증가한다. 이는 온도해석 도구가 코르크층의 완전삭마 시점을 실제보다 빠르게 예측하였음을 나타낸다. 해석도구 삭마량 예측에는 Heat of ablation 방식이 적용되며, 해당 방식은 비행체 공력가열 조건에서 삭마량을 과도하게 예측할 수 있다.

본 연구에서 개발한 온도해석 도구는 비행체의 초기 개념설계에 적용하므로, 코르크 열방호재의 삭마량이 다소 과도하게 예측되더라도 보수적인 설계를 수행한다는 측면에서 그 효용이 있다.

3.2 Case #2

Case #2의 공력가열량은 유효열전달계수, 회복온도로 주어지며 각각을 무차원화하여 나타내면 Fig. 10, Fig. 11과 같다.

공력가열의 형태를 살펴보면, Case #2는 Case #1에 비해 상대적으로 적은 시간동안 가열을 받으며, 공력가열이 모든 시간에 걸쳐 꾸준히 입력된다. Fig. 10에 나타난 유효열전달계수를 통해 공력가열을 꾸준히 받음을 확인할 수 있다.

해석도구를 활용하여 온도해석을 수행하였으며, 해석결과와 시험결과를 무차원화하여 Fig. 12에 나타내었다.

첫 번째 코르크층은 무차원 시간의 2.05 지점에서 완전 삭마되었으나, 두 번째 코르크층과 세 번째 코르크층은 전체시간동안 잔존하였다. 해석도구가 예측한 코르크 삭마량은 47 %, 잔존량은 53 %였다. 금속구조층의 온도는 꾸준히 상승하였으며, 계산값이 실험값보다 최고온도 기준 12 % 낮게 나타났다. 금속구조층의 온도해석 결과는 차이를 보이지만, 온도 상승형태는 실험에서 얻은 결과와 동일하다.

해석도구의 온도예측이 실험결과보다 낮은 원인으로서는 코르크 복합재의 기계적 삭마 영향을 들 수 있다. 해석도구에 적용된 코르크 삭마모델은 입력되는 가열량과 해당 시점의 코르크 온도에 기인한 열적 삭마 모델이다. 실제 비행조건에서는 공력이 물리적인 저항으로 작용하여 코르크의 기계적 삭마가 발생하며, 공력가열이 적고 공력 비행구간이 길수록 기계적 삭마의 영향이 커진다.

Case #2의 경우, Case #1에 비해 상대적으로 공력가열이 적고, 공력 비행구간은 길다. 따라서 코르크 복합재의 기계적 삭마를 무시할 수 없고, 해석도구가 코르크의 삭마량과 온도를 실제보다 다소 낮게 예측하였다.

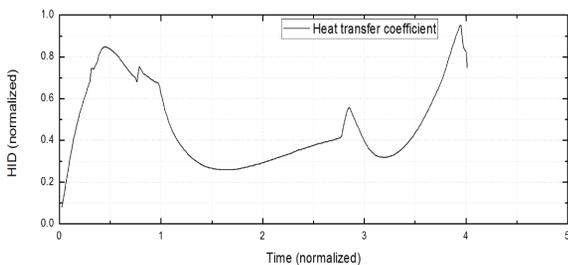


Fig. 10. Heat transfer coefficient(Case #2)

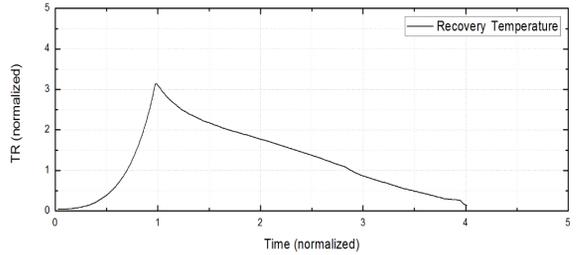


Fig. 11. Recovery temperature(Case #2)

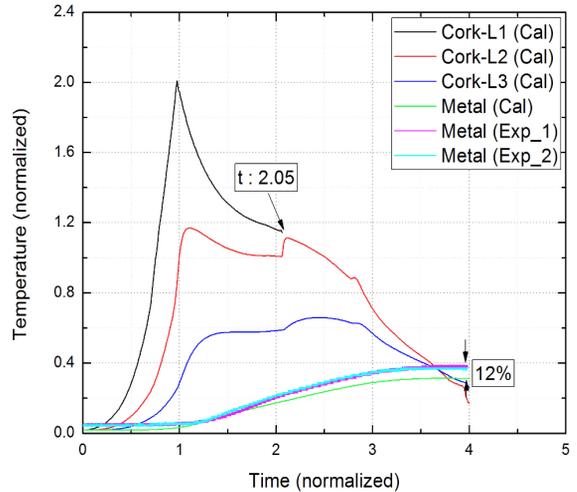


Fig. 12. Temperature distribution in thickness direction (Case #2)

4. 결론

코르크 삭마 해석을 고려한 비행체 1D 온도해석 도구를 개발하고자 하였다. 코르크 온도해석에 관련된 밀도 감소 모델, 삭마 모델, 열분해 엔탈피 모델은 기존 연구결과를 최대한 활용하고자 하였으며, 실험값을 통해 실험적 물성치를 조정하였다.

코르크층과 금속구조층을 갖는 구조에 대해 두께방향으로 온도해석을 수행하였으며, 형태가 다른 두 가지 공력가열 조건에 대해 해석결과와 실험결과를 비교하였다. 해석결과와 실험결과는 최고온도 기준으로 각각 +17 %, -12 % 차이를 보였다. 해석에 적용된 코르크 두께를 기존 대비 각각 +10 %, -8 % 증감하면, 실험결과와 동일한 최고온도를 얻을 수 있다. 10 % 내외의 오차는 해석도구의 목적이었던 코르크 열방호재

의 적용 가능성 확인, 관성량 추정 등을 수행하는데 문제없는 정도이며, 비행체 초기 개념설계 단계에서 수용가능한 수준이다.

해석도구에 적용된 코르크 삭마모델은 Heat of ablation 방식으로 비행체가 비행하는 공력가열 조건에 대해 삭마량을 과도하게 예측할 수 있다. 또한 해석도구에 기계적 삭마가 반영되지 않아, 기계적 삭마의 영향이 큰 비행조건에서는 적용에 한계가 있음을 확인하였다.

입력으로 주어지는 유효열전달계수와 회복온도는 비행체의 속도와 공기의 밀도를 반영한다. 해당 요소들을 바탕으로 기계적 삭마모델을 반영한다면 적용 한계를 극복할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 다양한 공력가열 조건에 대한 실험값이 확보된다면, 해석도구의 신뢰도 확보와 해석정확도 향상을 이룰 수 있을 것으로 예상된다.

연구를 통해 온도해석 도구를 완성하였으며, 비행체 개념설계 단계의 코르크 두께 추정에는 의미있는 수준의 결과를 얻을 수 있었다.

References

- [1] Chul Sun and C. S. Ahn, "Prediction of Aerodynamic Heating On a Supersonic Missile," 2007 Korean Society of Computational Fluids Engineering Conference, pp. 134-137, April, 2007.
- [2] R. W. Hovey, "Cork Thermal Protection Design Data for Aerospace Vehicle Ascent Flight," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 2, No. 3, pp. 300-304, 1965.
- [3] E. Smith, B. Lamb, R. Beck and E. Fretter, "Thermal/Ablation Model of Low Density Cork Phenolic For the Titan IV Stage I Engine Thermal Protection System," AIAA 92-2905, AIAA 27th Thermophysics Conference, July, 1992.
- [4] C. O. Asma, B. Helber, L. Di Lello, F. Panerai and T. Magin, "Infrared Thermography Measurements on Ablative Thermal Protection Systems for Interplanetary Space Vehicles," QIRT 2010-007, 10th International Conference on Quantitative InfraRed Thermography, July, 2010.
- [5] Y. Kim, S. Jung and S. Lee, "Thermal Analysis of High Energy Laser Induced Damage in Cork-based Composite Materials," 2013 The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference, pp. 871-873, May, 2013.
- [6] Dunn, B., "Materials and Processes for Spacecraft and High Reliability Applications," Springer International Publishing Switzerland, pp. 43-49, 2016.
- [7] I. Sakraker, "Aerothermodynamics of Pre-Flight and In-Flight Testing Methodologies for Atmospheric Entry Probes," Ph.d. Thesis, University of Liege, Belgium, pp. 87-89, 2016.
- [8] J. A. Dec and R. D. Braun, "An Approximate Ablative Thermal Protection System Sizing Tool for Entry System Design," AIAA 2006-780, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan., 2006.
- [9] J. R. Sharp and A. T. Page, "Ablation Modeling of ARES-I Upper Stage Thermal Protection System Using Thermal Desktop," TFAWS07-1009, 2017 Thermal Fluids Analysis Workshop, Sep., 2007.