

소형발사체 공통격벽 추진제 탱크의 단열재 두께 변화에 따른 과도 열전달 해석

양지윤^{1,3}, 이경한^{1,3}, 김상우^{1,2,3†}, 이수용³

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

²한국항공대학교 항공우주공학과

³한국항공대학교 항공우주산업기술연구소

Transient Heat Transfer Analysis of Small Launch Vehicle Common Bulkhead Propellant Tank with Different Insulation Thickness

Ji-Yoon Yang^{1,3}, Gyeong-Han Lee^{1,3}, Sang-Woo Kim^{1,2,3†} and Soo-Yong Lee³

¹Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

²Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Korea Aerospace University

³Reserch Institute for Aerospace Engineering and Technology, Korea Aerospace University

Abstract

The insulation performance of a common bulkhead propellant tank for small launch vehicles with variations in insulation thickness was analyzed. The common bulkhead propellant tank composed of a single part allows for lightweight design, as it eliminates the need for tank connections. However, problems such as propellant loss and ignition delay due to heat transfer caused by temperature differences between oxidizer and fuel may arise. Therefore, it is essential to verify the insulation performance of the common bulkhead structure that separates the oxidizer tank and fuel tank. In this study, transient heat transfer analysis was conducted for propellant tanks with insulation thicknesses of (50, 55, 60, 65, and 70) mm to analyze the insulation performance using boil-off mass. Subsequently, the boil-off mass of the oxidizer generated during the first-stage flight time of the propellant tank was determined. The results confirmed that increasing the insulation thickness reduces the boil-off mass, thereby improving the insulation performance.

초 록

본 연구에서는 단열재 두께에 따른 소형발사체 공통격벽 추진제 탱크의 단열 성능을 분석하였다. 단일 파트로 이루어진 공통격벽 추진제 탱크는 탱크 연결부가 불필요하여 추진제 탱크의 경량화 설계가 가능하다. 그러나 산화제와 연료의 온도차로 인한 열전달에 의하여 추진제의 손실과 점화 지연 등의 문제가 발생할 수 있다. 따라서 산화제 탱크와 연료 탱크를 구분하는 공통격벽 구조의 단열 성능 확인이 필수적이다. 본 연구에서는 기화 질량(boil-off mass)을 이용한 단열 성능 분석을 위하여 단열재 두께가 50, 55, 60, 65, 70 mm인 추진제 탱크에 대해 과도 열전달 해석을 수행하였다. 이어서 추진제 탱크의 1단 비행시간 동안 발생하는 산화제의 기화 질량을 도출하였다. 그 결과, 단열재 두께가 증가할수록 기화 질량이 감소하여 단열 성능이 향상되었다.

Key Words : Small Launch Vehicle(소형 발사체), Common Bulkhead Propellant Tank(공통격벽 추진제 탱크), Transient Heat Transfer Analysis(과도 열전달 해석), Boil-Off Mass(기화 질량)

1. 서 론

소형발사체 시장이 급격히 발전함에 따라 민간이 우주 개발에 적극 참여하는 뉴스페이스 시대가 도래하였다[1].

Received: Mar. 04, 2024 Revised: May 03, 2024 Accepted: May 21, 2024

† Corresponding Author

Tel: +82-02-300-0286, E-mail: swkim@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

우리나라에서도 누리호 개발 이후로 소형발사체 개발이 활발히 진행되고 있다. 우주개발 선진국 사이에서 소형발사체의 경쟁력을 확보하기 위해서는 구조 성능이 우수하고 경량화된 공통격벽 구조의 추진제 탱크의 연구 개발이 요구된다[1]. 샌드위치 구조의 공통격벽은 추진제 탱크의 구조 중량을 저감시켜 구조비를 낮게 개선할 수 있으며 결과적으로 경량 설계를 가능하게 한다[2]. Singh 등은 최적화를 통해 질량이 490 kg 감소된 공통격벽 추

진제 탱크를 설계하였다[2]. 구조비(μ)는 Eq. 1과 같이 표현된다(건조 중량과 잔류 추진제의 질량: m_s , 추진제의 질량: m_p)[3].

$$\mu = \frac{m_s}{m_s + m_p} \quad (1)$$

Figure 1에서 Space X가 개발한 Falcon 1의 상단 공통격벽 추진제 탱크 형상을 확인할 수 있다[4]. 공통격벽 추진제 탱크는 기존에 별도로 존재하는 산화제 탱크와 연료 탱크를 용접하여 일체형으로 구성하였다. 따라서 탱크 연결부가 불필요하여 추진제 탱크에 대한 경량화 설계가 가능하다[3]. 그러나 공통격벽 추진제 탱크는 산화제와 연료가 공통격벽으로 분리되어 있는 구조이기 때문에 산화제와 연료의 온도 차이에 의하여 구조 안전성과 단열 성능이 저하될 수 있다. 또한 공통격벽을 통한 열전달과 추진제 탱크 벽과 극저온 연료의 사이의 열전달에 의해 연료 일부가 기화하게 된다. 추진제 탱크의 압력이 일정 값 이상일 경우, 기화된 가스가 배출되어 연료의 손실이 발생할 수 있다. 뿐만 아니라 산화제의 급격한 기화는 점화 지연과 터보 펌프 블레이드의 손상을 야기할 수 있다[5]. 따라서 공통격벽과 상/하부 스커트에서의 열전달을 최소화하기 위한 단열 설계가 중요하다[6].

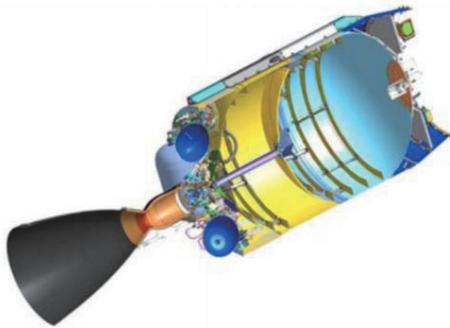


Fig. 1 Falcon 1 Upper Stage Common Bulkhead Propellant Tank [4]

한편 구조 성능과 단열 성능을 모두 고려한 추진제 탱크의 격벽 설계 연구가 여러 연구자들에 의해 진행되어 왔다. Szelinski, B. 등은 샌드위치 구조의 공통격벽에서 구조 성능과 단열 성능을 고려하기 위해 적절한 폼(foam)의 재료와 두께를 선정하기 위한 연구를 진행하였다[7]. Zhaoqian Li 등은 설계된 공통격벽이 요구조건에 부합된 단열 성능과 허용 지지력(bearing capacity)을 갖는지 확인하기 위해 순차결합 열-응력 해석(sequentially coupled thermal stress analysis)을 수행하였다[8]. Sumith, S. 등은 공통격벽 폼의 열전도도를 구하기 위해 시험을 수행하였고, 과도 열전달 해석을 통해 설계된 추

진제 탱크의 단열 성능을 확인하였다[9].

공통격벽 추진제 탱크의 단열 성능을 평가하기 위한 정량적 지표에는 기화 질량(BOM; boil-off mass)과 기화율(BOR; boil-off rate)이 있다. 과도 열전달 해석(transient heat transfer analysis)을 통해 비행 구간과 시간 동안 발생하는 추진제의 기화 질량을 산출할 수 있다. 이때 계산된 값과 설계 조건에서의 값을 비교하여 공통격벽 추진제 탱크의 단열 성능을 확인할 필요가 있다[6].

본 연구에서는 소형발사체 공통격벽 추진제 탱크의 건조 중량이 감소하면서 기화 질량의 설계 조건을 만족하는 단열재 두께를 도출하였다. 이때 1단 비행구간에서 추진제 탱크 내부의 열전달에 의해 발생하는 기화 질량이 0.1 kg 이하가 되도록 허용 범위를 선정하였다. 공통격벽의 단열재 두께(50, 55, 60, 65, 70 mm)에 따른 소형발사체 공통격벽 추진제 탱크 내부의 온도 분포를 확인하고, 공통격벽과 상/하부 스커트에서 발생하는 기화 질량을 산출하였다. 이때 탱크 내부의 열전도와 탱크와 외부 대기 간의 대류를 고려하여 과도 열전달 해석을 수행하였다. 이를 바탕으로 단열재 두께에 따른 소형발사체 공통격벽 추진제 탱크의 단열 성능을 비교하고자 하였다.

2. 공통격벽 추진제 탱크의 과도 열전달 해석

공통격벽 추진제 탱크 모델로서 선행연구[10]에 제시된 모델을 참고하였다. 또한 상용 구조해석 프로그램인 Abaqus를 사용하여 공통격벽 추진제 탱크에 대한 과도 열전달 해석을 수행하였다.

2.1 공통격벽 추진제 탱크 모델

추진제 탱크는 Fig. 2와 같이 산화제 탱크와 연료 탱크 사이가 폼 코어 샌드위치 구조의 격벽으로 분리된 형상으로 모델링하였고, 이때 공통격벽은 타원 돔 형상이다. 더하여 모델링의 단순화와 해석 시간 단축을 위하여 y축에 대칭인 2차원 축대칭(axisymmetric) 모델을 사용하였다. 산화제와 연료는 각각 액체 상태의 산소(oxygen)와 메테인(methane)으로 선정하였고, 기화 질량을 고려하기 위해 위아래 추진제 탱크의 ullage 영역을 각각 기체 상태의 산소와 메테인으로 가정하였다. Table 1은 단열재 두께가 60 mm인 경우 추진제 탱크의 치수 정보를 보여준다. 이때 단열재 두께는 공통격벽의 대칭축과 외벽 끝단에서의 두께를 의미한다. 공통격벽 구조는 타원 형상이므로 중앙과 끝단 사이 구간의 두께는 단열재 두께와 상이하다.

유한요소 모델링을 위해 Abaqus 내에서 2차원 축 대칭 모델의 열전달 해석에 사용되는 4 절점 선형 열전달 요소인 DCAX4를 사용하였다. Fig 3은 공통격벽 추진제 탱크 모델의 요소 수에 따른 열전달 해석 결과인 기화 질량의 수렴성을 보여준다. 더하여 추진제 탱크와 외기 간의 열

전달을 통한 외벽의 온도 변화를 확인하기 위해 외벽을 두께 방향으로 5등분하여 격자를 생성하였다. 이를 제외한 영역에서의 요소 크기는 5 mm이며, 절점(node)과 요소(element)의 개수는 각각 98,669, 97,845 개이다. 이때 보다 정확한 해석 결과를 도출하기 위해 산화제 탱크, 공통격벽, 연료 탱크의 모든 요소가 근접한 요소와 절점을 공유하도록 절점 간 연결성을 부여하였다.

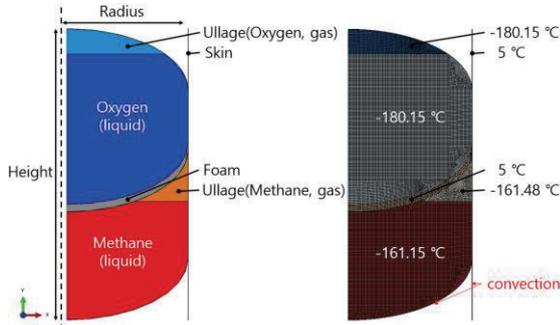


Fig. 2 2D Axisymmetric Model of Common Bulkhead Propellant Tank

Table 1 Dimension of Common Bulkhead Propellant Tank (Foam Thickness = 60 mm)

	Dimension [mm]
Total Height	2395
Diameter	2000
Foam Thickness	60
Skin Thickness	2

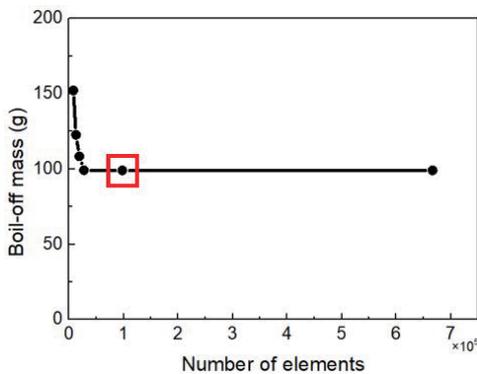


Fig. 3 Mesh Convergence Test of Common Bulkhead Propellant Tank

2.2 전도 및 대류 열전달 해석

추진제 탱크 내부의 공통격벽과 상/하부 스커트에서 발생하는 열전달량을 계산하기 위해 과도 열전달 해석을 수행하였다. 소형발사체 1단의 비행시간을 180 s로 가정하

여 추진제 탱크의 온도 분포 변화를 확인하였다. 이때 온도 단위는 K가 아닌 °C로 계산되도록 설정하였다. 또한 탱크 내부의 열전도, 탱크 외벽과 외기 사이의 자연대류를 고려하여 열전달 해석을 수행하였다. 산화제와 연료의 액체 영역에 열적 경계 조건을 적용하였고, 이를 제외한 모든 영역에는 초기 온도만 부여하여 모델링하였다.

Table 2 Thermal Properties for Transient Heat Transfer Analysis

		Conductivity [W/m·K]	Specific Heat [J/kg·K]	Density [kg/m ³]
Al-alloy		154	880	2700
Oxygen	Gas	0.0085	976	5.8
	Liquid	0.1468	1708	1127.1
Methane	Gas	0.1146	2220	1.9
	Liquid	0.1929	3436	432
Foam(insulation)		0.0370	1751	80

열전달 해석을 수행하는데 필요한 물성치인 열전도도, 비열, 밀도, 온도 조건을 Table 2에 정리하였다[11]. 액체 상태의 산소와 메테인은 극저온에서의 열적 물성치를 적용하였다. 액체 산소와 메테인의 온도는 각각 -180.15 °C, -168.15 °C로 고정하였고, 기체 산소와 메테인의 초기 온도는 각각 기화 온도인 -180.15 °C와 -161.48 °C로 가정하였다[12]. 공통격벽 내부의 단열재(foam)와 추진제 탱크 외피의 초기 온도는 5 °C로 가정하였다. 외기와 추진제 탱크 사이의 자연대류를 고려하기 위해 탱크 외피에 대류 조건을 적용하였다. 이때 자연대류 열전달 계수는 10 W/m²·K, 외기 온도는 15 °C로 가정하였다.

2.3 기화 질량

산화제와 연료의 온도 차이로 인해 산화제의 기화가 발생하게 된다. 단열재 두께에 따른 소형발사체 추진제 탱크의 공통격벽 단열 성능을 비교하기 위하여 기화 질량을 도출하였다. 본 연구에서는 추진제 탱크 내부에서 발생하는 열전도와 외기와 추진제 탱크 외벽 사이에서 발생하는 자연대류만을 고려하여 기화 질량을 도출하였다. Fig.4는 기화 질량을 도출하는 흐름도를 보여준다. 먼저 Abaqus를 이용하여 소형발사체 1단 비행시간 180 s 동안 공통격벽에서 발생하는 열유속 데이터를 추출하였다. 이후 공통격벽 면적을 곱하여 단위시간당 열전달량을 산출하였다[13]. 최종적으로 Eq. 2와 같이 기화 질량을 도출하였다.

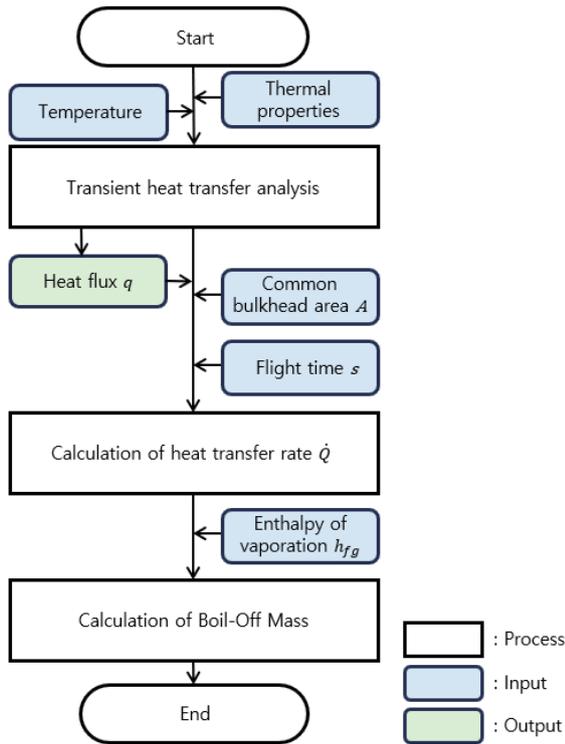


Fig. 4 Flowchart for Boil-Off Mass Calculation

$$BOM = \frac{Q}{h_{fg}} = \frac{\dot{Q} \times s}{h_g - h_f} \quad (2)$$

여기서 Q 는 총 열전달량, \dot{Q} 는 단위시간당 열전달량, s 는 총 비행시간, h_{fg} 는 기화 엔탈피, h_g 는 기체 상태에서의 엔탈피, h_f 는 액체 상태에서의 엔탈피이다.

본 연구에서 사용된 산화제의 h_g 와 h_f 값은 각각 84.289, -128.38 kJ/kg이다. 즉 h_{fg} 는 212.669 kJ/kg이다[12].

3. 결 과

3.1 과도 열전달 해석 결과

소형발사체의 1단 비행시간(= 180 s) 동안 공통격벽의 열전달에 의해 발생하는 기화 질량을 도출하기 위해 과도 열전달 해석을 수행하였다. 먼저 산화제와 연료 간의 온도 차이로 인한 열전달 현상을 확인하기 위해 60, 120, 180 s에서의 추진제 탱크의 온도 분포를 조사하였다. Fig. 5는 단열재 두께가 60 mm인 추진제 탱크의 시간에 따른 온도 분포를 보여준다. 공통격벽과 연료 탱크 상부 스킵트에서 큰 온도 구배가 발생하였다. 이는 각각 산화제와 연료의 온도차에 의한 열전도와 외부 대기와의 접촉에 의한 대류 열전달에 의한 것이라고 판단하였다. 따라서 해당 영역에서 발생하는 열 유속 데이터를 추출하여 최종적

으로 기화 질량을 도출하였고, 단열재 두께(50, 55, 60, 65, 70 mm)에 따른 기화 질량을 비교하였다.

Figure 6는 180 s에서 단열재 두께에 따른 공통격벽 부근에서의 온도 분포를 나타낸다. 연료 탱크의 ullage 영역 즉, 기체 메테인 영역의 온도 분포는 단열재 두께와 관계 없이 동일하였다. 이는 스킵트 보다 공통격벽에서 발생하는 열전달이 추진제 탱크의 온도 분포에 더 큰 영향을 주기 때문이라고 판단하였다. 따라서 단열재 두께에 따른 공통격벽의 온도 분포를 비교 분석하였다. 산화제 탱크 상부 돔과 연료 탱크 상부 돔이 각각 산화제와 연료에 닿아 있는 부분은 온도에 큰 변화가 없었다. 그러나 추진제에 닿아 있지 않는 영역과 공통격벽 내부 영역은 단열재 두께가 얇을수록 온도 구배가 더 크게 발생하였다. 따라서 단열재 두께가 얇을수록 단열재 내에서의 열전달이 더 크다는 것을 알 수 있다.

단열재의 두께가 두꺼워질수록 공통격벽 단열재의 최고 온도가 높아지고 단열재가 초기 온도를 잘 유지함을 확인하였다. 이는 단열재가 두꺼울수록 열전달량이 감소한 것으로 판단된다. 두께(50, 55, 60, 65, 70 mm)에 따른 단열재의 최고 온도는 각각 14.14, 14.41, 14.63, 14.72, 14.77 °C이다. 따라서 추진제 탱크 공통격벽 부근의 온도 분포를 통해 두께가 두꺼울수록 단열재를 통한 열전달량이 감소하여 단열 성능이 증가함을 확인하였다.

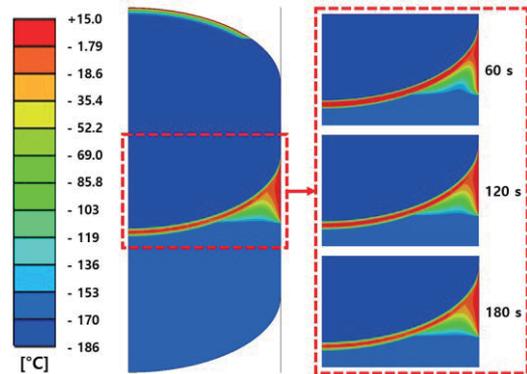
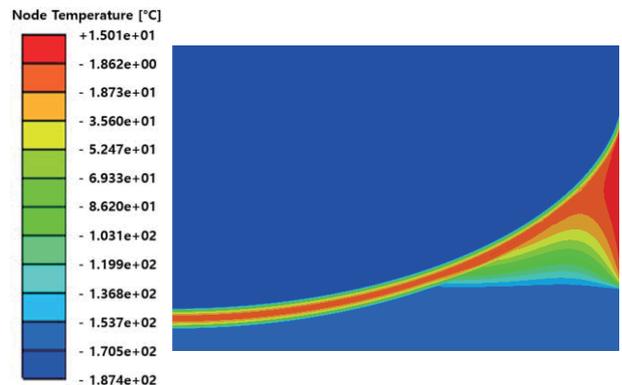
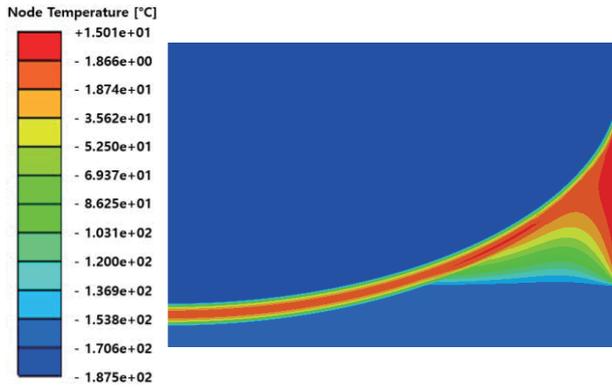


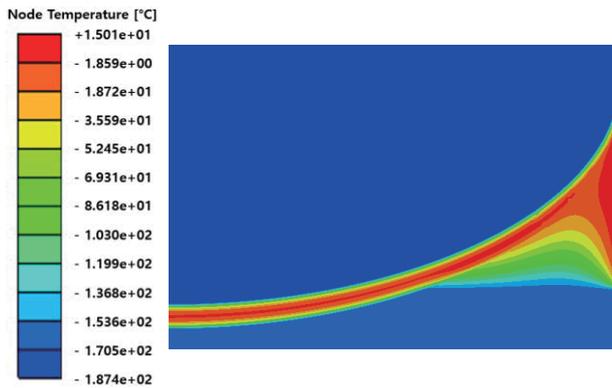
Fig. 5 Temperature Distribution of Common Bulkhead Propellant Tank (Foam Thickness= 60 mm)



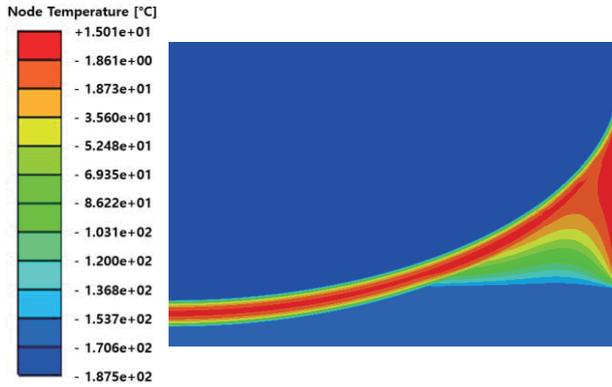
(a) foam thickness= 50 mm



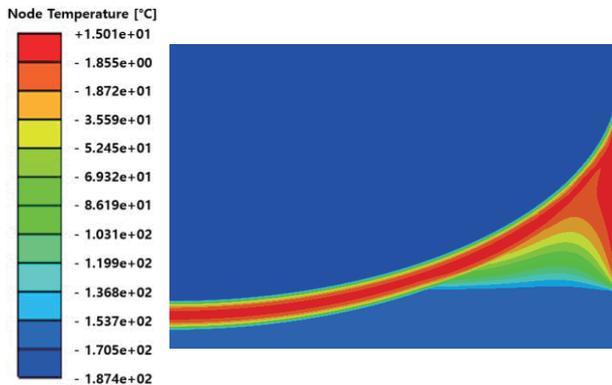
(b) foam thickness= 55 mm



(c) foam thickness= 60 mm



(d) foam thickness= 65 mm



(e) foam thickness= 70 mm

Fig. 6 Temperature Distribution of Common Bulkhead Propellant Tank (Flight Time= 180 s)

3.2 기화 질량 산출

공통격벽의 단열재 즉, 샌드위치 구조의 코어 두께에만 변화를 주어 과도 열전달 해석을 수행하였다. 추진제 탱크의 온도 분포 뿐만 아니라 추진제의 기화 질량을 이용하여 추진제 탱크의 단열 성능을 비교할 수 있다. 열 해석 결과, 단열재 두께가 증가할수록 산화제 탱크 하부 돔과 연료 탱크 상부 돔 영역(공통격벽)에서 발생하는 열 유속이 감소하였다. 이에 따라 전체 열전달량과 1단 비행시간 동안 발생하는 기화 질량이 함께 감소하였다. Table 3은 단열재 두께에 따른 열 유속(heat flux), 단위시간당 열전달량(heat flow), 기화 질량을 보여준다. 두께(50, 55, 60, 65, 70 mm)에 따른 기화 질량은 각각 101.36, 100.82, 99.036, 98.381, 97.227 g으로 두께가 60, 65, 70 mm인 경우 설계 허용 기준을 만족한다.

기화 질량이 클수록 추진제 탱크 내부의 기화가 활발하게 일어남을 의미한다. 따라서 단열재 두께가 증가함에 따라 기화 질량이 감소하여 산화제 탱크와 연료 탱크 사이의 단열 성능이 향상됨을 확인하였다. Fig.7은 공통격벽의 단열재 두께에 따라 산화제(O₂)와 연료(CH₄)의 온도차로 인해 발생하는 기화 질량을 비교하여 보여준다. 단열재 두께가 두꺼워질수록 기화 질량이 점차 감소하였고, 두께가 50 mm인 경우가 70 mm인 경우보다 기화 질량이 약 4.08% 감소하였다. 이를 통해 단열재 두께가 상하부 탱크의 열전달과 단열 성능에 영향을 끼침을 알 수 있다.

Table 3 Boil-Off Mass of Propellant Tank with different Foam Thickness

Thickness [mm]	Heat Flux [mW/mm ²]	Heat Flow [W]	Boil Off Mass [g]
50	114,646	119.76	101.36
55	114,036	119.12	100.82
60	112,018	117.01	99.036
65	111,278	116.24	98.381
70	109,972	114.87	97.227

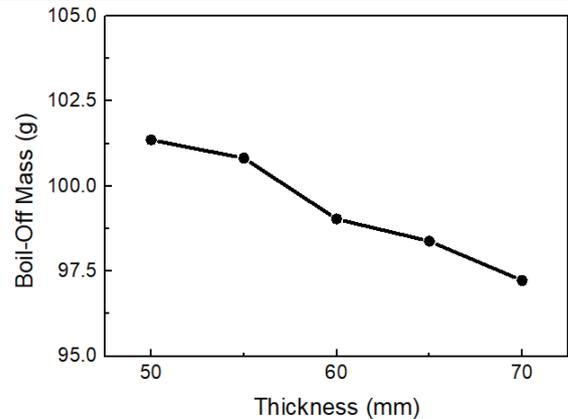


Fig. 7 Foam Thickness vs. Boil-Off Mass of Transient Heat Transfer Analysis

4. 결론 및 고찰

본 연구에서는 소형발사체 공통격벽 추진제 탱크의 단열재 두께 변화에 따른 단열 성능을 확인하기 위해 과도 열전달 해석을 수행하였고, 기화 질량을 산출하여 비교하였다. 샌드위치 구조인 공통격벽의 단열재 두께가 50, 55, 60, 65, 70 mm인 추진제 탱크 모델을 대상으로 해석을 수행하였다. 이때 모델링의 단순화와 해석 시간 단축을 위해 공통격벽 추진제 탱크의 형상을 2차원 축 대칭 모델로 생성하였다. 이어서 추진제 탱크 내부의 열전도, 추진제 탱크벽과 외기 사이의 대류 열전달을 고려한 과도 열전달 해석을 수행하였다. 각 영역에 알맞은 열적 물성치를 부여하였고, 자연대류 열전달계수를 적용하였다. 그 결과, 단열재 두께가 증가할수록 기화 질량이 감소하여 단열 성능이 향상되는 것을 확인하였다. 또한 두께가 60, 65, 70 mm 일 때 기화 질량이 0.1 kg 이하가 되어 설계 조건을 만족하였다.

본 연구에서는 추진제 탱크의 1단 비행시간(= 180 s) 동안 발생하는 산화제의 기화 질량을 도출하였다. 그러나 향후 비행 시 진동으로 인해 발생하는 슬로싱 현상과 추진제 내부의 온도차에 따른 밀도차로 인해 발생하는 자연대류를 추가적으로 고려한 연구가 수행될 필요가 있다. 그럼에도 불구하고 본 연구에서 도출된 결과는 공통격벽 구조의 단열 성능 뿐만 아니라 구조 안전이 고려된 탱크 형상 설계 기준을 수립에 활용될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 거대과학연구개발사업인 '스페이스파이오니어사업'에 의해 수행됨(No.2021M1A3B9096764). 또한 이 연구는 2023년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No.2022R1A6A1A03056784, No.2022R1F1A1069025).

References

[1] J. S. Choi, H. I. Huh, and W. K. Ki, "Technology and Development Trends of Small Launch Vehicles," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 24, no. 5, pp. 91-102, September 2020.

[2] Y. P. Singh, H. Singh, P. K. Sahu, and R. Muthukumar, "Common bulkhead tank design for cryogenic stage of an Indian launch vehicle," *Defence Science Journal*, vol. 72, no. 1, pp. 3-9, January 2022.

[3] C. M. Lee, C. H. Sim, and J. S. Park, "Thermal Insulation

Performance Comparison Using Boil-Off Mass and Boil-Off Rate for Common Bulkhead Structures of Space Launch Vehicles," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.51, no. 4, pp. 227-234, April 2023.

[4] F. Barato, "Challenges of Ablatively Cooled Hybrid Rockets for Satellites or Upper Stages," *Aerospace*, vol. 8, no. 7, pp. 190, May 2021.

[5] N. K. Cho, D. B. Seo, B. I. Yoo, S. H. Kim, and Y. M. Han, "Investigation on Chilling Procedure for LOX Supply System for Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 23, no. 3, pp. 119-126, May 2019.

[6] Korea Aerospace Research Institute, "Common Bulkhead Propellant Tank Development Specification," SPPO-SP-LV1-001, Ver. B, 2022.

[7] B. Szelinski, H. Lange, C. Röttger, H. Sacher, S. Weiland, and D. Zell, "Development of an innovative sandwich common bulkhead for cryogenic upper stage propellant tank," *Acta Astronautica*, vol. 81, no. 1, pp. 200-213, June 2012.

[8] Z. Q. Li, B. H. Nan, T. F. He, and G. X. Feng, "Study of bonding technology and property of foam-sandwich co-bulkhead of cryogenic tank on launch vehicle," *Materials Science Forum*, vol. 817, pp. 639-644, May 2015.

[9] S. Sumith, and R. Ramesh Kumar, "Thermo-structural analysis of cryogenic tanks with common bulkhead configuration," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 236, no. 5, pp. 900-909, June 2021.

[10] D. K. Choi, J. W. Choi, S. Y. Lee, and J. H. Roh, "A Study on Thermal-Structural Analysis of Common Bulkhead Propellant Tanks Using a Two-Dimensional Axisymmetric Numerical Model," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, pp. 83-84, November 2021.

[11] The Engineering ToolBox, <https://www.engineeringtoolbox.com/>

[12] NIST Chemistry WebBook, <https://webbook.nist.gov/chemistry/>

[13] S. M. Tak, J. W. Park, M. K. Kang, D. J. Park, J. S. Lee, and S. S. Lee, "Transient heat transfer analysis of inertial measurement devices by outside frictional heat," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 4, no. 1, pp. 32-37, March 2010.