

하이브리드 로켓에서의 고체연료의 국부 후퇴율에 관한 연구

김수중* · 이정표* · 김기훈* · 조정태* · 김학철* · 우경진**
 문희장** · 성홍계** · 김진곤**

A Study on the Local Regression Rate of Solid Fuel in Hybrid Rocket

Soojong Kim* · Jungpyo Lee* · Gihun Kim* · Jungtae Cho* · Hakchul Kim*
 Kyoungjin Woo* · Heejang Moon** · Hong-Gye Sung** · Jin-Kon Kim**

ABSTRACT

In generally, the regression rate was expressed with average value and oxidizer mass flux in hybrid propulsion system. This can not represent the local value of regression rate along with oxidizer flow direction. In this study, experimental studies were performed with Separation method and Cutting method for measure local regression rate. In axial injection, the local regression rate decreases rapidly with axial location near entrance and increases with axial direction from the leading edge and the empirical formula for local regression rate with function of oxidizer mass flux and location was derived. Swirl injection regression rate has higher value at the leading edge of the fuel and comparatively uniform regression rate at the downstream. Overall regression rate of swirl injection is higher increased about 54 % than regression rate of axial injection.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), Separation Grain(분할 연료 그레인), Swirl Injector(스윙 인젝터), Axial Injector(축 인젝터), Separation Method(분할법), Cutting Method(절삭법)

1. 서 론

고체, 액체 로켓의 장점을 취하고 단점을 보완한 하이브리드 로켓은 안전성과 경제성이 높아 실용화를 위한 많은 연구가 이루어지고 있다

[1]. 하이브리드 로켓의 실용화를 위해서는 해결해야 할 몇 가지 단점이 있는데 그 중 가장 취약한 점이 느린 후퇴율(regression rate)이다. 느린 후퇴율을 개선하기 위해 사용되는 방법으로는 대표적으로 Multi-Port 그레인을 통해 연소면적을 증가시켜 고체 연료의 연소량을 증가시키는 방법과 선회류를 발생하는 스윙 인젝터(swirl injector)를 사용하여 고체연료 표면

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
 연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

으로의 대류 열전달을 증가시키는 방법이 있다 [2]. 스웰 인젝터를 사용하는 방법은 축 인젝터(axial injector)를 사용한 경우보다 큰 전체(overall) 후퇴율을 이룰 수 있으나 포트 전방에서는 선회 강도가 강하고 후방으로 갈수록 약해지는 특성으로 인해 그레인 포트 축방향으로의 국부(local) 후퇴율이 점차 느려지는 것으로 알려져 있다[3,4]. 이처럼 국부적으로 큰 차이를 나타내는 스웰 인젝션 하이브리드에 관한 지금까지의 후퇴율 측정 연구는 시·공간 평균 후퇴율을 산화제 유속의 함수로 표현하고 축 인젝션 방법과 비교하여 개선된 후퇴율 효과를 분석하는 연구에 집중되어 왔으며, 축 방향으로의 국부 후퇴율 변화를 규명하고자 하는 연구는 미미하였다. 고체연료 길이 방향에 대한 후퇴율 변화를 연구하기 위해, 펜실베니아 대학에서는 X-ray 측정 방법 및 초음파 측정 방법으로 고체연료 그레인 내부의 후퇴율을 측정하였다.[5] 그러나 이러한 방법은 고가의 장비로 구성된 복잡한 시스템을 필요로 하고 원통형 그레인의 경우에는 적용하기 어려운 문제점이 있다. 더욱이 최근에는 소형 사운드 로켓에 스웰 인젝션 방법을 적용[6,7]하여 유용성이 입증되고 있으며 축 방향 국부 후퇴율의 정량적 측정과 이를 예측하기 위한 연구는 소형 사운드 로켓의 설계 변수 및 성능 변수로 활용될 수 있다는 점에서 중요성이 매우 크다.

따라서 본 연구에서는 고체연료를 분할법(Separation method)으로 연소 전 처리하는 방법과 절삭법(Cutting method)으로 연소 후 처리하는 방법을 사용하여 축 방향으로의 국부 후퇴율 변화를 측정하였다. 축 인젝션의 경우에는 분할법을 사용하여 국부 후퇴율의 변화를 살펴 보았으며, 스웰 인젝션을 사용하였을 경우에는 분할법과 절삭법을 이용하여 국부 후퇴율 변화를 측정하고 축 인젝션의 결과와 비교하여 전체 후퇴율 개선 효과와 국부 후퇴율 변화 특성을 살펴 보았다.

2. 실험장치 및 방법

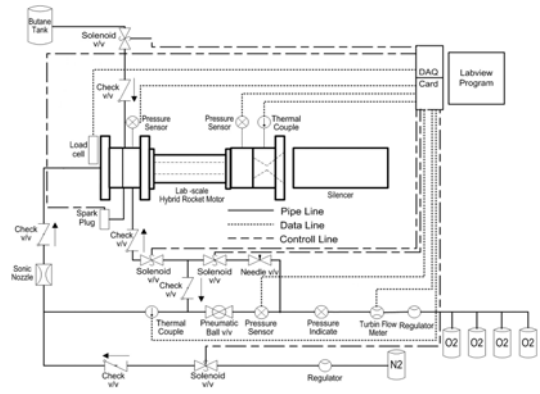


Fig. 1 Schematic of the Experimental System

2.1 실험 장치

하이브리드 연소 실험장치는 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득 장치 및 연소기의 네 부분으로 구분되며 Fig. 1과 같이 구성하였다. 산화제는 기체 산소를 사용하였으며 압력조절기와 오리피스를 사용하여 일정한 유량으로 공급하였고 공급 유량은 TFM (turbine flow meter)으로 측정하였다. 점화 장치로는 전방연소실(pre-chamber)에 장착된 부탄, 산소 공급 배관으로 유입된 혼합기에 불꽃(spark)을 가해 점화하는 방식을 사용하였으며 스웰 인젝터를 사용하였을 경우 강한 선회 유동이 발생하더라도 안정적인 점화가 가능했다. 전체 실험과정은 PLC(program logic control)를 통해 제어하고 데이터를 수집할 수 있었다. 연소 시 획득 데이터는 전 후방 연소실 압력, 산화제 공급 유량, 산화제 공급 온도, 산화제 공급 압력, 추력이며 정확한 추력 측정을 위하여 연소기를 LM 가이드 위에 장착하여 저항을 최소화 하였다. 연소기는 실험 조건에 따라 인젝터의 형태를 축 인젝터 장치와 스웰 인젝터로 구분하여 장착하였고, 전 후방 연소실, 연료 그레인, 노즐로 구성되며 구리로 제작된 노즐은 물 냉각을 하였다.

실험 조건은 Table 1과 같으며, 분할법 실험에 사용한 연료의 그레인 형상은 Fig. 2에 나타내었다. 분할법을 이용한 경우 고체 총 연료길이 250 mm와 200 mm가 되도록 연료 그레인을 구성하였다. 분할한

Table 1. Specification of the Combustion Test

Oxidizer		Gas Oxygen
Solid Fuel		Poly Ethylene(PE)
Solid Fuel Density		951 kg/m ³
Combustion Time		10 sec
Oxidizer Mass Flow Rate		8 ~ 47 g/sec
Fuel Grain Configuration		
Initial Port Diameter(D _i)		10 mm
Outer Diameter(D _o)		50 mm
Axial Injection (Separation Method)	Total Grain Length(L)	≈ 250 mm
	Segment Fuel Number	17 EA
Geometric Swirl Number		5
Swirl Injection (Separation Method)	Total Grain Length(L)	≈ 200 mm
	Segment Fuel Number	13 EA
Swirl Injection (Cutting Method)	Total Grain Length(L)	200 mm



Fig. 2 Segment Solid Fuel Configuration

연료조각을 하나의 그레인으로 구성하기 위해 알루미늄 파이프를 제작한 모터 케이스 안에 연료 조각을 차례로 적층하였다. 그레인의 양 끝단에서 연소율의 차이가 크게 나타날 것으로 예상되어, 길이가 짧은 연료조각을 배치하였다.

또한 절삭법은 분할하지 않은 연료 그레인을 연소 후에 구간별로 절삭하고 남은 연료의 무게를 측정하여 국부 후퇴율을 계산 하였다.

22 스윙 인젝터

본 연구에서 사용한 스윙 인젝터의 형상은 Fig. 3과 같으며 기하학적 스윙 상수 값 5를 가지는 접선형 스윙 인젝터로 설계하였다. 기하학적 스윙 상수는 산화제 유동의 선회 강도를 나

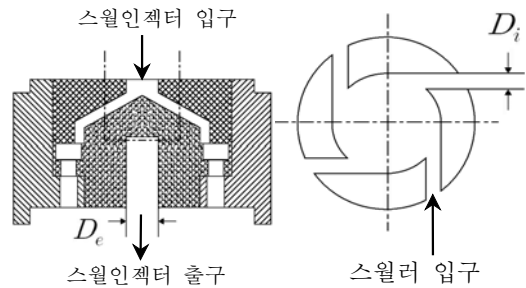


Fig. 3 Swirl Injector and Swirler Configuration

타내는 변수로서 스윙 인젝터의 입·출구 개수와 형상에 따라 결정된다. 산화제가 스윙러 입구를 통해 균일하게 공급되고 스윙러 출구에서의 산화제 축방향 속도가 균일하다고 가정한다면 스윙 상수는 Eq. 1과 같이 표현할 수 있다 [8]. 이 식에서 R_e 는 스윙 인젝터 출구 반경, R_i 는 스윙러 입구 반경, n 은 스윙러 입구 개수이다.

$$S_y = \frac{(R_e - R_i)R_e}{nR_i^2} \quad (1)$$

23 실험결과

23.1 축 인젝터를 사용한 실험

Figure 4는 분할법을 이용하여 각 연료 조각에서의 연소 전·후의 고체연료 무게 차이로 구한 시·공간 평균 후퇴율을 그레인 길이에 대해 나타낸 것이다. 산화제 질량유속이 커질수록 후

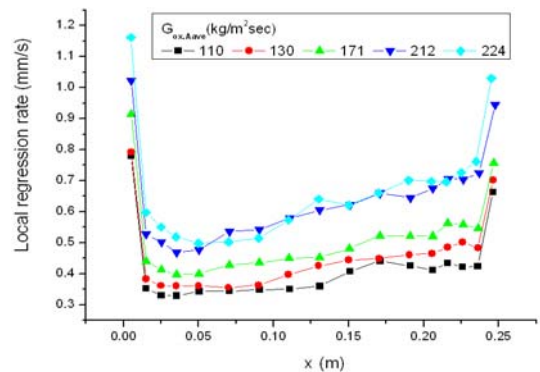


Fig. 4 Regression Rate Behavior on the Grain Length

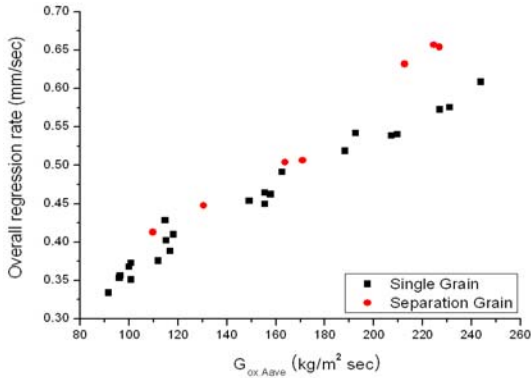


Fig. 5 Regression Rate Behavior on the Oxidizer Average Mass Flux

퇴율은 증가함을 확인할 수 있고, 고체연료 그레인 상류에서 하류로 갈수록 후퇴율은 점차 감소하다가, 다시 후퇴율이 증가하는 경향이 나타남을 볼 수 있다. 이는 고체연료 leading edge에서부터 길이방향에 따라 경계층은 점차 두꺼워져 속도 및 온도 구배가 작아지게 되고, 이에 따라 화염에서 고체연료로 전달되는 대류 열 유속이 감소하여 그레인 상류에서 하류로 갈수록 후퇴율은 점차 감소한 것으로 판단 된다. 이후 그레인 하류로 갈수록 후퇴율이 점차 증가하게 되는데, 이는 연소된 연료가 하류로 갈수록 축적되고, 결과적으로 추진제 유속이 증가하게 되어 후퇴율은 증가한 것으로 판단된다[5]. 그레인 양 끝 연료조각에서 후퇴율이 크게 나타난 것은, 상·하류 끝 연료조각의 경우 연료 포트 내부뿐만 아니라 양 끝 단면이 화염에 노출되어 더 큰 연소 단면적을 가지기 때문이다.

Figure 5는 평균 포트면적을 고려한 산화제 질량유속에 따른 후퇴율의 관계를 나타낸 것이다. 단일 그레인은 분할하지 않은 연료 그레인을 이용해 실험한 것이고[5], 분할 그레인은 Fig. 2와 같이 조각낸 연료 그레인을 적층하여 실험한 것이다. 저산화제 질량유속 (180 kg/m² sec 미만)에서는 분할 그레인의 후퇴율과 단일 그레인의 후퇴율에 큰 차이가 없지만, 고산화제 질량유속(180 kg/m² sec 이상)에서는 두 측정법에 따른 후퇴율에 차이가 크게 나타나

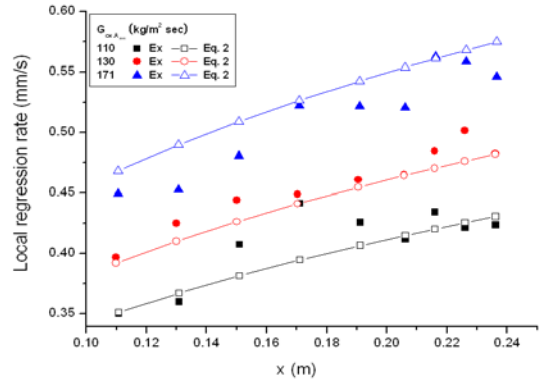


Fig. 6 Comparison for Regression Rate of Experimental Data and Eq. 1

고 있다.

고 유속에서 분할 그레인의 후퇴율이 단일 그레인의 후퇴율보다 커지는 것은 연소전에 분할된 연료 조각을 조합하여 실험할 경우 분할한 연료의 포트 정렬이 정확하게 일치하지 않아 정렬이 어긋난 경계면에서의 연소율이 급격히 증가함에 따라 나타난 결과로 판단된다.

Equation 2은 Marxman et al.이 제시한 난류 경계층 이론식[9]의 형태로, 실험 데이터를 이용해 후퇴율을 산화제 질량유속과 길이에 따른 함수로 표현한 것이다. 일반적으로 내부 유동에서는 L/D 비 10 이상의 영역에서 유동을 완전발달된 흐름으로 취급[10] 하므로 L/D 비 10 미만의 범위에 있는 실험 데이터는 난류 경계층 식의 형태인 Eq. 2에서 고려하지 않았다. 실험 데이터와 실험식(Eq. 2)의 평균제곱오차는 약 4%로 신뢰성 오차 범위 내에서 길이 방향에 따른 국부 후퇴율 특성을 잘 표현하고 있다.

Figure 6은 단일 그레인 후퇴율과의 차이가 크지 않은 저산화제 질량유속의 분할 그레인 실험 결과에서, 길이에 따른 실험 후퇴율 값과 Eq. 2로 표현한 값을 비교한 것이다.

$$\dot{r} = 0.03 G_{ox,Avr}^{0.65} x^{0.27} \quad (2)$$

2.3.2 스웰 인젝터를 적용한 실험

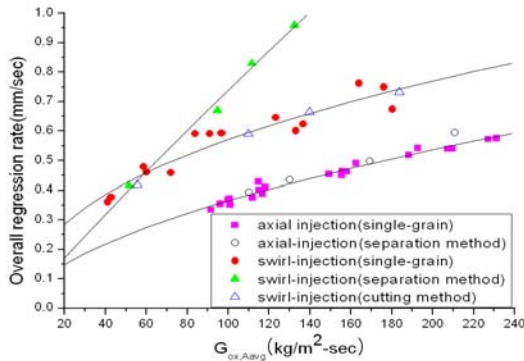


Fig. 7 Oxidizer Average Massflux vs Overall Regression Rate

Figure 7은 분할법, 절삭법을 이용한 후퇴율을 단일 그레인의 후퇴율과 비교한 것으로, 스월 인젝터를 사용한 경우 분할법으로 측정된 후퇴율은 분할하지 않은 그레인을 사용한 후퇴율에 비해 매우 높게 나타남을 알 수 있다. 이러한 경향은 축 인젝션의 경우에서와 같이 고산화제 유속의 경우 연료 분할면에서의 추가적인 연소반응에 의한 것으로 판단된다.

이러한 문제점 때문에 스월 인젝터를 적용할 경우 분할법으로 측정된 국부 후퇴율은 오차가를 것으로 사료되어 후처리 방법인 절삭법을 고려하였다. 절삭법은 단일 그레인을 사용하여 연소 실험을 수행한 후 연료를 단위 길이로 절삭하여 국부 후퇴율을 측정하였다.

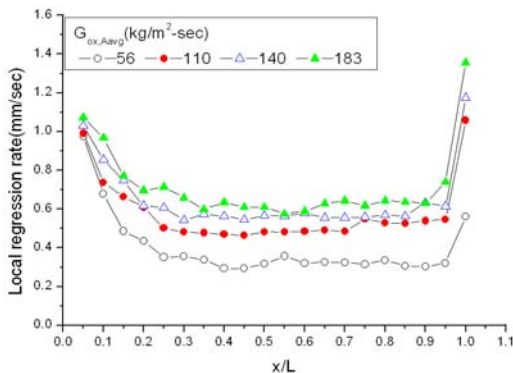


Fig. 8 Local Regression Rate Behavior on the Grain Axial Length (Swirl Injector)

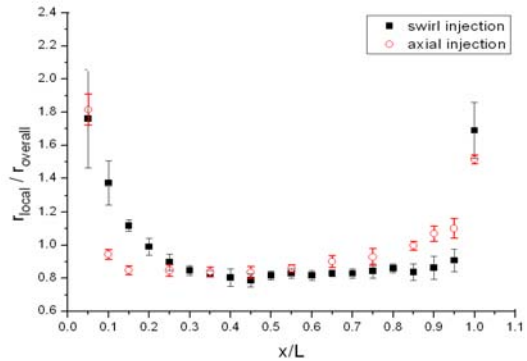


Fig. 9 Comparison of the Regression Rate Ratio on the Grain Axial Length

전체적인 시·공간 후퇴율은 스월 인젝터를 적용한 경우가 축 인젝터에 비해 54 % 증가하였고, 스월 인젝터의 경우 국부 후퇴율은 입구쪽에서 빠르게 나타났고 나머지 구간에서는 비교적 균일한 후퇴율을 나타냈으며, Fig. 8에 그 결과를 나타내었다. 일반적으로 산화제를 선회 주입할 경우 연료 전방에서는 강한 선회 강도를 보이다 후방으로 갈수록 선회 강도가 약해지는 특성이 있어 연료 후방으로 갈수록 후퇴율이 느려지는 경향을 보일 것으로 예측하였으나 입구쪽을 제외한 나머지 구간에서는 비교적 후퇴율이 균일하였다. 이러한 결과는 축 인젝터의 경우와 비교하여 원인을 파악할 수 있다.

Figure 9는 연료 축방향에 대한 후퇴율을 연료 총 길이와 각각의 인젝터를 사용한 경우 평균 후퇴율을 고려하여 무차원화해 나타낸 것이다. 위의 결과에서 알 수 있듯이 일반적으로 축 인젝션 하이브리드 연소의 경우 앞에서 설명한 것과 같이 연료의 leading edge로부터 멀어질수록 경계층이 두꺼워져 대류 열유속이 감소하게 되고 그에 따라 후퇴율이 점차 느려지게 된다. 일정 구간을 지나면 연료 전방에서 연소된 추진제가 후방으로 축적되어 추진제 유속을 증가시키고 연료 후방에서 전방보다 빠른 후퇴율을 이끈다[5]. 스월 인젝션의 경우 연료 전방에서는 강한 선회 강도로 후퇴율을 증가시키고 연료 후방에서는 연소 추진제의 축적에 따른 추진제 유

속 증가로 후퇴율을 증가시켜 전체적으로 균일 하면서도 축 인젝션 방법에 비해 빠른 전체 후퇴율을 보인 것으로 판단된다. 또한 이러한 경향은 산화제 유속의 크기와 관계없이 일정한 비율을 가짐을 확인하였으며 소형 사운드 로켓에 대한 내탄도 설계에 유용한 변수로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

하이브리드 로켓의 고체 연료 축 방향 후퇴율의 국부 변화율을 축 인젝터와 스월 인젝터를 사용하여 확인하였다. 실험에서는 국부 후퇴율의 측정을 위해 연료를 연소 전 분할하는 방법과 연소 후 절삭하는 간단한 방법을 고려하였다. 분할법의 경우 분할한 연료의 포트 정렬이 정확하게 일치하지 않아 정렬이 어긋난 경계면에서의 추가 연소반응이 발생하기 때문에, 산화제 고유속 구간에서는 국부 후퇴율을 측정하기에 적합하지 않았다. 축 인젝션의 경우 그레인 상류에서 하류로 갈수록 경계층의 발달로 인한 대류열전달의 감소로 후퇴율은 점차 감소하다가, 하류로 갈수록 연료의 연소량이 점차 축적되어 후퇴율이 다시 증가함을 확인할 수 있었고, 산화제 질량유속과 그레인 길이의 함수로 표현할 수 있는 후퇴율 식을 도출하였다. 스월 인젝션의 경우에는 강한 스월 강도의 영향으로 연료 입구 쪽에서 빠른 후퇴율을 보였고, 출구 쪽으로 갈수록 선회 강도 감소율과 연소된 추진제 유속 증가율이 서로 상쇄되어 비교적 균일한 후퇴율을 보임을 확인하였다. 전체적인 시·공간 후퇴율은 스월 인젝터를 적용한 경우가 축 인젝터에 비해 54 % 증가하였다. 본 연구에서의 축 방향 국부 후퇴율 특성 결과는 소형 사운드 로켓에서의 내탄도 설계에 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임 (No.R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참고 문헌

- [1] Kuo, K. K., "Importance and Challenges of Hybrid Rocket Propulsion Beyond Year 2000," Invited von Karman Lecture in the Proceedings of the 37th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, February 26-28, 1997, pp. 1-31
- [2] Dhir, V. K., and Chang, F., "Heat Transfer Enhancement Using Tangential Injection", ASHRAE Transactions, Symposia, Vol. 98, Pt. 2, 1992, pp. 383-390.
- [3] Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T., and Yamamoto, T., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines", AIAA paper 99-2322, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit., 1999.
- [4] Tamura, T., Yuasa, S. and Yamamoto, K., "Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets", AIAA paper 99-2323, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit., 1999.
- [5] Martin J. Chiaverini, "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels in a Hybrid Rocket Motor", Pennsylvania State University Ph.D. thesis,
- [6] Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H., and Kitagawa, K., "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxizer-Type Engine", AIAA paper 2001-3537, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit., 2001.
- [7] Tsohas, J., Droppers, L., Glenn, E., Dambach, E., and Heister, S. "Progress in Technology Demonstration for a Small Hybrid Launch Vehicle", AIAA-RS5-2007-5004.
- [8] Beer, J. M., and Chigier, N. A., "Combustion Aerodynamics", Applied Science Pub., London, 1972, pp.109.
- [9] Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485-522.
- [10] Frank P. Incropera., and David P. DeWitt., "Fundamentals of Heat and Mass Transfer", John Wiley & Sons, Inc., Fifth Ed.