

고속비행체 연료 공급 및 냉각 계통의 흡열성능 평가를 위한 성능시험 장치 개발

김민상^{1,†} · 최원¹ · 전필선¹ · 박정배²

¹한화에어로스페이스(주) 항공기계연구소

²국방과학연구소 제4기술연구본부

The Development of Performance Test Equipment For Evaluating Endothermic Performance of Fuel Supply and Cooling System in High-Speed Vehicles

Minsang Kim^{1,†}, Won Choi¹, Pilsun Jun¹ and Jeongbae Park²

¹Aerospace R&D Center, Hanwha Corporation/Machinery

²The 4th R&D Institute, Agency for Defense Development

Abstract

In this study, a test equipment which enables to feed endothermic fuel which is heated in the inside and outside environment of a high-speed vehicle and evaluate the heat exchangers' performance was designed and manufactured. For smooth operation of the test equipment, a test procedure that supplied endothermic fuel at high temperatures was established. The catalyst performance test was conducted based on the supply condition of the endothermic fuel and the amount of heat absorbed was analyzed. The validation of the test equipment was proved by comparing the results of catalytic reaction with the previous studies under similar reaction condition. This test equipment can be utilized in the endothermic reaction tests of catalyzed endothermic fuel under various conditions.

초 록

고속비행체의 내외부 환경에서 가열이 된 고온고압의 흡열연료를 구현하고, 촉매를 이용한 흡열 열교환기의 성능평가를 가능하도록 하는 시험장치를 설계/제작하였다. 시험장치를 원활히 운용하기 위해, 예비시험을 통하여 고온의 흡열연료를 공급하기 위한 시험절차를 확립하였다. 흡열연료의 공급조건에 따른 촉매성능 시험을 수행하고 흡열량을 분석하였다. 선행연구사례와 동일한 반응조건에서의 촉매 반응결과를 비교하여 시험장치의 타당성을 검증하였다. 본 시험장치는 향후 다양한 조건의 흡열연료와 촉매의 흡열반응 시험에 활용할 수 있다.

Key Words : High-speed Vehicle(고속비행체), Fuel System(연료시스템), Cooling System(냉각시스템), Test Equipment(시험장치), Endothermic Reaction(흡열반응)

1. 서 론

마하 5 이상의 속도로 비행하는 고속비행체 개발 과

정에서 여러 가지 난제들 중 하나는 기체 표면과 엔진 내부에서의 극심한 가열문제이다. 높은 비행 속도로 인한 비행체 외부의 공력가열 현상과 엔진효율 향상으로 인한 엔진 내부의 열적부하의 문제로, 기체와 엔진은 비행 시 극고온 환경에 노출된다. 이때의 열적부하가 매우 높아 단순 냉각 방식을 이용한 시스템 냉각이 어려우므로 이를 해결하기 위해서는 고온용 고강도 구

Received: Nov. 23, 2017 Revised: Feb. 14, 2019 Accepted: Jun. 18, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-41-538-7943, E-mail: mnagisn@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

조재료 적용과 함께 별도의 냉각시스템이 필요하다 [1]. 그러나 고속비행체는 시스템의 공간과 중량이 극도로 제한되므로 비행체 연료를 냉각제로 주로 사용하는데, 일부 시스템에서는 이 흡열연료 (Endothermic fuels)의 열분해, 촉매분해와 같은 흡열반응(Endothermic reaction)을 통해 시스템의 열을 흡수한다[2-6].

이러한 냉각시스템을 구성하기 위해서는 체계의 비행체 형상과 운용환경으로 예측되는 열적환경에 따라 적절한 흡열연료 선정하고 연료계통 구성품들의 열/유동 및 통합시스템 해석이 진행되어야 하며, 최종적으로는 실험을 통한 검증이 필수적이다.

본 연구에서는 고속비행체 내외부 환경에서 가열이 된 고온의 흡열연료를 모사 및 공급하여 연료계통 구성품 및 촉매를 이용한 흡열 냉각시스템의 성능평가를 가능하도록 하는 시험장치를 개발/제작하였다. 제작된 시험장치를 원활히 운용할 수 있도록 예비시험을 통하여 고온의 흡열연료를 공급하기 위한 시험절차를 확립하였으며, 국내 선행연구사례와 동일한 반응조건에서의 촉매 반응 결과를 비교하여 시험장치의 타당성을 검증하였다.

2. 시험장치 요구조건

2.1 설계 요구조건

고온반응 시험장치는 흡열 열교환기 냉각채널의 흡열 성능의 시험을 위한 장치로서, 연료공급 및 냉각계통의 기본설계자료를 바탕으로 연소기 내부의 온도, 압력, 유량, 열부하량 등의 상태량을 모사하여 적용하고, 흡열 열교환기 냉각채널을 통과한 연료의 온도를 설계된 온도수치와 비교하여 열교환기의 설계결과를 검토할 수 있도록 제작되어야 한다.

연료온도는 흡열반응이 충분히 일어날 수 있도록 임계 반응 온도 이상 유지하여야 하며 이를 위해 충분한 히터 용량을 적용해야 한다. 펌프에서 공급되는 흡열연료의 유량에 관계없이 고온의 흡열연료를 지속적으로 장시간 공급하기 위하여, 사전연구[7]의 시험장치보다 높은 용량의 히터를 적용하고 리저버의 용량을 증가시켰다.

또한 탄화수소계 연료는 고온에서 흡열반응이 진행됨에 따라 탄소 침전물이 생성되어 구조물을 오염시키

거나 유로를 막게 되는 코킹(coking) 문제가 발생하고, 촉매반응의 경우에도 반응이 진행됨에 따라 촉매의 성능이 저하되는 문제가 있으므로, 시험 시 적절한 반응 온도 선정, 촉매 사용량 및 반응물 처리를 고려하였다. 높은 열량을 단시간에 공급하도록 가열 효율을 개선하여, 고온의 흡열연료의 체류시간을 줄이고 코크(coke) 생성을 최소화 하도록 하였다.

촉매 성능 시험을 위한 적절한 흡열 반응 장치를 설계하여 성능을 검증하도록 하였다. 흡열 반응 장치의 단열방안을 모색하여, 실제 시스템에 보다 근접하게 설계 및 제작하여 정확성을 높였다.

시스템에 요구되는 구성품들의 기본 설계를 수행하고, 특정 구성품은 시험 모델 또는 축소모델 수준에서 제작하였다. 시험장치에 대한 운용환경 및 설계요건은 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Design Requirement

항목	내용
목표	흡열연료를 이용한 연료 공급 및 냉각 계통 시험장치 개발
주요 구성품	<ul style="list-style-type: none"> • 리저버 히터, 예열기, 흡열반응기, 배유 리저버, 배유통 • 시험 장치 운용 및 제어 소프트웨어
운용 환경	<ul style="list-style-type: none"> • 사용연료: 탄화수소계 연료 • 내부압력: 100 bar 이하 • 출구압력: 40 bar 이상 • 시험유량: 0~0.3 lpm 이상 • 운용온도: 300 ~ 900°C (최소 500 °C이상; 흡열 반응온도)
설계 요건	<ul style="list-style-type: none"> • 시험에 필요한 열용량 파악 및 고용량 히터 적용 • 촉매적용이 가능한 흡열반응 장치 설계 • 흡열성능 확인을 위한 검증항목 파악 및 시험방안을 확립 • 코킹 최소화 설계 • 히터 및 진공을 이용한 단열 • 전체 시스템 기밀성능 유지 • 고온의 연료 노출에 문제없는 내열/내유 소재 활용 • 시험장치 구성품의 조립 및 교체가 용이 • 연료주유 및 배유가 용이

2.2 코크(coke) 최소화 환경 조성

코크는 낮은 열량을 장시간 가하면 다량 발생하기 때문에 고온의 열량을 단시간에 가하여 코크 생성을 억제할 필요가 있다. 이를 위해서는 해외 시험결과 분석을 통해 효과적인 시험조건(온도, 압력, 가열열량, 장치구조 등)을 각각 사전 검토하여 적용하여야 한다. Table 2와 같이 해외 주요 시험장치의 열유속을 확인한 결과, 비교적 높은 열유속이 나타나며 이처럼 단시간에 빠른 가열에 의한 코킹 억제가 요구된다.

또한 연료의 특성 파악을 통해 코크가 최소로 발생하는 조건을 사전 파악하여 시험 및 계통 설계에 적용하여야 한다. 연료계통의 개념 설계 시, 사전 설계 프로그램에서 코킹 환경에 대해 검토할 수 있는 설계범위를 제시할 수도 있다. 분해된 연료의 잔존물을 이용한 정성적, 정량적 분석도 안정적인 연료공급 시스템 설계를 위해서는 중요한 요소라 할 수 있다.

Table 2 Heat Condition of Test Equipment in Foreign Country [8-9]

	TDA	ONERA
Heat flux (kW/m ²)	250	300

3. 시험장치 구성

3.1 기본 구성

장치 구성과 흐름을 파악할 수 있는 개략도 및 3D 모델을 Fig. 1과 Fig. 2와 같이 나타내었다. 주요 온도 측정지점을 표시하였으며, 리저버 내부 온도, 반응기 입/출구 온도는 센서가 연료와 직접적으로 접촉하여 온도를 측정한다. 실제 시험 사진은 Fig. 3과 같다. 시험장비는 고속비행체 연료공급 및 냉각계통의 냉각채널을 모사할 수 있게 설계되었다. 이를 위해 다음과 같이 4 부분으로 구성되어 있다.

- 압력, 유량제어부 : 시험압력 및 유량을 유지하기 위한 펌프, 리저버, 밸브
- 온도 제어부 : 시험온도를 설정하기 위한 리저버 히터, 예열기, 흡열 반응기 히터
- 흡열 반응부 : 연료의 흡열반응을 모사하는 촉매가

장착된 흡열 반응기

- 데이터 제어 계측부 : DAQ 및 제어PC, 모니터, 센서류
 - 온도센서 : 측정불확도 ± 1.2℃ MAX
 - 압력센서 : 측정불확도 ± 0.012 bar MAX
- 기타 : 전력 공급장치, 냉각기

펌프로부터 공급된 연료는 안정적인 온도제어를 위해 리저버 히터, 예열기를 통해 2단계로 가열이 된다. 각각의 가열장비에는 온도센서가 있으며, 리저버 히터는 500℃, 예열기는 800℃까지만 가열이 되도록 제한하여 장비가 과열이 되는 것을 막았다. 예열기 내부에는 온도센서를 추가 배치하여 예열기 배관 온도 (표면 온도)를 측정할 수 있도록 하였다. 생성된 고온의 연료는 흡열반응기로 유입되며 촉매와 접촉한다. 고온의 연료는 대기 중에 노출될 시, 자연발화 하기 때문에 냉각기를 거치게 하여 상온으로 온도를 낮춰준다. 냉각기 안에는 연료가 흐르는 유로가 있으며 이 주변을 냉각수로 순환시킨다. 냉각된 연료는 배유 리저버에 저장되어 시험 종료 후 배출시킨다. 배유 리저버에 개폐압력이 설정된 릴리프 밸브가 장착이 되며, 이 릴리프 밸브를 통해 시험장치 내부 압력이 유지된다.

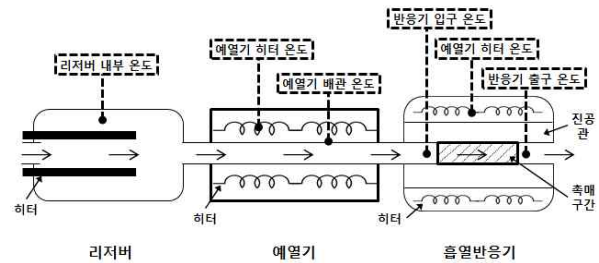


Fig. 1 Schematic Diagram of Test Equipment

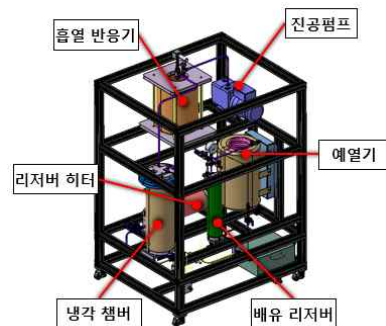


Fig. 2 3D Model of Test Equipment



Fig. 3 Arrangement of Test Equipment

3.2 흡열 반응기

흡열 반응기는 고속비행체의 흡열 열교환기 냉각채널을 모사한 구성품으로서, 흡열연료의 흡열량을 측정할 수 있도록 설계하였다. 시험이 실제와 유사한 환경에서 이루어질 수 있도록 장치들의 초기 온도를 동일하게 적용한 후 시험하여야 한다. 장치의 크기가 크고, 각 열용량들이 서로 다르기 때문에 이를 조정하여 시험 조건을 유지하는 것은 매우 어렵다. 이 때문에 흡열 반응기에서는 열손실이 발생하지 않도록 단열 조건의 구현이 중요하다.

본 시험장치에서는 동일온도의 열원을 직접 접촉시켜 단열환경과 비슷한 환경을 모사하는 등온단열방식과 반응부 주변을 진공 환경으로 조성하여 단열시키는 진공단열을 모두 고려하여 Fig. 4와 같은 진공단열 환경을 구현하였다. 외기의 영향을 받지 않도록 촉매 격자망 길이 보다 반응기 길이가 더 길도록 설계하였고, 진공단열을 위한 진공챔버를 적용하였다. 진공펌프를 이용해 진공챔버는 항상 10^{-3} torr를 유지한다.

연료 공급 시 연료가 촉매 사이를 균일하게 이동하고 촉매와 원활히 접촉할 수 있도록 촉매 크기를 선정해야 한다. 이는 발생한 코크가 촉매를 막아 폐색을 일으키는 것을 방지할 수 있다. 흡열 반응기를 통과하는 흡열연료의 흡열량은 아래와 같이 계산을 하게 된다. 반응기 배관 내부의 촉매구간 전(T1)/후단(T2)에 온도 센서를 삽입하여 연료온도를 직접 측정하였고, 이를 통해 반응 전후 온도차이($\Delta T = T_2 - T_1$)를 확인하였다.

- 진공챔버를 적용하여 열손실 억제
(진공도 : 3×10^{-3} torr)
- 등온 가열에 따른 흡열성능 간섭을 억제하기 위해 최적 가열량 사전 시험 후 적용

- 초임계상태에서 분해된 연료의 조성에 따라 C_p 가 바뀌므로 분해율에 따른 C_p 를 적용하여 계산

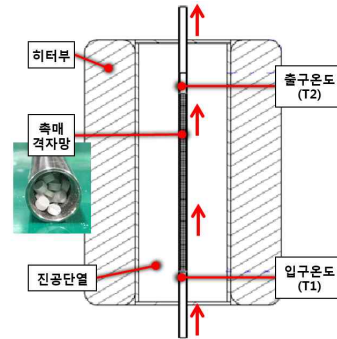


Fig. 4 Endothermic Reactor

4. 시험 절차

고온환경에서 연료와 공기의 접촉을 막기 위해 시험장치 내부에 가스질소를 일정시간 주입하여 내부 공기를 외부로 배출시킨다. 그리고 종단 밸브를 닫아 적정 압력의 가스질소를 시험장치 내부에 채운 후, 펌프를 이용하여 공급탱크의 연료를 시험장치에 주입시킨다.

연료 주입 후에는 리저버 히터를 가동시켜 연료를 열분해 반응 전 조건인 350°C 까지 가열한다. 이와 함께 예열기도 동일한 온도로 가열한다. 이 과정에서 연료주입 및 가열로 시험장치 내부 압력이 상승하게 되는데, 이로 인해 종단 리저버에 설치된 릴리프 밸브가 작동하게 되고, 이후 시스템 내부 압력은 유지된다. 연료온도가 350°C 에 도달하면, 펌프를 일정한 유량이 흐르도록 재가동시키고, 리저버 히터와 예열기를 목표 온도까지 가열한다.

가열부를 거친 연료 온도는 반응기 입구 온도로 확인하며, 목표온도 도달 여부를 판단한다. 고온/고압의 연료는 반응온도가 유지되는 반응기의 내부에서 촉매에 의해 흡열반응이 촉진되며, 현열 및 반응열에 의해 냉각된다. 이때 반응 후의 연료 온도를 반응기 출구 온도로 확인하며 설계된 흡열량 및 온도와 비교 검토한다. 흡열 반응기를 거친 고온의 연료는 냉각기에서 상온으로 냉각되어 배출되고, 이를 포집하여 분해율을 측정한다. 흡열 반응기 전후단 온도 데이터의 차이를 측정하면서 연료 온도가 안정화가 되면 10분 이상 유

지시된 후 시험을 종료한다. 본 시험장치에서는 흡열 연료의 온도/유량을 설계인자로 하여 시험수행을 수행하였다. Fig. 5는 시험장치 제어프로그램의 GUI를 나타낸다. 원활한 시험을 위한 운용/제어 소프트웨어를 만들어 시험 시 제어 및 계측 편의성을 높였다.

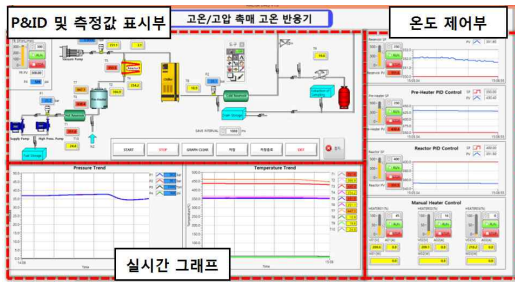


Fig. 5 GUI of Control Program

5. 흡열 반응 시험

5.1 예비 시험

시험장치 작동점검을 위해 먼저 촉매가 없는 상태에서의 예비시험을 수행하였다. 촉매는 고온의 연료에 침지되는 순간부터 시간이 흐를수록 표면에 생성되는 코크와 유동에 의한 표면박탈에 의해 성능이 떨어질 우려가 있다. 이 때문에 공급펌프 가동 후, 촉매가 연료에 침지된 상태에서 최대한 빠르게 흡열연료가 목표 온도에 도달해야 촉매 성능 손실을 최소화 하고 촉매에 의해 분해된 흡열연료의 흡열량을 정확히 측정할 수 있다. 이를 위해 흡열연료의 촉매분해시험에 대비하여, 흡열연료의 온도 제어를 위한 시험장치 설정(히터 온도) 값을 확인하기 위해 흡열연료의 온도를 350℃에서 500℃까지 올라가면서 시험절차를 확립하고 설정 값을 확인하는 사전 시험을 수행하였다. 시험장치의 내구성 및 작동 신뢰도를 확인하기 위해 각각의 목표온도에서 Fig. 6과 같이 30분 이상 연료를 공급을 지속시켰고, Fig. 7과 같이 반응기 전후단 흡열연료의 온도를 비교하였다. 더불어 코킹 현상이 발생하는 온도를 찾기 위한 과정으로 흡열연료 520℃, 530℃ 목표로 시험을 진행하였다. 상세 시험결과는 Table 3과 같다. 흡열 반응기 입/출구 온도차 ΔT는 촉매가 없을 경우, 약 3.5℃로 측정되었다. 그리고 약 530℃ 이상의 조건에서는 시험장치 배관이 코킹으로 인해 폐쇄하

는 것을 확인하였다.

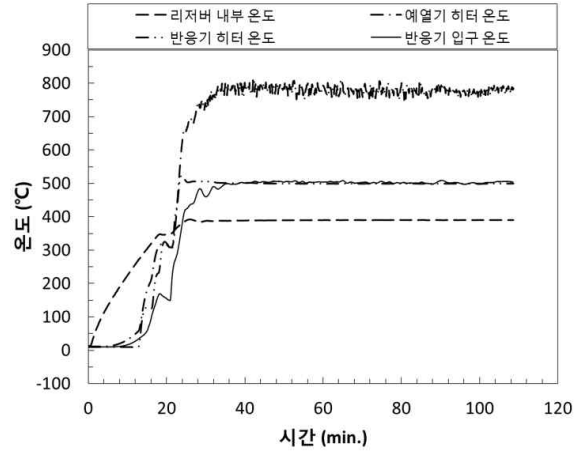


Fig. 6 Preliminary Test Result (Fuel: 500℃, 0.3 lpm / Catalyst: 0 g)

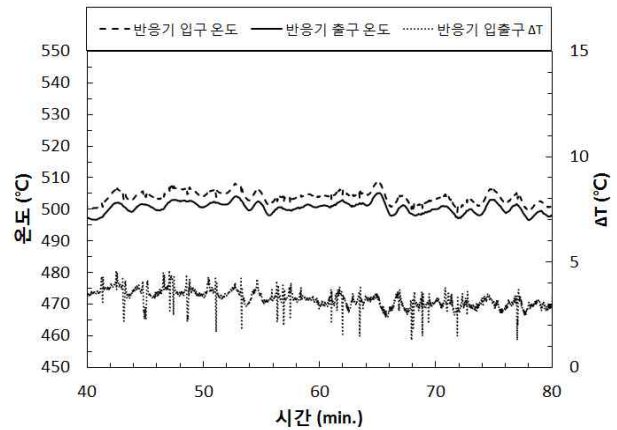


Fig. 7 Temperature Change of Endothermic Fuel (Fuel: 500℃, 0.3 lpm / Catalyst: 0 g)

Table 3 Preliminary Test Result

No.	반응기 히터 (℃)	반응기 입구 (℃)	반응기 출구 (℃)	반응기 입출구 Δt (℃)
1	353	357.0	353.5	3.53
2	363	362.1	358.5	3.57
3	425	426.7	423.0	3.65
4	436	437.6	434.0	3.50
5	451	452.8	449.1	3.65
6	500	502.8	499.5	3.32
7	521	520.8	517.9	2.96
8	531	535.6	-	폐쇄

5.3 시험 장치 검증

시험장치 검증 및 촉매 반응 비교를 위해 선행연구 사례와 WHSV (Weight Hourly Space Velocity)가 동일한 조건(168 hr^{-1} , 유량 0.03 lpm)으로 시험 진행하여 검증하였다. WHSV는 단위 시간의 유량을 반응하는 촉매의 질량으로 나눈 값이다.

목표 온도는 반응기 입구 온도를 500°C 로 하여 진행하였으나 Fig. 8과 같은 결과를 보이며 코킹이 발생하여 배관폐색이 되었다. 저유량에서는 예열기 배관 온도(표면 온도)가 500°C 부근에 도달하면 코킹이 발생하는 결과를 얻을 수 있었다.

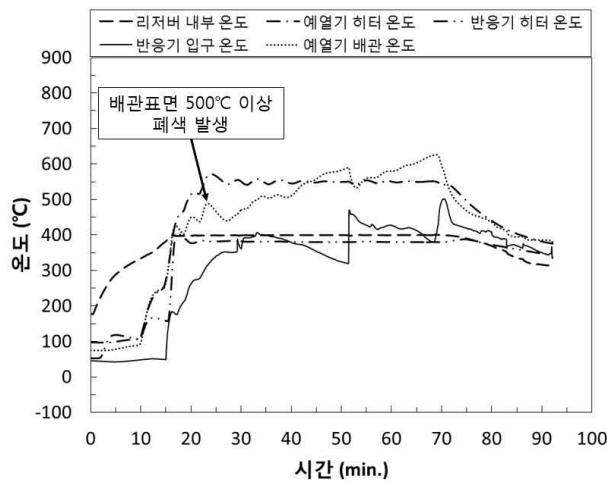


Fig. 8 Coking Occurrence at Tube Surface 500°C (Fuel: 0.03 lpm / Catalyst: 10 g)

코킹 회피를 위해 반응기 입구 온도 400°C 를 목표로 하여 도달 시점에서 10분 간격으로 연료를 채취하여 화학적 반응으로 확인하였다. Fig. 9는 시험 중 반응기 전후의 흡열연료의 온도차를 나타낸 것으로 유의차를 확인할 수 없었다. 온도센서를 통한 유의차는 확인할 수는 없었으나, GC/MS (Gas Chromatography Mass Spectrometry)를 이용한 반응물 조성분석으로 촉매분해로 인한 화학적 반응 결과는 Fig. 10과 같이 확인할 수 있었다. 시험조건 반응기 입구 온도 400°C , 유량 0.03 lpm , 촉매 10 g 에서 최대 액상 변화율을 보였다.

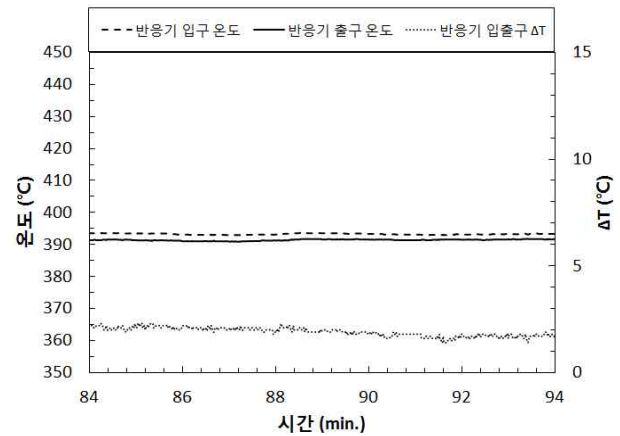


Fig. 9 Temperature Change of Endothermic Fuel (Fuel: 400°C , 0.03 lpm / Catalyst: 10 g)

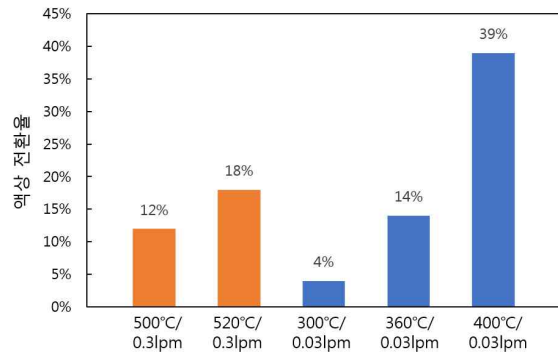


Fig. 10 Verification of Decomposition Rate of Endothermic Fuel

6. 결 론

고속비행체 연료공급 및 냉각계통 내부의 온도, 압력, 유량, 열부하량 등의 열환경을 모사하여 고온고압 조건의 흡열연료를 공급하고 냉각장치의 흡열성을 평가할 수 있는 시험장치를 설계/제작하였다. 고온의 흡열연료 모사할 수 있는 충분한 가열량의 설계와 촉매 적용, 반응물의 처리 및 채집을 고려하였다. 코킹 회피를 위한 적절한 반응온도 구현, 원활한 흡열연료의 공급을 위해 사전시험을 통한 시험절차를 확립하였고, 고속비행체의 열교환기 냉각채널을 모사한 흡열반응기를 시험장치에 추가로 장착하여 흡열연료와 촉매의 흡열반응으로 인한 흡열 성능을 평가할 수 있도록 하였다.

본 시험장치를 이용하여 국내 선행연구사례와 동일

한 반응조건에서 흡열연료 반응시험을 수행하여 촉매의 흡열분해 반응물을 비교분석하고 결과를 확인하는 일련의 과정을 통해 시험장치/방법의 가용/타당성을 검증하였다. 또한 고온고압에서 흡열연료의 코킹 발생 환경을 확인 할 수 있었으며, 코킹 회피를 위한 한계 온도를 찾을 수 있었다.

본 시험장치는 향후 고속비행체 냉각계통 설계의 검증에 위해, 다양한 환경조건에서의 흡열연료와 촉매의 흡열반응 시험에 활용될 수 있다.

후 기

본 연구는 초고속 공기흡입엔진 특화연구실 과제에 일환으로 수행되었습니다.

References

- [1] T. Edwards, M. L. Meyer, "Propellant Requirements for Future Aerospace Propulsion Systems," AIAA 2002-3870, 2002
- [2] S. Choi, S. Park, H. Choi, P. Jun, J. Park, "A Case Study on Fuel Supply and Cooling Systems of High-Speed Vehicles," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, vol. 21, no. 2, pp. 1-6, June, 2013
- [3] V.J. Van Griethuysen, M.R. Glickstein, D.H. Petley, H.J. Gladden, D.L. Kubik, "High-Speed Flight Thermal Management," *Development in High-Speed Vehicle Propulsion Systems, Progress in Astronautics and Aeronautics*, pp. 517-579, eds. S.N.B. Murthy and E.T. Curran, 1996
- [4] Lourdes Maurice, Tim Edwards, John Griffiths, "Liquid Hydrocarbon Fuels for Hypersonic Propulsion," *Scramjet propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics*, pp. 757-822, eds. S.N.B. Murthy and E.T. Curran, 2001
- [5] Robert Bakos, "Current Hypersonic Research in the USA," *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, RTO-EN-AVT-150, pp. 10-1 - 10-26, 2008
- [6] A. Kuranov, A. Korabelnikov, "Hypersonic technologies of atmospheric cruise flight under AJAX concept," *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2008-2524, 28 April - 1 May, 2008
- [7] M. Kim, S. Hyun, P. Jun, S. Jung, J. Park, "Thermal Characteristic Research of Endothermic Fuel for Design of a Fuel Supply and Cooling System in High-Speed Vehicles," *46th Fall Conference of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, pp. 957-961, May, 2016
- [8] Brad Hitch, Michael Karpuk, "Experimental Investigation of Heat Transfer and Flow Instabilities in Supercritical Fuels," *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 1997-3043, July, 1997
- [9] B. Heinrich, A. Luc-Bouhali, F. Ser, C. Vigot, "Endothermic Liquid Fuels : Some Chemical Considerations on the Colling Process," *10th AIAA/NAL/NASDA/ISAS International Space Planes & Hypersonic System & Technologies Conference*, AIAA 2001-1785, April, Japan