

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(2), 119-126(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.2.119>

고온 연료의 오리피스 인젝터 분사특성 연구

이형주*, 최호진**, 김일두**, 황기영**

A Study on Injection Characteristics of High Temperature Fuel through Orifice Injectors

Hyung Ju Lee*, Hojin Choi**, Ildoo Kim** and Ki-Young Hwang**

Advanced Propulsion Technology Center, Agency for Defense Development*,**

ABSTRACT

An experimental study was conducted to study fuel injection characteristics through plain orifice injectors when the fuel was heated to the temperature higher than its boiling point. Three injectors with different orifice diameters were used to measure the flow coefficient (α) for the injection pressure ranges of 3, 5, and 10 bar and the fuel temperature ranges between 50 and 270°C. The study showed that α decreases gradually with the fuel temperature below 180°C while it drops abruptly when the temperature goes beyond 187°C, the boiling temperature of the fuel. The slope of α bifurcated at the boiling temperature for different injection pressures, and α decreased faster for the lower injection pressure due to the more active boiling in the injector. In addition, the larger orifice diameter had the higher α value, and α jumped at moderate temperature ranges when the injection pressure was low, implying the turbulent-laminar transition phenomena. The measured α was plotted against the cavitation number(K_c), and the characteristics were independent of the applied pressure for small injectors when the fuel was evaporated before it was injected.

초 록

본 연구에서는 연료가 비등점 이상의 고온으로 가열된 경우 오리피스 인젝터를 통해 분사되는 특성을 실험한 결과를 정리하였다. 크기가 다른 오리피스 인젝터 3종을 이용하여 3, 5, 10 bar의 분사압력을 가할 때 온도범위 50 ~ 270°C에서 유량계수(α)를 측정하였다. 측정된 유량계수는 연료온도가 180°C 이하 영역에서는 점진적으로 감소하였으나 비등점인 187°C를 넘어가면서 급격히 감소하였다. 비등점보다 높은 연료온도에서의 유량계수 감소 기울기는 분사압력에 따라 다른데, 특히 분사압력이 낮을수록 비등의 영향이 크게 작용하므로 더 급격한 특성을 보였다. 또한, 직경이 큰 인젝터의 유량계수가 더 크고, 낮은 연료 온도 영역에서 난류-층류 천이현상으로 보이는 유량계수의 점프현상이 관찰되었다. 유량계수를 캐비테이션 수(K_c)에 대하여 도시한 결과 인젝터의 크기가 작을 때는 연료 비등으로 인한 분사특성이 분사압력과 무관한 일정한 값을 가지는 것을 확인하였다.

Key Words : Orifice Injector(오리피스 인젝터), High Temperature Fuel Injection(고온 연료 분사), Injection Characteristics(분사 특성), Fuel Boiling(연료 비등)

† Received: September 27, 2013 Accepted: January 26, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : leehjadd@gmail.com

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

탄화수소 계열의 액체 연료는 지난 수십년간 항공기 및 유도무기용 공기흡입식 추진기관의 주 연료로서 유용하게 사용되어 왔다. 현재 공기흡입 추진기관에 주로 사용되는 연료로는 원유(crude oil) 기반의 혼합물인 JP-8(또는 Jet A-1)과 유기합성으로 제조된 합성유인 JP-10이 대표적인데, 특히 JP-8은 전세계적으로 가스터빈 항공기용으로 광범위하게 사용되고 있으며, JP-10은 현재 미국의 모든 공기흡입식 유도무기에 적용되고 있다⁽¹⁾. 이러한 액체연료를 사용하는 공기흡입식 추진기관은 내부에 연료분사를 위한 인젝터가 있다. 연료 인젝터는 고압으로 가압된 액체 연료를 작은 오리피스스를 통해 분사하면서 공기와 혼합되기 좋은 조건으로 연료가 분무되도록 한다. 이러한 인젝터는 그 적용 환경과 요구되는 연료 분무 특성에 따라 다양한 형태가 사용되며, 일반 오리피스형(Plain Orifice), 압력 선회형(Pressure Swirl), 공기 충돌형(Air Blast) 등이 있다⁽²⁾.

한편, 최근 20여년 동안 세계 각국에서는 극초음속 공기흡입식 추진기관 개발기술을 경쟁적으로 연구하였는데⁽³⁾, 이러한 극초음속 비행의 난제 중 하나는 고속 비행에 의한 동체와 엔진의 극심한 가열문제로, 예를 들면 마하 5로 비행하는 경우 공기 전온도는 약 980°C, 이에 따른 동체 표면온도는 약 55°C까지 상승하는 것으로 알려져 있다⁽⁴⁾. 이와 같이 고속비행에 수반되는 가열 문제를 해결하기 위하여 현재까지 알려진 가장 효과적인 방법은 탑재된 연료의 흡열반응을 이용하는 능동 냉각방식⁽⁵⁾으로, 연료를 냉원으로 사용하는 경우 연료는 고압 상태에서 막대한 양의 열을 흡수함으로써 궁극적으로는 초임계상태까지 가열되기도 한다. 이와 같이 액체연료가 초고속 비행체에 사용되는 경우에는 연료가 가열되어 연료의 온도가 상승하고, 결국 끓는점 이상으로 연료가 가열되면 연료는 기화하게 되어 인젝터를 통한 연료의 분사특성이 완전히 바뀌게 된다. 그러나 현재까지 상변화를 일으키는 고온 연료의 분사특성에 관한 연구는 디젤엔진 인젝터에 대한 연구가 대부분이며⁽⁶⁾, 항공용 추진기관 분야에서 흡열반응으로 불가피하게 상변화된 연료의 분사특성 변화에 대한 연구는 알려진 결과가 거의 없는 실정이다. 특히 연료 온도가 비등점 이상으로 상승하는 경우 연료 자체의 물성치 변화는 물성 시험을 통해 확인이 가능하지만, 실제 인젝터에서 연료 비등에 의해 분사능력이 변화하는 현상은 실제 분사시험을 통해서만 확인이 가능하다.

따라서 본 연구에서는 연료가 끓는점 이상으로 가열되어 오리피스 인젝터를 통해 분사되는 경우 분사특성이 어떻게 변화하는지를 실험적으로 확인하였다. 특히 인젝터 특성 파라미터 중에서 가장 기본이 되는 유량계수가 연료의 온도 및 캐비테이션 수에 따라 변화하는 특성을 측정하여 다양한 크기의 오리피스 인젝터에 대해 비교해 보았다. 본 논문 II장의 2.1절에서는 실험장치 및 계측 방법, 2.2절에서는 결과 분석 방법, 2.3절에서는 실험결과 분석을, III장에서는 요약 및 결론을 제시하였다.

II. 본론

2.1 실험 방법

2.1.1 고온연료 분사시험장치

Figure 1에는 본 연구를 위해 제작/설치된 고온연료 분사시험장치의 전체 구성도를 보여준다. 가압연료탱크에 저장된 연료는 공압에 의해 가압되어 연료가열장치로 공급된다. 연료가열장치(이하 히터)는 고주파 발진기를 이용한 유도가열방식을 적용하였는데, 고주파 코일 내부에 코일 형태의 연료배관을 설치하여 배관이 유도가열됨으로 인해 배관 내부를 통과하는 연료를 빠른 시간에 고온으로 가열하게 된다. 이 유도가열장치는 가열되는 연료의 유량에 따라 약간의 차이는 있지만 6 LPM 정도의 상온 연료를 3분 이내에 250°C 이상으로 가열하는 것이 가능하다.

히터를 통과한 연료는 분사시험용 연료챔버에 장착된 오리피스 인젝터를 통해 분사된다. 분사시험용 연료챔버는 가로-세로가 800 mm x 800 mm의 정사각형 단면에 높이 1000 mm를 가지는

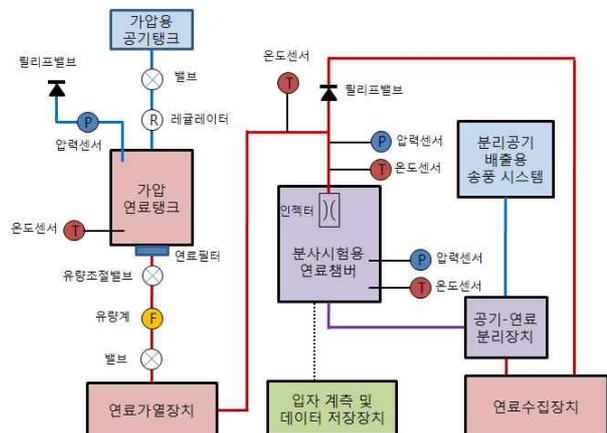


Fig. 1. Schematic Layout of High-temperature Fuel Injection Test Rig

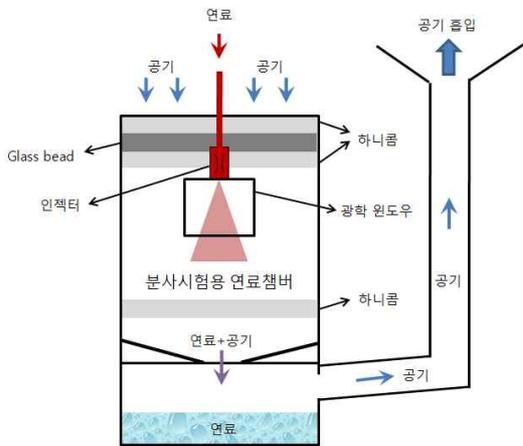


Fig. 2. Schematic of Fuel Injection Chamber and Fuel-Air Mixture Treatment System

상자형태로 Fig. 2와 같이 상단 중앙에 연료 인젝터가 장착되어 있고, 챔버로 유입되는 공기가 균일한 분포를 가지도록 하기 위하여 상단에 각각 75 mm의 두께를 가지는 하니콤-글래스비드-하니콤 층을 설치하였다. 챔버 내에서 분무된 연료와 주변 공기의 혼합기체 분리를 위해 연료챔버 하단에 1층의 하니콤을 설치하였고, 분리된 공기의 배출을 위하여 실외에 송풍기를 설치하여 배관으로 연결하였다. 또한 분사챔버의 재질은 투명한 폴리카보네이트를 사용하였고, 광학계측을 위한 윈도우에는 BK7 재질을 적용하였다. 한편, 분사시험용 연료챔버에 장착된 오리피스 인젝터의 내부 유로는 직경 6 mm의 원형이고 오리피스 부분의 길이는 1.8 mm, 오리피스 직경은 0.7, 1.0, 1.5 mm의 3가지로 선정하였다.

2.1.2 계측 방법

Figure 1에 보인 바와 같이 연료가 저장된 가압연료탱크로부터 분사시험용 연료챔버에 이르기까지 주요 부분에는 압력 및 온도센서가 장착되어 연료의 상태를 측정하였다. 사용된 압력센서는 Honeywell사의 FPG 모델이며, 온도센서는 K-type 열전대를 사용하였다. 한편 가압연료탱크 출구단에는 터빈유량계(KMA사 ZHA02)를 설치하여 분사되는 연료유량을 측정하였다. 유량계의 최대 측정범위는 0.1 ~ 7.0 LPM이며, 시험 전 calibration을 수행하였고, 측정하고자 하는 유량 범위에서 선형성을 확인하였다. 앞서 언급한 압력센서와 본 유량계의 측정 오차는 모두 ±0.5% 이내이다. 데이터 획득은 Labview S/W로 구현한 히터 제어 및 데이터 획득 프로그램을 사용하였고, Sampling rate는 10 Hz이다.

2.1.3 실험 조건 및 과정

본 연구에서 수행한 실험 조건은 위의 Table

Table 1. Test Conditions

Injector Orifice Diameter [mm]	Fuel Injection Temperature, T_{fuel} [°C]	Fuel Injection Pressure*, P_{inj} [bar]
0.7 (PO-070)	50 ~ 270	3, 5, 10
1.0 (PO-100)		
1.5 (PO-150)		

* gage pressure

1과 같다. 3종의 서로 다른 직경을 가지는 오리피스 인젝터를 사용하였고, 연료 분사압력 조건은 3 ~ 10 bar 이며 연료는 최대 270 °C까지 가열하였다. Table 1에는 각 인젝터를 구분하기 위한 기호를 함께 표기하였는데 예를 들면 PO-070은 오리피스 직경 0.7 mm의 일반 오리피스 (Plain Orifice)형 인젝터를 의미한다. 한편, 시험에 사용한 항공유는 상온(15 °C)에서의 점도가 3.4 cSt, 대기압에서의 비등점은 187°C이다. 따라서 인젝터 내부의 압력이 모두 대기압보다 높아도 연료온도가 200°C 이상으로 상승하면 연료는 분사되기 전부터 비등하여 분사특성이나 패턴이 비등 전과 확연히 다르게 된다.

고온연료 분사시험의 순서는 다음과 같다. 우선 시험대상 인젝터를 장착한 후 연료의 공급압력을 세팅하여 연료를 상온에서 분사하기 시작하고 히터를 이용하여 가열한다. 연료 온도가 200 °C 이상이 되면 히터 내부에서의 연료 비등으로 인해 연료분사 압력 및 유량이 심하게 변동하므로 안정적인 데이터 확보를 위해 연료 온도를 최대치까지 상승시킨 후 히터를 끄고 데이터가 안정화될 때까지 대기한다. 히터가 꺼지면 연료는 서서히 냉각되면서 온도가 약 250°C 전후가 되면 데이터가 안정화되는데 이때부터 연료 온도가 50 °C가 될 때까지 분석에 사용할 데이터를 저장하고, 저장이 완료되면 동일한 과정으로 다음 연료 공급압력 조건의 실험을 수행한다.

2.2 결과 분석 방법

2.2.1 유량 계수

연료 인젝터의 분사특성을 정량화하는 파라미터로는 유량계수(Flow coefficient), 오리피스 내부의 연료 유막두께(Film thickness), 연료 분사각(Cone angle), 분무된 액적 크기 분포(Droplet size distribution), SMD(Sauter mean diameter) 등이 있다⁽⁷⁾. 본 연구에서는 Table 1에 정리된 실험조건에 대하여 연료온도에 따른 유량계수의 변

화 특성을 구하여 분석에 사용하였다. 유량계수 (α)는 오리피스를 통과하는 연료의 질유량과 오리피스 면적, 그리고 분사압력(차)의 관계로 정해지는 파라미터로, 참고문헌⁽⁸⁾의 정의를 본 분석에 사용하기 위하여 질유량을 밀도와 체적유량으로 대체하고, 유량계수 α 에 대하여 정리하면 다음 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\alpha = \frac{\dot{Q}}{A_t} \sqrt{\frac{\rho}{2\Delta P}} \quad (1)$$

식 (1)에서 \dot{Q} 은 체적유량, A_t 는 오리피스 단면적, ρ 는 연료의 밀도, ΔP 는 인젝터 입출구의 압력차이다. 여기에서 연료의 밀도는 온도의 함수인데, 본 연구에서는 연료의 온도가 넓은 범위에서 변화하므로 온도에 따른 연료밀도의 변화를 고려하였다. 단 대기압 상태에서의 비등점보다 높은 온도에서는 액체상태의 연료밀도가 존재하지 않고 고압에서의 고온 연료에 대한 밀도 또한 제대로 알려진 데이터가 없기 때문에, 본 연구에서는 고온 연료의 밀도를 구할 때 대기압 조건에서 온도에 따른 연료 밀도 상관 관계식을 외삽(extrapolation)하여 사용하였다. 이로 인하여 고온 분사조건에서 계산된 유량계수는 상당한 오차를 포함하겠지만, 본 연구의 일차적인 목적인 분사특성 변화 파악은 가능할 것으로 판단하였다.

2.2.2 캐비테이션 수

비등하는 연료의 분사특성 파악을 위해 캐비테이션 수(cavitation number, K_c)를 도입하였다. Nurick⁽⁹⁾의 연구결과에서 사용된 정의를 이용한 K_c 는 다음과 같다.

$$K_c = \frac{P_1 - P_v}{P_1 - P_2} \quad (2)$$

여기에서 P_1 , P_2 는 각각 인젝터 오리피스의 상류와 하류 압력이고, P_v 는 분사되는 연료 온도에서의 증기압을 의미한다. 본 연구에서는 분사되는 연료 온도가 계속 변화하므로 온도에 따른 증기압 관계식으로 다음의 Clausius-Clapeyron equation을 적용하였다⁽¹⁰⁾.

$$P_v = C \cdot \exp\left(\frac{-\Delta H_{fg}}{RT_{sat}}\right) \quad (3)$$

식 (3)에서 C 는 상수, ΔH_{fg} 는 증발 엔탈피, R 은 기체상수, T_{sat} 은 포화 온도를 의미하며 본 연구에 사용한 값들은 다음과 같다.

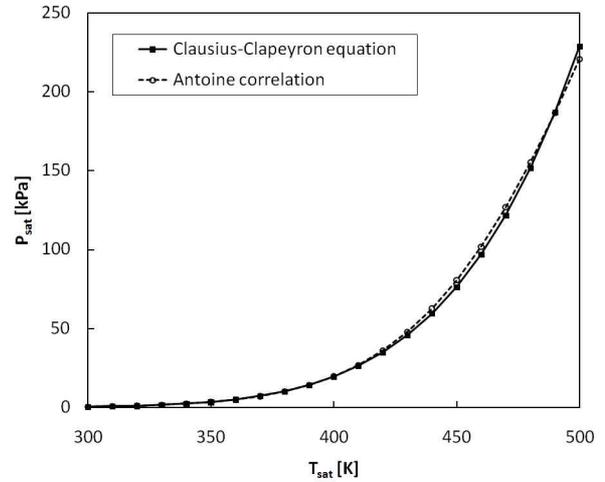


Fig. 3. Fuel Vapor Pressure with respect to Temperature by Two Correlation Method

$$C = 4.46 \times 10^6 \text{ bar}$$

$$\Delta H_{fg} = 302 \text{ kJ/kg}$$

$$R = 0.06114 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$$

위의 상수들은 다양한 기관에서 수행하였던 증기압 측정 결과를 Clausius-Clapeyron equation에 fitting하여 구한 값들이며⁽¹⁰⁾, Fig. 3에는 이 식을 이용하여 구한 연료의 온도에 따른 증기압 곡선을 보여준다. 한편, 그림에는 Cho 등⁽¹¹⁾의 Antoine equation을 이용한 fitting 결과와도 비교되었는데, 정해진 온도 범위 내에서 두 결과가 잘 일치함을 알 수 있다.

2.3 실험 결과 분석

2.3.1 연료온도에 따른 분사패턴 비교

Figure 4에는 PO-070 인젝터에서 분사압력 3 bar 일 때 연료온도에 따른 분사패턴의 비교 결과가 나와 있다. 오리피스 인젝터의 특성상 정상적으로 연료가 분사되는 경우에는 $T_{fuel} = 160^\circ\text{C}$ 와 같이 액상의 직선 기둥 형태로 분사되지만 연료온도가 상승하여 비등점보다 약간 높은 200°C 가 되면 액상으로 분사된 직후 직선 기둥 주변으로 증기가 생성되어 퍼져나가는 것을 관찰할 수 있으며, 연료온도가 240°C 로 비등점보다 훨씬 높게 상승하면 연료는 분사되기 전부터 상당량이 기화되어 연료 증기가 일정한 각도를 가지고 분사되어 퍼지는 형태를 보인다. 이와 같이 연료온도가 비등점 이상으로 상승하면 연료의 분사패턴이 가시적으로 변화할 뿐만 아니라, 동일한 분사압력에서 연료유량도 급격히 감소하게 되는데 이

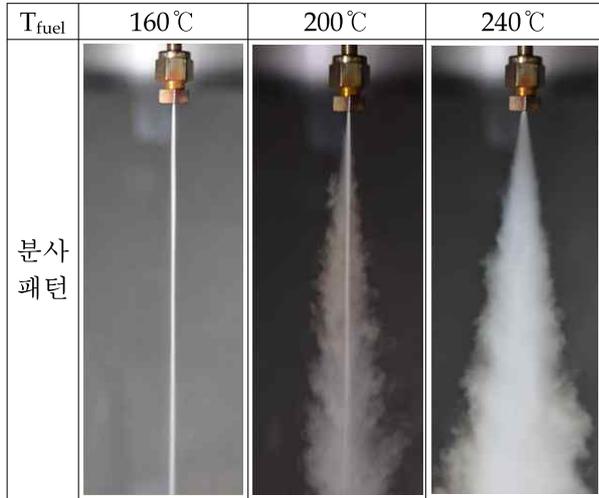


Fig. 4. Injection Characteristics for Different Fuel Temperatures for PO-070 Injector at $P_{inj} = 3$ bar

는 다음 절의 유량계수 특성 분석을 통하여 정량적으로 확인할 수 있다.

2.3.2 연료온도에 따른 유량계수 특성

Figure 5 ~ 7에는 PO-070, PO-100, PO-150 인젝터 각각에 대하여 분사압력 및 연료온도에 따른 유량계수 특성을 보여준다. 대기압에서의 비등점인 187°C(각 그림에서 회색 점선으로 표기)까지의 α 는 0.55 ~ 0.75 범위의 값을 가지는데, 이전에 다른 연구자들이 수행한 물을 이용한 오리피스 인젝터 시험 결과에서는 α 가 시험조건에 따라 0.7 ~ 0.85 범위의 값을 갖는 것으로 보고된 바가 있다⁹⁾. 한편, 연료온도가 180°C까지는 분사압력에 따른 α 가 압력에 관계없이 거의 유사하지만 이 온도를 넘으면 특성의 차이가 나타나기 시작함을 알 수 있다. 대기압에서의 연료 비등점인 187°C를 넘어가면 분사압력별로 α 의 감소 기울기가 서로 달라지는 특성을 보인다. 이는 연료온도가 비등점을 넘어가면서 오리피스 내부에서 연료가 기화하여 기체상태의 연료가 유로를 차지하는 면적이 늘어나 전체적인 질유량을 떨어뜨리는 현상에 기인한다. 그리고, 감소하는 기울기는 분사압력이 낮을수록 더 급한데 이는 분사압력이 낮으면 오리피스 내부에서의 기화가 더 활발하여 전술한 현상이 더 심화되기 때문이다.

한편, Fig. 5와 6에는 타원으로 표시한 바와 같이 PO-070과 PO-100 인젝터에 대하여 분사압력이 3 bar일 때 α 가 급격히 변화하는 온도가 존재한다. 이 현상을 설명하기 위하여 분사압력 3 bar 조건에서 각 오리피스의 α 특성을 Fig. 8에

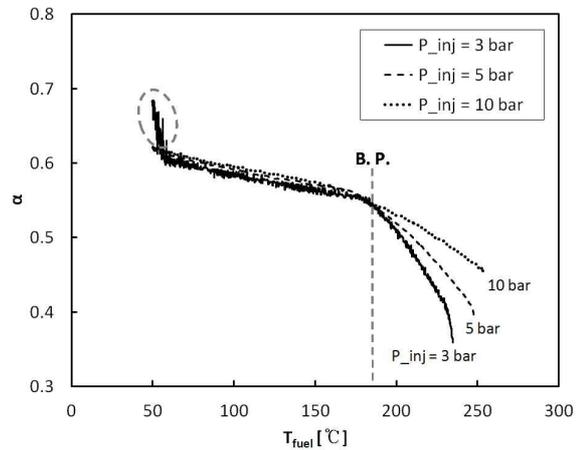


Fig. 5. Flow Coefficient (α) with respect to Fuel Temperature for PO-070 Injector

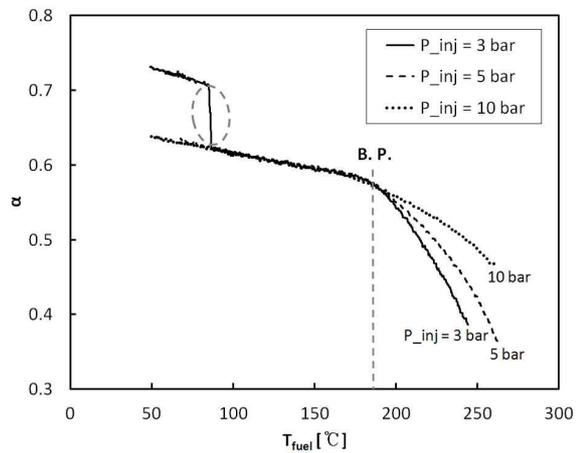


Fig. 6. Flow Coefficient (α) with respect to Fuel Temperature for PO-100 Injector

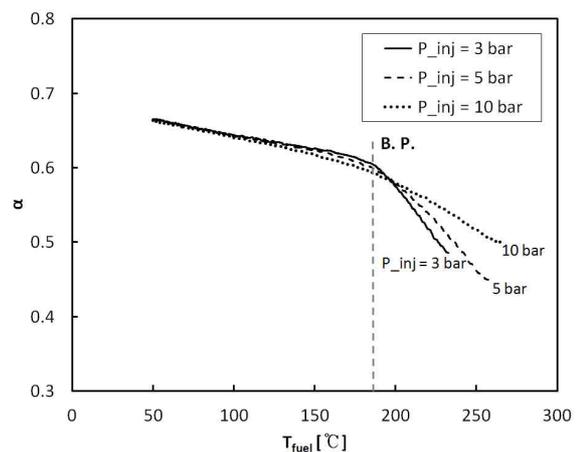


Fig. 7. Flow Coefficient (α) with respect to Fuel Temperature for PO-150 Injector

서 비교하였다. 데이터 계측은 연료가 가열되었다가 냉각되면서 진행되었으므로 그림의 데이터

는 시간에 따라 온도가 높은 쪽에서 낮은 쪽으로 저장이 진행되고 있다. 따라서 PO-070 인젝터는 연료온도가 60 °C일 때, 그리고 PO-100 인젝터는 연료온도가 약 87 °C일 때 급격한 변화가 시작된다. 이와 같은 변화의 원인을 파악하기 위하여 각 변동점에서의 레이놀즈 수를 계산하였다. 계산에 필요한 온도에 따른 연료의 점도는 참고문헌⁽¹²⁾의 데이터를 이용하였다. 그림에 표시한 것처럼 PO-070 인젝터의 60°C에서의 레이놀즈수는 6464, PO-100 인젝터의 87°C에서의 레이놀즈수는 16727, 그리고 α 의 변화가 없는 PO-150 인젝터의 50°C에서의 레이놀즈수는 12107로 확인되었다. 이러한 레이놀즈수 분포로부터 α 의 급격한 변동은 가열되어 난류(turbulent)로 분사되던 연료가 냉각되면서 층류(laminar)로 천이(transition)되면서 나타나는 현상인 것으로 추측된다. 내부 유동(Internal flow)에서의 난류-층류 천이는 일반적으로 레이놀즈수가 2300에서 4000 사이의 범위에서 발생하는 것으로 알려져 있고⁽⁸⁾, 천이 영역에서의 마찰계수(friction factor)는 난류에서 층류로 변화할 때 급격히 감소하므로 Fig. 6과 같이 α 의 급격한 증가로 나타나게 된다. 그러나 이러한 천이는 유동조건, 기하학적 형상 및 표면 거칠기 등에 많이 좌우되고 실험실에서 특별히 유동을 제어하면 층류 유동이 유지되는 레이놀즈수가 최대 10^5 까지도 가능하다⁽⁸⁾. 때문에 본 연구에 사용된 고압용 인젝터들의 천이 레이놀즈수를 특정하는 것은 불가능하다. 그러므로 α 가 급격하게 변하는 현상을 명확히 규명하기 위해서는 별도의 시험이 필요할 것으로 생각된다.

한편 Fig. 8에 의하면 분사압력이 낮은 3 bar 조건에서는 α 의 감소 기울기가 급격히 증가하는

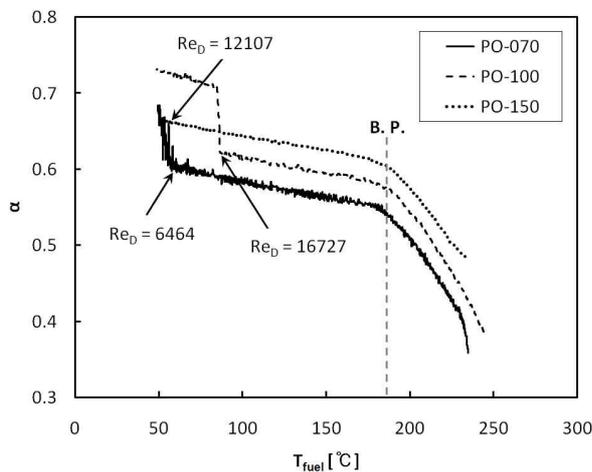


Fig. 8. Comparison of Flow Coefficient (α) for Three Injectors at $P_{inj} = 3$ bar

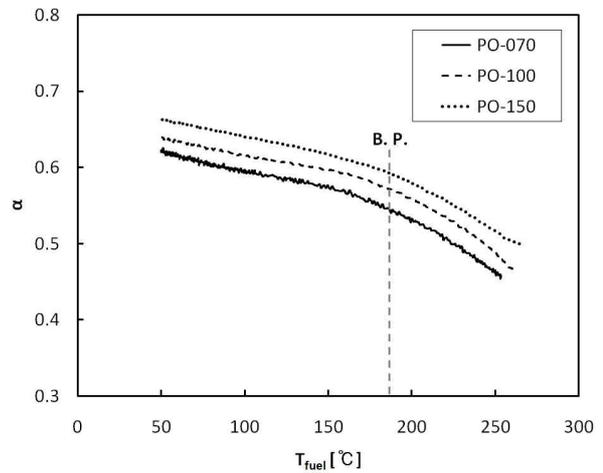


Fig. 9. Comparison of Flow Coefficient (α) for Three Injectors at $P_{inj} = 10$ bar

온도가 약 180°C 부근인 것으로 확인되었다. 그러나 Fig. 9와 같이 분사압력이 10 bar로 높아지면 α 의 기울기가 180°C를 전후로 약간 변화하지만 3 bar 조건과 비교하면 그다지 급격하게 변화하지는 않음을 알 수 있다. 이는 앞에서도 설명한 바와 같이 분사압력이 높아지면 비등이 지연되어 연료분사 특성을 더 높은 연료온도까지 비교적 안정적으로 유지할 수 있기 때문이다. 한편 Figs. 8과 9에서는 오리피스 직경이 커질수록 전체적인 α 값이 더 크게 계속되었음을 알 수 있다. 각 인젝터별 α 값의 차이는 연료온도가 50°C에서 250°C까지 광범위하게 변화하여도 거의 일정하게 유지되고 있으며, 분사압력이 높아지면 그 차이는 약간 줄어든다.

2.3.3 캐비테이션 수에 따른 유량계수 특성

PO-070 인젝터에서 연료 온도에 따른 압력별 α 변화 특성을 캐비테이션 수 (cavitation number, K_c)에 대하여 다시 그려보면 Fig. 10과 같다. 식 (2)의 K_c 정의에 의하여 $K_c = 1.0$ 을 기준으로 K_c 가 1보다 작은 영역이 연료 온도가 비등점 이상으로 상승하는 부분이 되는데, Fig. 5에서 비등점 이상의 온도에서 압력에 따라 서로 다르게 나타났던 α 는 Fig. 10에서 K_c 가 1보다 낮은 영역에서 하나의 곡선으로 정확하게 모이는 경향을 보여준다. 이는 연료가 비등하기 전까지는 100% 액체 상태이므로 분사특성이 연료 온도에 따라 선형적으로 감소하는 경향을 가지며, Fig. 5에 보이는 바와 같이 분사 압력과는 거의 무관한 특성을 나타낸다. 반면에 연료가 비등점 이상 가열되면 기화되어 연료 기포가 발생하기 시작하는데, 기포는 연료온도가 높고 분사압력이 낮을수록 더 많이 발생하므로 연료온도가 상승하고 분

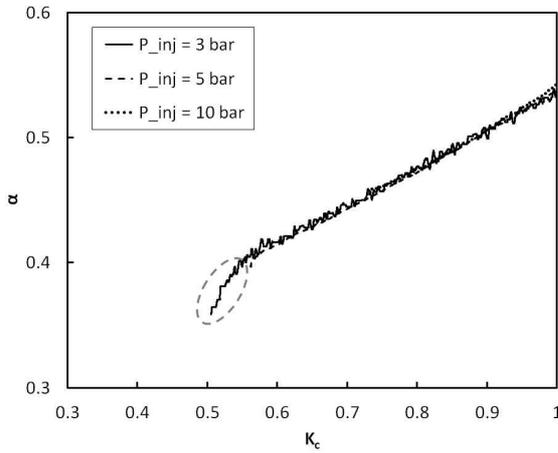


Fig. 10. Flow Coefficient (α) with respect to Cavitation Number (K_c) for PO-070 Injector at Three Injection Pressures

사압력이 낮은 경우 α 가 더욱 급격하게 낮아지는 특성을 보인다. 그런데 Fig. 10에서는 K_c 가 1보다 작은 영역(비등점 이상 영역)에서 α 가 분사압력에 관계없이 하나의 곡선으로 근사되는 경향으로부터 연료의 기화 특성은 해당 온도와 압력에 따른 증기압의 변화로 설명할 수 있음을 의미한다. 또한 Fig. 10에서 분사 압력 3 bar 조건에서는 K_c 가 0.55보다 낮은 영역(타원으로 표기)에서 α 가 더 급격히 감소하는 경향을 보이고 있다. 다른 압력조건에서는 $K_c = 0.6$ 이하 영역까지 실험이 되지 않아 비교할 수는 없지만 비등이 심화되면 연료의 분사 특성이 더욱 나빠지는 제3의 영역이 존재하는 것으로 예상되며, 이 부분에 대해서는 추가적인 연구가 필요하다.

한편, PO-100 인젝터에 대한 K_c 에 따른 α 의 변화 특성은 Fig. 11과 같이 연료의 비등이 발생하는 K_c 가 1보다 낮은 영역에서 급격한 α 의 감소 경향이 관찰되며 분사 압력이 서로 달라도 같은 K_c 에서의 α 가 거의 비슷하지만, 분사 압력 3 bar 조건의 곡선이 다른 두 조건과는 조금 다른 경향을 보이고 있다. 또한, 본 논문에도 도시하지는 않았지만 PO-150 인젝터의 경우에는 K_c 가 1보다 낮은 영역에서도 분사 압력에 따라 α 가 전반적으로는 거의 유사하지만 PO-070 결과와 같이 완벽히 일치하지는 않으며 세 가지의 분사압력 조건에서 약간씩 다른 경향을 보이고 있음을 확인하였다. 3종의 인젝터에 대한 실험 결과로부터 인젝터의 오리피스 크기가 커짐에 따라 비등 시에 K_c 에 따른 분사 압력별 α 특성이 서로 달라지는 경향이 존재함을 알 수 있는데, 이러한 현상에 대한 한 가지 가능한 원인은 오리피스 직경이 커질수록 L/d (L 은 오리피스의 두께, d 는 오

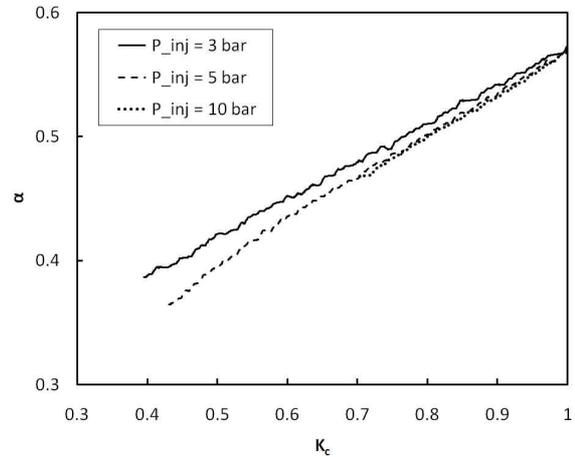


Fig. 11. Flow Coefficient (α) with respect to Cavitation Number (K_c) for PO-100 Injector at Three Injection Pressures

리피스의 직경)가 작아지므로, 비등으로 인한 연료의 α 변화에 인젝터의 기하학적 형상도 영향을 미치기 때문인 것으로 예상되며, 이러한 L/d 효과에 대한 확인 실험이 더 필요한 것으로 판단된다.

Figure 12에는 분사 압력 3 bar 조건에서 3종의 인젝터에 대한 K_c 따른 α 의 변화 특성을 보여준다. 앞 절에서 관찰한 것처럼 K_c 가 1보다 낮아지면 연료의 비등에 의해 α 의 감소 기울기가 비등이 발생하지 않는 $K_c > 1$ 인 경우보다 증가하지만, 인젝터가 달라도 그 기울기는 거의 동일하며 각 인젝터에 따라 α 의 절대값에는 일정한 차이를 보인다. 그러나 그 차이는 비등이 없는 상태에서의 오리피스 직경에 따른 α 값의 차이와 동일하며, 따라서 이는 비등이 발생하여도 그대

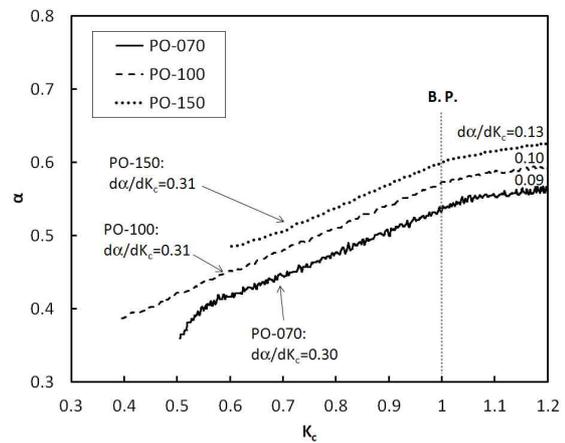


Fig. 12. Flow Coefficient (α) with respect to Cavitation Number (K_c) at $P_{inj} = 3$ bar for Three Injectors

로 유지됨을 알 수 있다. 한편, $K_c < 0.6$ 영역에서 PO-070 인젝터는 α 가 더 급격히 감소하는 특성을 보이는데 반해 PO-100 인젝터는 $K_c = 0.4$ 까지 낮아져도 기울기에 변화가 거의 없다. 이러한 현상의 원인 규명을 위해서는 각 인젝터별로 더 낮은 K_c 조건에 해당하는 실험 또한 추가로 수행되어야 할 것으로 보인다.

III. 결 론

본 연구에서는 고온으로 가열된 연료가 다양한 크기의 오리피스 인젝터를 통해 분사되는 경우 분사 특성의 변화를 실험적으로 확인하였다. 3종의 오리피스 인젝터로 3 ~ 10 bar의 분사압력을 가하면서 연료온도가 50 ~ 270°C 범위에서 변화하는 경우 인젝터의 유량계수(α)를 측정하였다. 실험 결과 연료의 비등점인 187°C 부근에서부터 α 의 급격한 감소가 확인되었으며, 낮은 온도에서 분사압력에 관계없이 거의 비슷하던 α 가 180°C를 넘으면 분사압력에 따라 서로 다른 기울기를 가지고 감소하였다. 특히 감소 기울기는 분사압력이 낮을수록 더 급하였는데 이는 분사압력이 낮을 경우 비등이 더 활발하여 연료의 원활한 분사가 어려워지기 때문이다. 한편 오리피스 직경이 클수록 전체적인 α 가 커지는 경향이 관찰되었고, 연료 온도 변화에 따라 α 가 변화하지만 서로 다른 인젝터 사이의 α 는 거의 일정하게 유지되었다. 그리고 분사압력이 3 bar인 경우에는 100°C 이하의 연료온도 조건에서 α 의 점프 현상이 관찰되었는데 이는 오리피스를 통과하는 연료의 난류-층류 전이현상에서 기인한 것으로 추정된다.

측정된 α 를 캐비테이션 수 (cavitation number, K_c)에 대하여 나타내면 K_c 가 1이 되는 점을 경계로 비등이 발생하는 영역인 $K_c < 1$ 조건에서 분사압력에 관계없이 하나의 곡선으로 수렴하는 경향이 있음을 확인하였다. 이러한 경향은 오리피스가 작을 때 선명하며, 오리피스가 클 때는 약간의 편차를 보였는데 이는 L/d 의 효과가 K_c 와 α 관계에 영향을 미치기 때문인 것으로 판단된다. 한편 서로 다른 크기의 인젝터 간 K_c 에 따른 α 차이는 온도에 상관없이 일정하게 유지되었다.

References

1) Edwards, T., "Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion:

1903-2003," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, 2003, pp.1089~1107.

2) Lefebvre, A. H., *Atomization and Sprays*, Taylor & Francis, 1989, pp.1~6.

3) Van Wie, D. M., D'Alessio, S. M. and White M. E., "Hypersonic Air-breathing Propulsion," *Johns Hopkins APL Technology Digest*, Vol. 26, No. 4, 2005, pp.430~437.

4) National Research Council, *Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program*, National Academy Press, Washington, D.C., 1998, pp.5~17.

5) Lee, H. J., Park, J., Kwon, M., and Hwang, K.-Y., "Study on a Conceptual Design Process of Fuel Supply Systems for High-Speed Vehicles", *2012 KSAS Fall Conference*, 2012, pp.2345~2351.

6) Soteriou, C., Andrews, R., and Smith, M., "Direct Injection Diesel Sprays and the Effect of Cavitation and Dydraulic Flip on Atomization," SAE International Congress and Exhibition, Detroit, Michigan, 1995, Paper No. 950080.

7) Rizk, N. K. and Lefebvre, A. H., "Internal Flow Characteristics of Simplex Swirl Atomizers", *Journal of Propulsion*, Vol. 1, No. 3, 1985, pp. 193-199.

8) White, F. M., *Fluid Mechanics*, 2nd ed., McGraw Hill, 1986.

9) Nurick, W. H., "Orifice Cavitation and Its Effect on Spray Mixing", *Transactions of the ASME Journal of Fluids Engineering*, December, 1976, pp. 681-687.

10) Cooper, M. and Shepherd, J.E., "Thermal and Catalytic Cracking of Fuel for Pulse Detonation Engine Applications," GALCIT Report FM 2002.002, Caltech, December, 2002.

11) Cho, J., Park, S.-J., Choi, M.-J., Kim, S.-B., Bae, H.S., and Han, J.-S., "Simulation and Optimization Study on the Separation of Exo-THDCP from Endo-THDCP through Distillation," *Journal of Industrial Engineering Chemistry*, Vol. 13, No. 5, 2007, pp. 712-717.

12) Coordinating Research Council, *Handbook of Aviation Fuel Properties*, 3rd ed., CRC Report No. 635, 2004.