

연료의 비등점이 고온상태 분사특성에 미치는 영향

이형주^{a,*} · 최호진^a · 김일두^a · 정병훈^a · 한정식^a

A Study on the Effect of Fuel Boiling Point on Injection Characteristics at High Fuel Temperature Conditions

Hyung Ju Lee^{a,*} · Hojin Choi^a · Ildoo Kim^a · Byung-Hoon Jeong^a · Jeong-Sik Han^a^aAdvanced Propulsion Technology Center, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: hyungju@add.re.kr

ABSTRACT

An experiment was conducted to study fuel injection characteristics of high boiling point test fuels (HBPTF), which are newly developed with higher boiling points than conventional aviation fuels, for various injection pressures when the fuel was heated to the temperature higher than their boiling points. The injection characteristics with elevating fuel temperature were quantified by the flow coefficient (α) and the cavitation number (K_c), and it was found that the trends between α and K_c for various fuels were very similar with each other. In addition, compared with a conventional fuel, HBPTFs not only have higher fuel temperatures at which the effect of fuel boiling on the injection initiates, but also are less affected by the fuel boiling inside the injectors at temperatures over the boiling point.

초 록

기존 항공유보다 비등점을 높인 고비등점 연료에 대하여 다양한 분사 압력 조건에서 비등점 이상의 온도까지 연료를 가열하는 경우의 분사특성을 실험적으로 연구하였다. 연료 온도 상승에 따른 인젝터의 특성은 유량계수(α)와 캐비테이션 수(K_c)를 파라미터로 나타내었는데, 고온에서의 각 연료별 α 특성을 K_c 에 대해 나타내면 그 경향이 모두 유사한 것으로 확인되었다. 한편, 고비점 연료들은 기존 연료에 비하여 비등의 효과가 나타나기 시작하는 온도가 더 높아졌을 뿐만 아니라, 그 이상의 온도에서도 분사 특성에 미치는 인젝터 내부의 비등 영향을 더 적게 받았다.

Key Words: High Boiling Point Fuel(고비등점 연료), Fuel Injection(연료 분사), Flow Coefficient(유량계수), Cavitation Number(캐비테이션 수)

Received 11 December 2013 / Revised 7 March 2014 / Accepted 14 March 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 추계학술대회(2013. 12. 4-5, 경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

현재까지 극초음속 비행은 대부분 로켓추진으

로 수행되었으나, 최근 20여년 동안 세계 각국에서는 효율적인 비추력 특성을 가지며 광범위한 속도 영역에서 유연한 운용이 가능한 공기흡입식 극초음속 추진기관 개발기술을 경쟁적으로 연구하고 있다[1]. 특히 극초음속 비행체용 엔진에는 수소 또는 탄화수소 계열의 액체연료를 주로 사용하는데 탄화수소 연료는 초음속 유동에서의 분사/혼합/연소 과정에 어려움이 많지만 단위 부피당 에너지가 클 뿐만 아니라 보관 및 취급이 용이하므로 시스템의 공간과 중량이 극도로 제한되는 극초음속 비행체 적용에 유리하다[2].

극초음속 비행을 실용화하기 위해 반드시 해결해야 할 문제들 중 하나는 고속 비행에 의한 동체와 엔진의 극심한 가열문제인데[3], 이렇게 고속비행에 수반되는 가열 문제를 대처함에 있어서 현재까지 알려진 가장 효과적인 방법은 탑재된 액체 연료를 이용한 능동 냉각방식이다[4]. 이와 같이 연료가 고속 비행체에 탑재되어 냉각에 사용되는 경우에는 연료의 온도가 비등점 이상으로 상승하고, 이렇게 되면 결국 비등의 영향으로 인젝터를 통한 연료의 분사특성이 완전히 바뀌게 된다. 특히 연료가 인젝터 내부에서 비등하면 생성된 기포들이 액체 상태의 연료와 함께 인젝터 오리피스스를 통해 분사되므로 동일한 분사압력에서 분사되는 연료의 유량이 급격하게 감소하는 현상이 발생하고[5-7], 이로 인해 엔진의 정확한 연료 유량제어가 불가능해진다.

그러나 현재까지 연료가 비등점 이상 가열되어 상변화를 일으키는 경우의 연료 분사특성에 관한 연구는 경유를 이용한 디젤엔진 인젝터에 대한 연구가 대부분이며[5], 항공유가 냉원으로 사용되어 열을 흡수함으로써 불가피하게 상변화된 경우의 분사특성 변화에 대한 연구는 알려진 결과가 거의 없는 실정이다. 특히 연료 온도가 비등점 이상으로 상승하는 경우 연료 자체의 물성치 변화는 표준화된 방법을 이용한 실험을 통해 확인이 가능하지만, 실제 인젝터에서 연료 비등에 의해 분사 성능이 크게 바뀌는 현상은 실제 분사시험을 통해서만 확인이 가능하다.

본 연구에서는 이와 같은 연료의 고온가열 문제를 해결하기 위해 기존 항공유 대비 비등점을 30℃ 이상 높게 새로이 개발한 고비등점 연료에 대하여 분사 성능시험을 수행하고 비등점 향상의 효과를 확인하였다. 이를 위해 고온연료 분사 시험장치를 이용하여 연료를 최대 300℃까지 가열하고 이를 오리피스 인젝터(Plain orifice injector)와 스윙 인젝터(Pressure swirl injector)를 통해 분사하면서 연료 온도에 따라 변화하는 분사특성을 정량적으로 측정하였다. 특히 인젝터 특성 파라미터 중에서 가장 기본이 되는 유량계수가 연료의 온도 및 캐비테이션 수에 따라 변화하는 특성을 다양한 연료에 대하여 비교하였는데, 본 논문의 2장에서는 실험 및 분석 방법을, 3장에서는 실험결과 분석을, 4장에서는 결론을 제시하였다.

2. 실험 및 분석 방법

2.1 실험 조건 및 과정

본 연구를 위해 제작/설치된 고온연료 분사시험장치의 전체 구성도는 Fig. 1과 같고, 분사시험용 연료챔버의 구조, 그리고 고온분사 실험과정 등은 참고문헌 [6,7]에 상세히 설명되어 있다. 연료탱크에 저장된 연료는 공압으로 가압되어 고주파 유도가열히터로 공급되고, 히터를 통과한

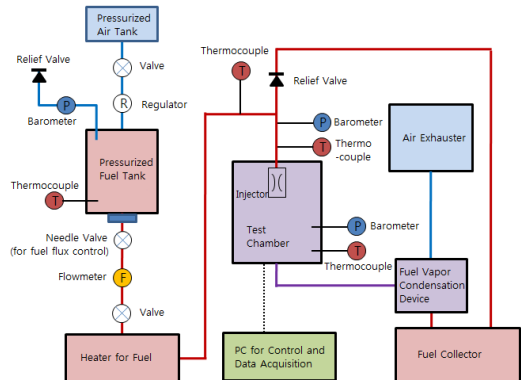


Fig. 1 Schematic layout of high-temperature fuel injection test rig.

연료는 수 분 이내에 300℃까지 가열된다. 가열된 연료는 분사시험용 연료챔버 내에 장착된 인젝터를 통해 분사되며, 분사된 후 주변 공기와 혼합된 연료는 대부분 연료챔버 하단에서 액체 상태로 회수되지만 일부는 공기와 함께 실외 송풍기를 통해 배출된다. 연료가 저장된 가압연료 탱크로부터 분사시험용 연료챔버 및 인젝터에 이르기까지의 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 측정범위는 최대 7.0 LPM (Liter Per Minute)까지이며, 시험 전 Calibration을 수행하였고, 측정하고자 하는 유량범위에서 선형성을 확인하였다. 앞서 언급한 압력센서와 본 유량계의 측정 오차는 모두 $\pm 0.5\%$ 이내이다. 데이터 저장은 LabVIEW S/W로 구현한 히터 제어 및 데이터 획득 프로그램을 사용하였고, Sampling rate는 10 Hz이다.

본 연구에서 수행한 시험 조건은 Table 1과 같다. 직경 0.7 mm의 오리피스 인젝터(이하 PO-070)와 직경 1.5 mm의 스윙 인젝터(이하 PS-150)를 사용하였는데, 각 인젝터의 상세 형상은 참고문헌 [6]과 [7]에 각각 설명되어 있다. 연료 분사압력 조건은 3, 5, 10 bar의 세 조건이며 연료 온도는 연료 종류에 따라 최대 300℃까지 가열하였는데, 이 실험 조건은 본 연구에서 사용한 모든 연료에 대해 동일하다.

한편, Table 2에는 본 연구에서 사용한 3종의

Table 1. Test conditions.

Injector Type	Fuel Temperature, T_{fuel} [°C]	Injection Pressure*, P_{inj} [bar]
PO-070 (Plain Orifice Injector, D = 0.7 mm) PS-150 (Pressure Swirl Injector, D = 1.5 mm)	50 ~ 300	3, 5, 10

* gage pressure

Table 2. Boiling point of various fuels.

Fuel	Boiling Point* [°C]	Density** [kg/m ³]
RF-1	187	932
HBPTF-1	220 ~ 290	815
HBPTF-2	220 ~ 290	940

* at 1 atm, ** at room temperature (25℃)

연료를 나열하였다. 각 연료별로 비등점이 모두 다른데 RF (Reference Fuel)-1은 참고문헌 [6,7]에서 사용된 연료로서 대기압에서의 비등점이 187℃인 단일 물질이며, HBPTF (High Boiling Point Test Fuel)-1, 2 연료는 모두 일정 범위의 비등점을 갖는 혼합물이다. 특히 HBPTF-1, 2는 본 연구를 위해 개발된 연료들로서 고비등점을 가지는 원료 물질들을 다양한 공법으로 합성하고 이들을 적절한 비율로 배합하여 연료로서 사용하기에 적합한 물성치를 가지도록 제조하였다. 이에 따라 HBPTF 연료들은 Table 2에 보이는 바와 같이 비등점이 기존 연료보다 30℃ 이상 높아졌음을 알 수 있다.

2.2 결과 분석 방법

연료 인젝터의 분사특성을 정량화하는 파라미터로 본 연구에서는 유량계수(Flow coefficient, α)를 사용하였다. 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 Eq. 1과 같이 표현된다.

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

Eq. 1에서 \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 유량계수를 측정함에 있어서 온

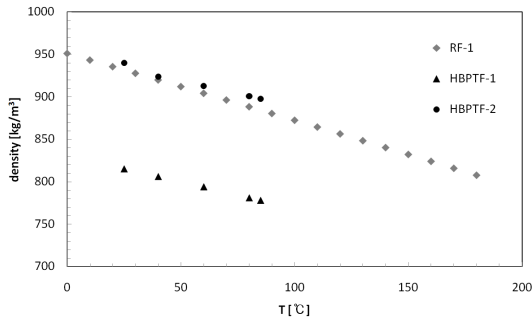


Fig. 2 Fuel density with respect to temperature for test fuels at atmospheric pressure.

도에 따른 연료밀도의 변화를 고려하였다. Fig. 2에는 대기압 상태에서 세 연료의 온도에 따른 밀도 변화가 제시되어 있는데, RF-1의 경우에는 참고문헌 [9]의 데이터를 이용하였기 때문에 비등점인 187°C까지의 데이터가 존재 하지만, HBPTF-1, 2의 경우에는 연료밀도 측정장치를 이용하여 측정하였기 때문에 장치의 특성상 100°C 이상의 밀도는 측정이 불가능하여 90°C까지의 측정 결과만을 제시하였다.

한편, 고압에서는 연료가 300°C까지 가열되어도 액체상태로 존재하는데, Corresponding states principle[10]과 같은 분석적인 기법을 이용하면 다양한 온도 및 압력 조건에서의 연료 밀도를 비교적 정확하게 예측할 수 있고, 또한 참고문헌 [9]에서는 RF-1 연료에 대한 상압 및 고압(100 bar) 조건에서의 온도에 따른 액체의 밀도를 실험적으로 확인하여 제시하였다. 이 결과를 살펴보면 비등점인 187°C에서의 밀도는 대기압 조건에서 823 kg/m³, 100 bar의 압력에서는 807 kg/m³으로 대기압에서의 밀도가 약간 크지만 큰 압력 차이에 비하여 밀도 차이는 2% 이내 이므로 연료가 액체 상태를 유지하는 한 본 연구의 최대 압력 조건인 10 bar에서의 액체 상태 밀도는 대기압에서의 액체 상태 밀도를 그대로 사용하여도 오차는 그리 크지 않다. 그러나 본 연구에서는 연료가 200°C 이상 가열되어 인젝터 내에서 비등하면서 분사되므로, 이러한 경우에는 연료가 액체와 기체의 혼합 습증기 상태가 되어 오리피스 내부 습증기의 퀄리티(quality)

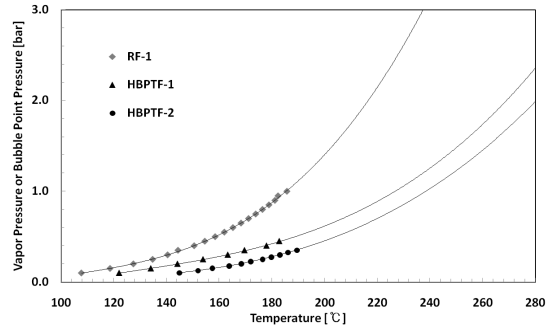


Fig. 3 Fuel vapor pressure with respect to temperature for test fuels.

를 파악하지 않는 이상 분사 조건에서의 정확한 연료 밀도를 파악하는 것이 불가능하다. 따라서 본 연구에서는 고온 연료의 밀도를 사용함에 있어서 Fig. 2에 나와 있는 대기압 조건에서 온도에 따른 액체 연료 밀도 상관 관계식을 외삽(extrapolation)하여 사용하였다. 이로 인하여 고온 분사조건에서 비등이 발생하는 경우 Eq. 1에 의해 계산된 유량계수는 상당한 오차를 포함하며 실제보다 과대평가되겠지만 본 연구의 일차적인 목적인 분사특성 변화 파악은 가능할 것으로 판단하였으며, 비등 발생 이후의 실제 유량계수는 본 연구에 제시된 값보다 더 작지만 정확한 값은 확인하기가 용이하지 않다.

한편, 비등하는 연료의 분사특성 파악을 위해 캐비테이션 수(Cavitation number, K_c)를 도입하였다. Nurick의 연구결과[11]에서 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 Fig. 3과 같이 각 연료별 증기압 측정 결과를 3차 함수로 Curve fitting 하여 사용하였다. Fig. 3에 의하면 HBPTF-1, 2 연료는 대기압에서 초기비등점이 각각 227°C와

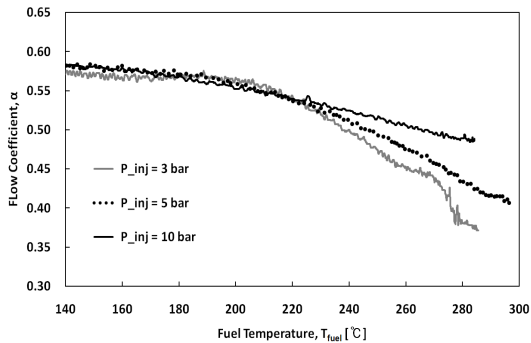


Fig. 4 Flow coefficient (α) with respect to fuel temperature for HBPTF-1 fuel and PO-070 injector.

239°C인 것으로 예측된다. 이는 Table 2에서 HBPTF-1, 2 연료가 같은 비등점 범위를 가지도록 개발되었지만 실제로는 HBPTF-2가 더 높은 초기비등점을 가지고 있음을 의미한다.

3. 결과 분석

3.1 오리피스 인젝터(PO-070) 실험 결과

Fig. 4에는 PO-070 인젝터를 통하여 서로 다른 압력으로 HBPTF-1 연료를 가열하여 분사하면서 유량계수(α)를 측정 한 결과를 보여준다. 연료 온도가 220°C 이하에서는 분사압력이 서로 달라도 온도에 따른 α 특성이 거의 일치하지만 220°C 이상에서는 분사 압력이 낮을수록 α 가 감소하는 경향이 크게 나타난다. 이러한 경향은 RF-1 연료를 사용한 참고문헌 [6]의 연구 결과와 동일하지만, RF-1 연료를 사용한 경우에는 비등점인 187°C를 넘으면서 분사 압력에 따른 특성 변화가 관찰된 것에 비해 HBPTF-1 연료는 220°C를 넘으면서 그러한 현상이 관찰되는 것으로 보아 비등점이 높아진 효과가 분사 특성에도 잘 반영되었음을 알 수 있다. RF-1 연료의 분사특성을 포함한 세 연료의 분사특성 비교는 Fig. 6에서 상세히 다룰 예정이다.

Fig. 5에는 같은 실험을 HBPTF-2 연료에 대하여 수행한 결과를 보여준다. HBPTF-2 연료의 경우에는 분사 압력에 따라 특성이 달라지기 시작

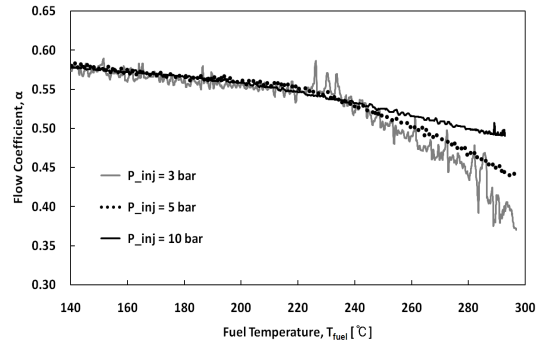


Fig. 5 Flow coefficient (α) with respect to fuel temperature for HBPTF-2 fuel and PO-070 injector.

하는 온도가 240°C로 더욱 상승하였는데, 이는 Fig. 3에서 관찰한 바와 같이 HBPTF-2 연료가 비등점이 더 높은 만큼 실제 분사 특성에 있어서도 더 높은 온도까지도 비등의 영향을 적게 받고 있음을 의미한다. 그런데 분사 압력 3 bar 조건일 때에는 다른 압력 조건과는 달리 유량계수가 전반적으로 진동하는 현상이 관찰되었다. 특히 연료 온도 220°C 이상의 구간에서 유량계수가 큰 폭으로 진동하였는데, 이는 HBPTF 연료가 Table 2에서 밝힌 바와 같이 220 ~ 290°C 범위에서 서로 다른 비등점을 가지는 혼합물이므로 낮은 분사압력 조건에서 220°C 이상 가열되면 연료 구성 성분들 중 일부가 히터 내에서 비등하면서 연료 공급이 원활하지 않았기 때문인 것으로 추정된다. 실제로 본 연구에서는 고온 연료 분사시험을 수행함에 있어서 연료가 비등점 이상으로 가열되는 경우 히터 내부에서의 연료 비등으로 연료분사 압력과 유량이 심하게 변동되어 안정적인 데이터 확보가 불가능하였기 때문에 연료를 일단 시험에서 설정한 최대 온도 조건까지 가열한 후 히터를 끄고 연료가 서서히 냉각되는 과정에서 데이터를 획득하였다[6,7]. 한편 온도가 낮은 구간에서 유량계수가 약간씩 진동하는 현상은 분사 압력 3 bar 조건의 연료 유량이 약 0.35 LPM으로 매우 낮아서 실험 과정에서 유량의 미세한 섭동이 발생하기 때문이다. 이러한 경향은 그 정도가 HBPTF-2만큼 심하지는 않으나 RF-1과 HBPTF-1 연료에서도 유사하

게 관찰되었다[6].

Fig. 6에는 분사 압력 5 bar 조건에서 세 연료의 연료 온도에 따른 α 특성을 비교하였다. 5 bar 조건에서 보이는 세 연료의 α 특성은 3 bar 및 10 bar 조건에서도 유사한데, 전술한 바와 같이 RF-1 연료에 비하여 HBPTF-1, 2 연료가 모두 높은 온도까지 본래의 분사 특성을 유지하고 있으며, 따라서 고비등점 연료의 효과를 확실히 알 수 있다.

Fig. 7에는 HBPTF-1 연료에 대하여 분사 압력 별로 캐비테이션 수(K_c)에 따른 α 특성을 비교하였다. Eq. 2의 정의에 의하여 $K_c = 1.0$ 을 기준으로 K_c 가 1보다 작은 영역이 연료 온도가 비등점 이상으로 상승하는 부분이 되는데, 특히 K_c 가 작아질수록 연료 온도가 비등점보다 훨씬 높게 상

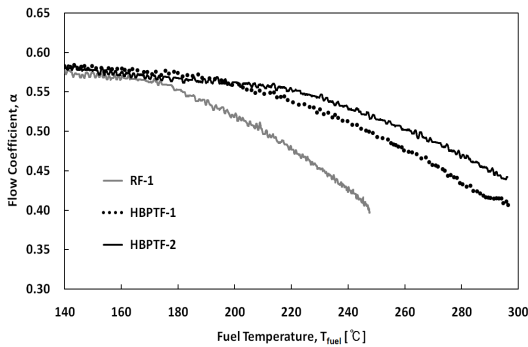


Fig. 6 Flow coefficient (α) with respect to fuel temperature for PO-070 injector at $P_{inj} = 5$ bar.

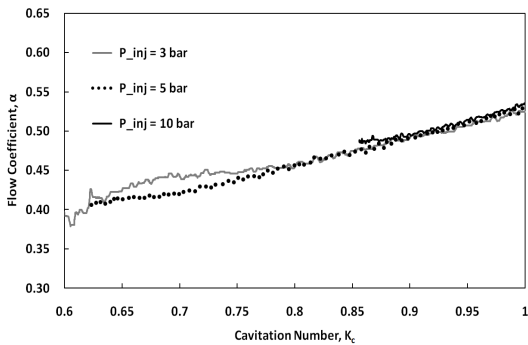


Fig. 7 Flow coefficient (α) with respect to cavitation number (K_c) for HBPTF-1 fuel and PO-070 injector.

승하여 증기압이 높아짐을 의미한다. Fig. 4에서 연료 온도가 비등점 이상 높아지면 분사 압력에 따라 α 의 변동 특성이 달라졌지만 동일한 영역에서 K_c 에 따른 α 는 Fig. 7에 보이는 바와 같이 세가지 분사 압력 조건에서 모두 유사한 특성을 나타내고 있다. 이러한 현상은 참고문헌 [6]에서 RF-1 연료에 대하여 PO-070 인젝터로 실험한 결과와도 그 경향이 일치한다. 특히 $0.8 < K_c < 1.0$ 범위에서는 세 압력 조건에서의 α 특성이 거의 일치하지만, K_c 가 0.8보다 작아지면 분사 압력별로 α 의 감소 기울기가 달라지는데 이는 K_c 가 작을수록 비등의 영향이 심화되어 분사 특성의 불안정성이 증가하기 때문으로 추측된다. 참고문헌 [6]에서 RF-1 연료에 대한 실험결과, K_c 가 0.6 이하로 내려가면 분사 압력에 따라 α 감소 기울기가 달라지는 것으로 나타난 바 있다.

Fig. 8에는 분사 압력 5 bar 조건에서 세 연료의 K_c 에 따른 α 특성을 보여준다. 그림을 살펴보면 각 연료별로 물성치는 모두 다르지만 K_c 에 따른 α 의 기울기는 매우 유사한 경향을 보이고 있다. 그러나 K_c 가 0.7 이하의 영역에서는 HBPTF-1 연료의 경우 감소하는 기울기 특성이 약간 변화하고 있으며, 이는 Fig. 7의 결과와 마찬가지로 낮은 K_c 영역에서 α 의 불규칙성이 증가하는 특성으로 이해할 수 있다. RF-1 연료를 이용한 이전 연구 결과[6,7]에서 불규칙성이 증가하는 K_c 값은 인젝터의 종류, 오리피스 크기에 따라 상이하였는데, 본 연구 결과까지 포함하면

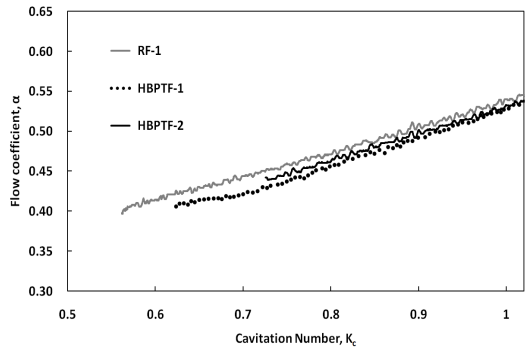


Fig. 8 Flow coefficient (α) with respect to cavitation number (K_c) for PO-070 injector at $P_{inj} = 5$ bar.

α 가 불규칙해지는 K_c 값은 인젝터의 종류, 오리피스 크기, 그리고 연료의 종류까지도 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

3.2 스웰 인젝터(PS-150) 실험 결과

Fig. 9에는 PS-150 인젝터로 HBPTF-1 연료를 실험한 결과를 도시하였다. 스웰 인젝터를 사용한 경우 비등의 영향이 연료 온도 240°C 이상에서 나타나고 있는데, Fig. 4에서 오리피스 인젝터의 경우 220°C부터 α 가 감소하기 시작한 것과 비교하면 같은 연료를 사용하는 경우 스웰 인젝터가 스웰 유동의 효과로 인젝터 내부의 비등이 지연됨을 알 수 있다. 이러한 경향은 RF-1 연료를 사용한 결과[6,7]와 동일하며, 오리피스 인젝터에 대한 스웰 인젝터의 분사 특성과 스웰 유동이 비등에 미치는 영향은 참고문헌 [7]에 상세히 기술되어 있다.

Fig. 10에는 PS-150 인젝터로 HBPTF-2 연료를 실험한 결과가 나와 있다. 이 경우에는 연료 온도가 260°C 이상에서 비등의 영향을 보이고 있는데 이는 Fig. 5의 오리피스 인젝터 결과와 비교하면 20°C 이상 상승한 것으로 Fig. 9의 결과와 마찬가지로 스웰 인젝터의 비등 지연 효과를 보이고 있다. 한편, Fig. 9와 Fig. 10을 비교해 보면 HBPTF-2 연료가 더 높은 온도까지 비등의 영향을 받지 않고 있으며, 비등의 영향이 미치고 있는 고온 영역에서도 분사 압력에 따른 α 감소 기울기가 더 작고, 각 분사 압력 간의 특성 차이

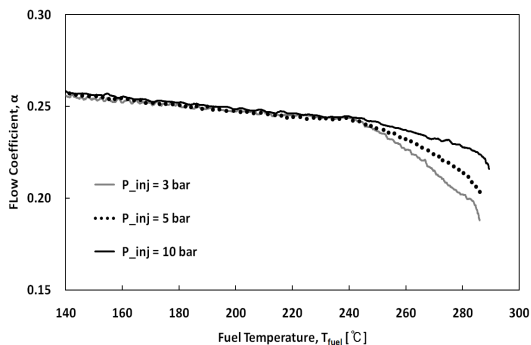


Fig. 9 Flow coefficient (α) with respect to fuel temperature for HBPTF-1 fuel and PS-150 injector.

도 더 적은 것을 볼 수 있다. Fig. 4과 Fig. 5의 오리피스 인젝터 결과에서는 이러한 차이가 두드러지지 않았으나 스웰 인젝터 결과는 두 연료의 분사 특성 차이를 확실히 보여주고 있다.

Fig. 11은 3종의 연료에 대하여 연료 온도에 따른 PS-150 인젝터 분사특성을 비교한 결과이다. RF-1은 약 200°C부터 α 감소가 관찰되지만 HBPTF-1은 240°C, HBPTF-2는 260°C 이상에서 그러한 특성이 관찰되며 감소하는 기울기도 고비점 연료들이 RF-1 보다 약간 더 완만하다. 다시 말하면 개발된 고비점 연료들은 기존 연료에 비하여 비등의 효과가 나타나기 시작하는 온도가 더 높아졌을 뿐만 아니라, 그 이상의 온도에서도 인젝터 내부의 비등이 분사 특성에 영향을 덜 미치고 있음을 의미한다.

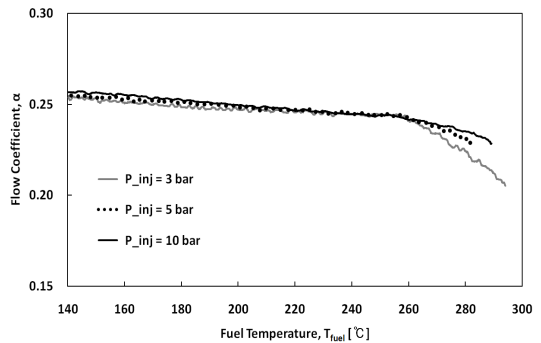


Fig. 10 Flow coefficient (α) with respect to fuel temperature for HBPTF-2 fuel and PS-150 injector.

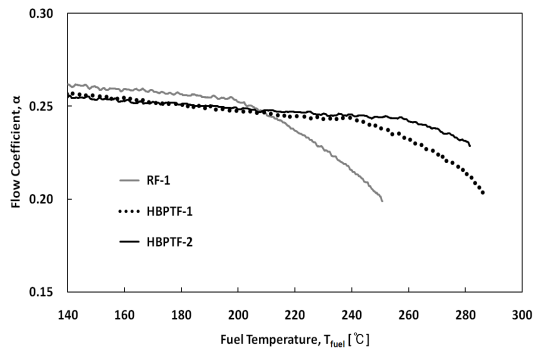


Fig. 11 Flow coefficient (α) with respect to fuel temperature for PS-150 injector at $P_{inj} = 5$ bar.

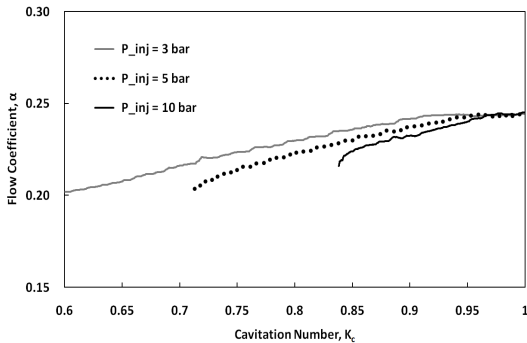


Fig. 12 Flow coefficient (α) with respect to cavitation number (K_c) for HBPTF-1 fuel and PS-150 injector.

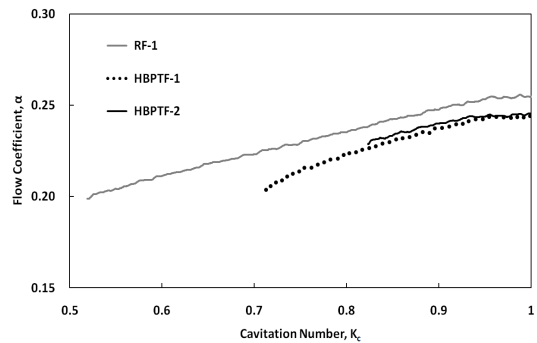


Fig. 13 Flow coefficient (α) with respect to cavitation number (K_c) for PS-150 injector at $P_{inj} = 5$ bar.

Fig. 12는 분사 압력별 HBPTF-1 연료의 실험 결과를 K_c 에 대하여 도시한 결과이다. Fig. 7의 오리피스 인젝터 실험 결과와는 달리 스웰 인젝터는 분사 압력이 다르면 K_c 에 따른 α 경향도 모두 다른 것으로 확인되었다. 특히 분사 압력이 낮을수록 같은 K_c 에서의 α 가 더 큰 것으로 나타났는데, 이러한 경향은 RF-1 연료를 직경이 큰 오리피스 인젝터(PO-100, $D = 1.0$ mm)로 실험한 결과[6], 그리고 스웰 인젝터로 실험한 결과[7]와 일치하는 것으로 연료의 종류에 관계없이 인젝터 자체의 특성으로 생각하는 것이 타당한 것으로 판단된다. 특히 PS-150 인젝터는 연료의 종류에 관계없이 K_c 에 따른 α 감소 기울기가 분사 압력이 낮을수록 더 작은 경향을 보이고 있는데, 다른 스웰 인젝터의 경우에는 이와 반대의 특성을 갖기도 하므로[7] 분사 압력에 따른 $K_c - \alpha$ 관계가 스웰 인젝터들 사이에서도 일관되지 않음에 유의하여야 하며, 참고문헌 [7]에서는 $K_c - \alpha$ 관계에 중요한 영향을 미치는 파라미터가 인젝터의 오리피스 면적과 스웰러의 면적 비인 AR 인 것으로 확인한 바 있다.

Fig. 13에는 분사 압력 5 bar 조건에서 세 연료의 K_c 에 따른 α 특성을 보여준다. 전체적으로 RF-1이 HBPTF-1, 2에 비해 약간 큰 α 값을 보이고 있으나 K_c 감소에 따른 α 감소 기울기는 Fig. 8의 오리피스 인젝터 결과와 같이 세 연료 모두 매우 유사한 것으로 관찰된다. 그러나 K_c 가 0.75 이하로 감소하면 HBPTF-1 연료의 감소 기

울기가 약간 커지는 경향을 보이고 있는데 반해 RF-1 연료는 $K_c = 0.5$ 근처까지도 본래의 기울기를 유지하고 있는 점은 특이하다. Fig. 11과 Fig. 13에서 RF-1 연료의 α 가 고비점 연료들보다 전반적으로 큰 특성을 보이고 있는 원인은 연료의 점성 차이를 들 수 있으나 고온에서의 정확한 점성 데이터를 확보해야만 확실한 분석이 가능할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 기존 항공유보다 비등점을 높은 고비등점 연료에 대하여 고온으로 가열된 연료가 다양한 인젝터를 통해 분사되는 경우 분사 특성의 변화를 실험적으로 확인하였다. 개발된 2종의 고비등점 연료(HBPTF-1, 2)를 포함한 총 3종의 연료를 오리피스 인젝터와 스웰 인젝터를 통해 3 ~ 10 bar의 분사 압력으로 연료를 300℃ 까지 가열하면서 분사하였을 때 분사 특성을 유량계수(α)로 정량화하였다.

실험 결과 고비등점 연료들은 기존 연료(RF-1)보다 높은 온도까지 비등의 영향을 받지 않고 있으며, 비등의 영향이 미치고 있는 비등점 이상의 고온 영역에서도 분사 압력에 따른 α 감소 기울기가 더 작고, 각 분사 압력 간의 특성 차이도 더 적은 것으로 확인되었다. 한편 비등으로 인한 α 감소 현상은 스웰 인젝터가 오리피스 인

젝터에 비해 더 높은 연료 온도에서 관찰되었는데, 이는 스웰 유동의 효과로 인젝터 내부의 비등이 지연되었기 때문이며 이러한 현상은 연료의 종류에 관계없이 모두 동일하게 나타나는 현상이다. 그리고, 동일한 연료에 대하여 분사 압력을 변화시키면 비등점에 도달하기 전까지의 α 특성은 압력에 관계없이 동일하다가 비등점 이상의 온도에서는 서로 다른 기울기로 감소하였지만, 비등점이 높은 연료일수록 기울기의 차이는 둔화되었다.

각 연료별 고온 분사 특성을 캐비테이션 수 (K_c)로 나타내면 오리피스 인젝터의 경우에는 분사 압력별 $K_c - \alpha$ 특성과 각 연료별 $K_c - \alpha$ 특성이 모두 유사한 것으로 확인되었다. 반면에 스웰 인젝터의 경우 분사 압력이 다르면 K_c 에 따른 α 경향도 모두 다른 것으로 확인되었는데, 특히 분사 압력이 낮을수록 같은 K_c 에서의 α 가 더 큰 것으로 나타났다. 즉, 연료가 비등점 이상 가열되면 분사압력이 낮은 경우에 연료 온도 상승에 따른 α 감소가 가장 두드러지게 나타났으나, 이와는 반대로 K_c 에 따른 유량감소는 분사압력이 낮은 경우가 가장 적은 것으로 확인되었다.

결론적으로 본 연구를 통하여 개발된 고비점 연료들은 기존 연료에 비하여 비등의 효과로 인해 유량계수가 급격히 감소하기 시작하는 온도가 30°C 이상 높아졌을 뿐만 아니라, 그 이상의 온도에서도 유량계수의 감소 기울기가 더 완만한 사실로부터 인젝터 내부의 비등 영향을 더 적게 받음을 알 수 있었으며, 따라서 개발된 고비점 연료는 기존 연료에 비하여 더 높은 온도조건에서도 분사 특성에 큰 영향을 받지 않고 사용이 가능함을 확인하였다.

후 기

본 연구의 분석에 사용된 각 연료별 증기압 측정 실험은 공주대학교 화학공학과 화공장치설계연구실(조정호 교수)에서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. 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, pp. 430-437, 2005.
2. Pace, D., "Scramjet Fuel Choices: Hydrogen versus Hydrocarbons," *Journal of University of New South Wales at ADFA*, Vol. 1, No. 1, pp. 1-12, 2007.
3. National Research Council, *Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program*, National Academy Press, Washington, D.C., U.S.A., pp. 5-17, 1998.
4. Lee, H.J., Park, J., Kwon, M. and Hwang, K.Y., "A Study on a Conceptual Design Process of Fuel Feeding Systems for High-Speed Vehicles," *Journal of the Society of Aerospace System Engineering*, Vol. 7, No. 3, pp. 7-14, 2013.
5. Soteriou, C., Andrews, R. and Smith, M., "Direct Injection Diesel Sprays and the Effect of Cavitation and Hydraulic Flip on Atomization," *1995 SAE International Congress and Exhibition*, Detroit, Mich., U.S.A., Paper No. 950080, 1995.
6. Lee, H.J., Choi, H., Kim, I. and Hwang, K.Y., "A Study on Injection Characteristics of High Temperature Fuel through Orifice Injectors," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 2, pp. 119-126, 2014.
7. Lee, H.J., Choi, H., Kim, I. and Hwang, K.Y., "A Study on High-Temperature Fuel Injection Characteristics through Swirl Injectors," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 6, pp. 11-19, 2013.
8. White, F.M., *Fluid Mechanics*, 2nd ed., McGraw Hill, 1986.

-
9. Bruno, T.J., Huber, M.L., Laesecke, A., Lemmon, E.W. and Perkins, R.A., *Thermochemical and Thermophysical Properties of JP Fuel*, NISTIR 6640, National Institute of Standards and Technology, 2006.
10. Leland, T.W. and Chappellear, P.S., "The corresponding states principle," *Industrial Engineering Chemistry*, Vol. 60, pp. 15-43, 1968.
11. Nurick, W. H., "Orifice Cavitation and Its Effect on Spray Mixing," *Transactions of the ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 98, No. 4, pp. 681-687, 1976.