

고밀도 탄화수소계 연료의 분무 및 연소특성

임병직* · 문일윤** · 서성현** · 한영민* · 최환석**

Spray and Combustion Characteristics of High Density Hydrocarbon Fuel

Byoungjik Lim* · Il-Yoon Moon** · Seonghyeon Seo** · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi**

ABSTRACT

The use of high-density propellants can provide performance advantages in space launch vehicles by allowing an improved structural ratio due to smaller propellants tanks. The Jet A-1 fuel is currently used in Korean space launch vehicle development and it has lower density than other advanced hydrocarbon fuels such as RP-1 or RG-1. In this paper, the results of hydraulic and combustion tests conducted for the two newly developed densified hydrocarbon fuels are presented and they are compared with the results of Jet A-1. Conclusively, the two densified hydrocarbon fuels presented equivalent or even higher combustion performance compared to the Jet A-1 and the performance difference was found to be more obvious in the injector of external mixing.

초 록

우주 발사체에서 고밀도 추진제를 사용함으로써 추진제 저장 탱크의 소형화에 따른 구조비 향상으로 발사체 성능 측면에서 이득을 볼 수 있다. 한국의 우주 발사체 개발에서는 로켓 연료로 발사체 선진국에서 사용하는 탄화수소계 연료인 RP-1이나 RG-1보다 밀도가 낮은 Jet A-1을 연료로 사용한다. 본 논문에서는 탄화수소계 연료 고밀도화의 일환으로 개발된 두 종류의 연료에 대해 수류시험, 연소시험 결과를 제시하고 그 결과를 Jet A-1과 비교하였다. 결론적으로, 두 종류의 고밀도 연료는 Jet A-1과 동등하거나 높은 연소성능을 나타내었으며 외부혼합형 분사기에서 연료 간 성능차이가 더 뚜렷하게 나타났다.

Key Words: High Density Fuel(고밀도연료, HDF), Jet A-1, Sauter Mean Diameter(액적크기, SMD), Characteristic Velocity(특성속도), Pressure Fluctuation(압력섭동), Coaxial Swirl Injector(동축와류형 분사기), Recess Number(리세스수)

1. 서 론

† 2006년 8월 11일 접수 ~ 2006년 12월 9일 심사완료

* 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: tachyon@kari.re.kr

로켓엔진에는 사용 목적, 환경, 임무 수행에 따라 다양한 종류의 추진제가 사용된다. 추진제

종류에 따라 사용되는 분사기와 연소기의 형상, 냉각방식 등에 차이가 발생하며 엔진시스템에서 필요한 터보펌프 등의 규격에도 영향을 준다. 현재 국내에서 개발 중인 엔진은 연소기, 가스발생기와 터보펌프로 구성되는 개방형 사이클을 채택하였으며 설비의 확장성과 KSR-III에서 성공 경험을 바탕으로 액체-액체 추진제를 사용한 엔진개발을 목표로 하고 있다.

액체-액체 추진제를 사용한 로켓 연소기에서는 액체산소를 산화제로 사용하고, 탄화수소계열을 연료로 사용하는 방식이 많이 적용되었다. 탄화수소계 연료는 상온에서 액체상태로 안정적인 상태를 유지하기 때문에 액체수소(LH2)와 같은 극저온 연료와 달리 저장과 충전 등의 절차가 간단하여 사용이 편리한 장점을 가지고 있다.

한편, 현재 개발 중인 연소기에 사용되는 연료는 항공유인 Jet A-1으로 미국이나 러시아와 같은 우주발사체 선진국에서 사용하고 있는 RP-1이나 RG-1과 같은 탄화수소계 연료에 비하여 낮은 밀도를 가지고 있다. 높은 밀도를 가진 추진제를 사용함으로써 추진제 탱크의 부피가 줄어들어 발사체 구조비를 향상시킬 수 있으며 결과적으로 탑재체의 무게증가 혹은 도달고도의 증가와 같은 발사체의 성능을 향상시킬 수 있는 장점이 있다.

LH2와 LOX를 추진제로 사용하는 발사체에서 과냉각에 의해 각각 8%, 10%의 밀도를 높일 수 있다면 20%의 이륙중량을 줄일 수 있다[1]. 현재 해외 발사체 선진국에서도 일반적인 저궤도 위성발사체 뿐만 아니라, SSTO(Single Stage to Orbit), RLV(Reusable Launch Vehicle) 등의 개발과정에서 중량 저감의 필요성이 대두되어 극저온 유체의 고밀도화에 대한 연구가 진행되고 있으며, 실제 고밀도 연료를 제작하여 관련시험을 수행하고 있다[2-4].

2002년 개발 완료된 국내 최초의 액체로켓 KSR-III와 현재 개발 중인 연소기 및 가스발생기에는 Jet A-1이 연료로 사용된다. 선진국의 로켓 엔진에 사용되고 있는 RP-1과 RG-1은 발사체 개발과정 동안의 안정적인 수급이 담보되지 못한

상황이고 러시아에서 RG-1을 대신하여 Jet A-1과 유사한 T-1을 엔진개발 단계에서 사용하는 것이 알려져 있어 항공유로 널리 사용되는 Jet A-1을 개발연료로 적용하였다.

하지만 앞서 설명한 고밀도 연료의 이점들을 국내기술로 활용할 수 있는지에 대한 가능성을 확인하기 위해 Jet A-1과 동일한 수준이상의 성능을 가지면서 밀도를 증가시킨 연료 개발을 진행하였다. 본 논문에서는 그 결과로 개발된 연료에 대해 분무사진, 액적크기 및 연소성능 평가를 통해 연료특성을 고찰하였다. 그러나 탄화수소계 연료에서 큰 문제로 대두되는 냉각성능 및 그에 따르는 코킹현상은 현재 연구가 진행 중에 있는 관계로 본 논문에는 포함시키지 않았다.

2. 시험장치

2.1 분사기

시험에 사용된 분사기는 연료와 산화제의 노즐이 동심형으로 배치되어 있는 동축형으로 내부노즐에서 산화제, 외부노즐에서는 연료가 분사된다. 또한 추진제가 매니폴드를 통해서 분사기로 유입될 때 접선방향으로 내부와류실에 공급되어 분사기 내부에서 와류를 발생시킨다. 와류형태의 추진제는 분사기 내부형상에 의해 특정 분사각을 가지며 노즐을 통해서 분사된다. 추진제에 와류를 발생시키는 것은 액체-액체 분사기에서 많이 사용되는 방식으로 분사 후 추진제의 미립화 성능을 향상시킨다.

시험에는 산화제와 연료노즐의 형상에 따라 나뉘어지는 네 종류의 분사기가 사용되었다. Table 1과 Fig. 1에서 확인할 수 있는 바와 같이 네 종류의 분사기는 동일한 유량을 공급하도록 설계가 되었지만 내측에 위치한 산화제 노즐의 길이와 외측 연료노즐 형상에 차이가 있다. 분사기 및 분무형상에 대한 연구결과는 타 문헌 [5]을 통해 확인 가능하며 Fig. 2는 리세스수(RN)에 따른 분무특성을 개략적으로 보여준다. 리세스수는 산화제와 연료 노즐의 상대적인 거

리에 의해 정해지는 값으로 설계유량에서 $RN=1$ 인 경우에는 내부에서 분사되는 산화제가 연료 노즐의 끝단과 만나는 경우이다. 보다 명확한 정의는 참고문헌[5]을 통해 확인가능하다.

Table 1. Injector Specification

Injector Type		A	B	C	D
m(g/s)	Oxid.	232 g/s			
	Fuel	84 g/s			
Type	Oxid.	closed			
	Fuel	open		closed	
Recess Number		0.6	1.5	0.6	1.5

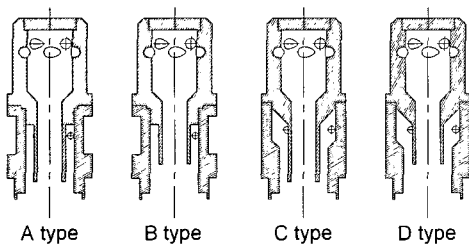


Fig. 1 Coaxial Swirl Injectors

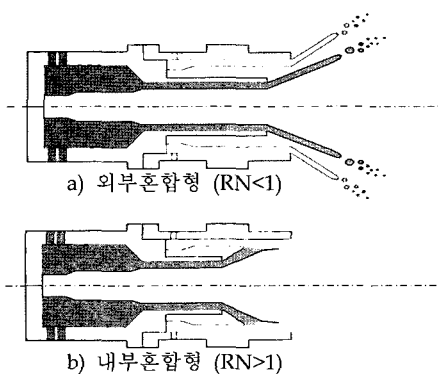


Fig. 2 Spray Characteristics of Coaxial Swirl Injector with respect to Recess Number

22 광학장치

22.1 분무사진

분사기의 기본적인 수력학 특성 파악을 위해 수류시험을 수행하고 그 분무 형태를 촬영하였

다. 분무의 정지 화상을 획득하기 위해 수 μsec 의 발광시간을 가진 스트로보스코프를 이용하여 간접 촬영하였다.

2.2.2 액적사진

액적크기 측정을 위한 사진은 특정부분을 확대하여 촬영하고, 초점이 맞는 액적을 잡는 것이 중요하다. 이를 위해 별도의 광학장치를 구성하였으며 스플리터(splitter)를 이용하여 광학장치의 초점영역을 통과하는 액적을 촬영하도록 하였다 (Fig. 3). 분무에서 촬영된 영역은 분사면으로부터 10 cm 하류의 원추형 분무 가장자리(Fig. 4)이다. 구성된 광학장치를 이용하여 45 x 30 mm의 영역을 15 $\mu\text{m}/\text{pixel}$ 의 해상도로 촬영하였고, 50장씩 촬영하여 후처리 과정[6]을 통해 액적크기를 계산하였다.

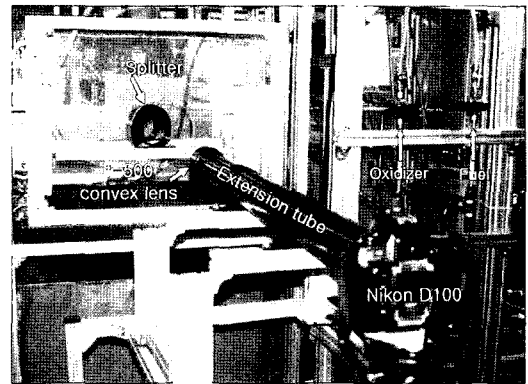


Fig. 3 Optical System for Droplet Size Measurement

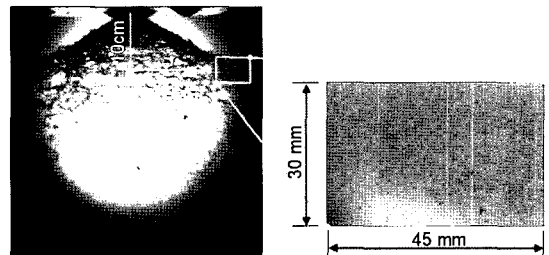


Fig. 4 Image for Droplet Size Measurement

23 단일분사기 연소기

각 연료의 연소특성 파악을 위해 단일분사기

연소기를 이용한 연소시험을 수행하였다. 앞서 제시된 분사기로 이루어진 4개의 연소기헤드가 각각 제작되었으며 연소실과 노즐은 재사용이 가능한 형태이다[7-9].

3. 연료

앞서 언급한 바와 같이 고밀도 연료는 연소 성능의 증가 없이도 밀도 증가에 따른 연료 탱크의 중량 감소로 발사체 구조중량이 감소되어 발사체 성능에 상당한 이점으로 작용한다. 본 시험에는 현재 발사체 개발에서 이용되고 있는 Jet A-1과 고밀도화를 위해 개발된 두 종류의 연료 (HDF-1, HDF-2)를 이용하였다.

세 종류의 연료 규격에 대해서는 Table 2에 자세히 기술하였다. Table 2를 통해 두 종류의 고밀도 연료가 Jet A-1과 비교하여 각각 12.1%, 5.3%의 높은 밀도를 가지며 연소열은 11.7%, 10.7% 높은 것을 확인할 수 있다. 즉, 개발된 두 종류의 연료는 기본적인 요구사항(밀도, 연소열)을 만족시킨다.

Table 2. Specifications of Fuels

분석항목	Jet-A-1	HDF-1	HDF-2	
비중 (15°C)	0.793-796	0.8906	0.8388	
증류성상 범위(°C)	153-264	150-278	205-237	
Distillation range	IBP	153	150	205
	10%	170	176	212
	50%	198	182	216
	90%	241	229	228
	E.P	264	275	237
인화점(°C)	42-45	62	83	
동점도(mm2/s)	3.62-3.94 ¹	2.29 ²	2.34 ³	
어는점(°C)	-50.5	-55	-64	
연소열(LHV), MJ/Kg	41.0 ↑	45.8	45.4	
표면장력(dyne/cm) 25°C	25-28	30.6	-	
Sulfur (weight %)	0.17-0.21	-	0.005 ↓	

¹ @-20° ² @40°C ³ @20°C

4.1 수류시험

산화제는 동일하게 액체산소를 사용하기 때문에 수류시험에서는 연료 측의 분무 특성만을 확인하였다. 앞서 설명한 네 종류의 분사기를 이용한 시험이 수행되었는데 분사기 형상에 따른 분무특성(분무각, 차압, 액적크기, 혼합특성 등)에 대해서는 기존 논문[5]에 자세히 기술되었다. 본 논문에서는 실추진제인 세 종류의 연료에 따라 분무형상과 액적크기가 어떻게 변하는지를 확인하였다.

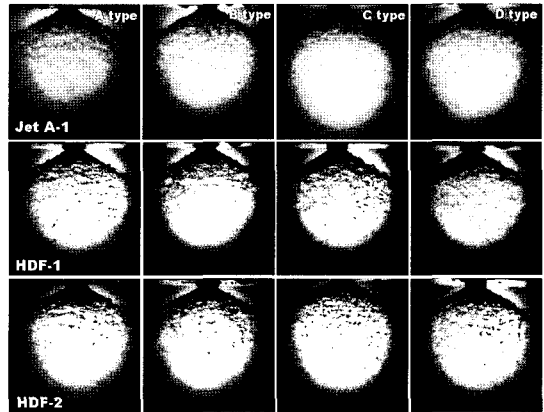


Fig. 5 Spray Images

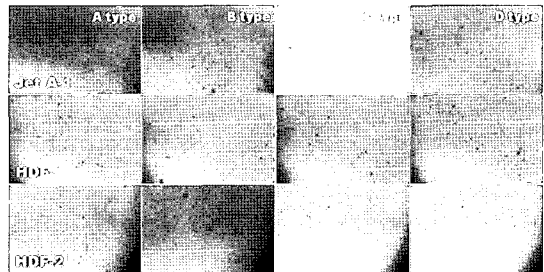


Fig. 6 Magnified Images of Droplets

Figure 5는 각 분사기와 추진제에 따른 분무형상을 대표적으로 나타내는 사진이다. 동일한 유량을 공급하기 위해 밀도에 따라 차압을 보정한 상태로 수행된 시험이지만 연료에 따른 분무형상의 뚜렷한 차이는 나타나지 않았다. 또한 A, B분사기와 C, D 분사기는 연료 측의 와류실 형

4. 시험결과

상이 다르지만 동일한 분사각을 가지도록 설계되었기 때문에 역시 분무형상에서는 차이를 나타내지 않았다.

Figure 6은 액적크기 측정을 위해 촬영된 사진으로 각 분사기와 연료에 따라 비교하여 나열한 것이다. 촬영되는 순간에 따라 액적의 수와 크기가 차이를 나타내기 때문에 Fig. 6은 한순간의 이미지를 나타내며 대표성을 지니지는 않는다. 앞서 언급한 바와 같이 이와 같은 사진을 각각 50장씩 촬영하여 액적크기(SMD)를 계산하였다. 시험결과 비교에 사용된 액적크기(SMD)는 발생된 액적의 체적에 대한 단면적 비율을 나타낸 값으로 D32라고 표시하기도 한다. 결과적으로 D32는 증발될 액적의 질량과 열전달량을 결정하는 단면적의 비율이기 때문에 분사된 연료의 증발속도를 상대적으로 나타내줄 수 있다.

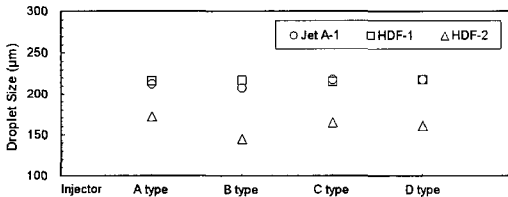


Fig. 7 Droplet Size(SMD) of Injected Spray

사진을 통해 계산된 액적크기에서 Jet A-1과 HDF-1 연료는 분사기 종류에 관계없이 거의 동일한 값을 나타낸다. 또한 동일 분사기에서 두 연료의 액적크기도 거의 동일하다(Fig. 7). 반면 HDF-2 연료를 이용한 결과에서는 4종 분사기 모두에서 Jet A-1보다 작은 액적크기를 나타내었다. 측정된 액적크기는 상압 상온조건에서 수행된 결과이기 때문에 절대적인 크기보다는 상대적인 차이에 초점을 두어야 한다.

Jet A-1을 기준으로 HDF-2 연료에 의해 생성되는 액적은 분사기에 따라 23~43% 작은 값을 나타낸다. 이와 같은 액적크기의 차이는 연소실에서의 연료 액적의 증발시간을 절반 이하로 단축시키는 효과가 있어 연소반응이 상대적으로 짧은 시간에 이루어질 것이다. 하지만 Table 2의

연료규격에 따르면 HDF-2의 초기 증류 온도가 Jet A-1과 HDF-1에 비하여 높다. 따라서 어느 연료가 연소실에서 더 빠르게 증발하여 연소과정에 참여할지는 주어진 자료만으로는 판단이 불가능하다.

4.2 연소시험

연료규격에서 두 종류의 고밀도 연료가 Jet A-1보다 높은 연소열을 가지고 있었는데, 실제 연소과정에서 그 성능이 유지되는지 확인할 필요가 있다. 이에 단일분사기를 이용하여 연소시험을 수행하여 연소특성(연소실 압력, 특성속도, 압력섭동 등)을 판단하였다. 다양한 종류의 분사기에 대한 Jet A-1의 연소특성은 여러 문헌[8-12]을 통해 확인 가능하다.

본 연구에서는 A, B type의 두 종류 분사기와 세 종류의 연료를 이용하여 전체 16회의 연소시험이 수행되었다.

4.2.1 연소실 압력과 특성속도

연소시험에서 직접적으로 확인할 수 있는 가장 중요한 값은 연소실 압력이다. 현재 사용중인 Jet A-1을 기준으로 고밀도 연료 시험에서도 동일한 질량유량을 공급하여 시험이 수행되었다. 따라서 개발된 연료의 연소과정에서 발생하는 가스성분이 Jet A-1에서와 차이가 있다면 연소실에서 생성되는 연소실 압력이 다르게 될 것이다.

시험은 Jet A-1을 이용한 시험이 우선 진행되었고, 그 이후로 HDF-1, HDF-2 연료 순으로 시험이 진행되었다. 시험이 진행되면서 순차적으로 연소실 압력이 증가하는 현상이 발견되어 압력상승의 원인에 대한 확인이 필요하였다.

연료에 의한 영향을 배제하면 시험과정에서 연소실 압력상승에 영향을 줄 수 있는 요인은 공급유량과 노즐목 면적의 변화이다. 실제로 전체 16회 시험에서 유량은 평균 316.9 g/sec, 표준편차 6.38 g/sec (2.01%)의 분포를 나타내었고, 노즐목 면적은 시험 진행에 따라 102.6 mm²에서 92.1 mm²으로 10.2% 감소하였다. 이에 유량과 노즐목 면적을 하나의 변수로 조합하여 연소실

압력과 상관관계를 표시하였다(Fig. 8). 노즐목 면적이 줄어드는 것은 무산소동으로 이루어진 노즐목이 고온 환경에 노출된 상태에서 외부의 케이스에 의해 구속되어 부피가 팽창되지 못하다가 시험 종료 후 식으면서 부피가 오히려 줄어들기 때문이다.

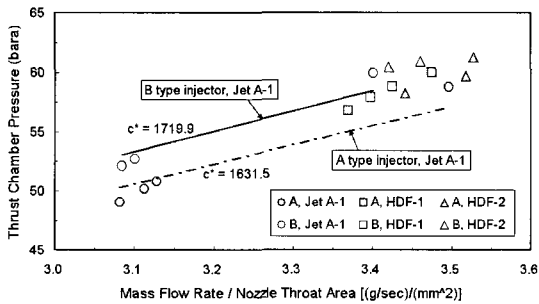


Fig. 8 Variations of Combustion Chamber Pressure

Figure 8에 나타난 추세선은 각 분사기와 Jet A-1 시험결과에서 y 절편을 0으로 고정하고 계산한 것이다. 따라서 추세선의 기울기는 각 분사기에서 Jet A-1을 기준으로 계산된 평균 특성속도(c^*)에 해당한다. 특성속도는 연소기 효율을 나타내는 대푯값으로 연소실의 정체압력과 공급유량, 노즐목 면적으로 계산된다. 계산된 특성속도를 비교하면 Jet A-1을 이용한 연소시험에서 B 분사기가 A 분사기보다 88.4 m/sec 높은 값을 나타낸다. 이와 같은 분사기의 특성은 기존 논문[8, 10]에서 이미 알려진 결과이다.

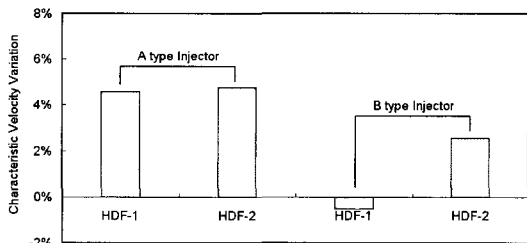


Fig. 9 Ratio of Characteristic Velocity Variation based on Results of Jet A-1

본 논문에서 초점을 맞추고 있는 고밀도 연료

의 연소성능을 확인하기 위해 두 종류의 고밀도 연료시험에서 계산된 특성속도를 Jet A-1 결과와 비교하였다(Fig. 9). 연료에 따른 결과에서 HDF-2를 이용한 시험결과는 A, B 분사기 모두에서 Jet A-1보다 높은 특성속도를 보여준다. 반면에 HDF-1을 이용한 시험에서는 A 분사기에서는 Jet A-1보다 좋은 특성을 나타내지만 B 분사기에서는 오히려 성능이 감소되었다. 원인으로 추정할 수 있는 HDF-1을 사용한 B 분사기 수류 시험 결과에서 Jet A-1보다 10 μ m 정도 큰 액적크기를 보인다는 것을 들 수 있다. 하지만 성능감소가 0.52% 정도로 작은 값이기 때문에 시험오차 범위에 해당하기 때문에 의미있는 결과로 규정하기 위해서는 데이터의 확보가 더 요구된다.

이상의 결과를 통해 개발된 두 종류의 고밀도 연료가 분사기 특성에 따라 Jet A-1보다 우수하거나 동등한 성능을 나타냄을 확인할 수 있었다. 초기 개발목표에서 고밀도화에 초점을 맞추고 Jet A-1에 상응하는 연소성능을 목표로 하였던 것을 상기하면 개발된 두 종류의 고밀도 연료는 충분히 목적인 바를 이루었다.

4.2.2 압력섭동

앞 절에서 언급된 바와 같이 연소성능에서 고밀도 연료가 만족스러운 결과를 보였다. 여기서는 추가적으로 연소실에서 발생하는 압력섭동을 검토하여 연소안정성을 평가하였다.

연소시험에 사용된 단일분사기 연소기를 간단한 실린더 구조로 음향해석을 수행하였을 때 1L 모드의 주파수가 4600 Hz 이상이며, 그 이후의 진동모드는 9300 Hz 이상이기 때문에 연소불안정에 해당하는 공진은 거의 불가능하다. 그리고 모든 시험결과에서도 동일하게 250 Hz 이하의 저주파 진동만이 발생하였다. 특정한 주파수 섭동을 나타내지 않는 상태에서 압력섭동을 정량적으로 평가할 수 있는 방법은 섭동의 크기를 비교하는 것이다. 하지만 앞서 설명한 바와 같이 각 시험마다 연소실 압력이 상이하기 때문에 압력섭동의 RMS(root mean square)값과 연소실 압력의 비율(섭동율)로 각 시험을 비교하였다.

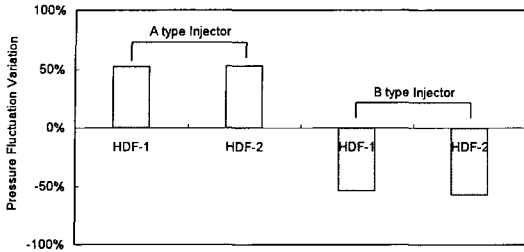


Fig. 10 Ratio of Pressure Fluctuation in a Combustion Chamber based on Results of Jet A-1

결과는 A, B 분사기가 상이한 현상을 보여주었다(Fig. 10). 즉, A 분사기에서는 고밀도 연료로 시험한 경우에 Jet A-1에 비하여 50%이상 섭동율이 증가하였지만, B 분사기를 이용한 시험에서는 50%이상 감소한 것이다. 하지만 압력섭동의 비율을 비교하였기 때문에 수치가 크게 나타난 것으로 실제 압력섭동의 절대값은 Jet A-1을 B 분사기로 시험한 2회를 제외하면 평균 0.48 bar, 표준편차 0.19 bar로 아주 낮다. 또한 이 값은 연소실 압력의 1% 미만에 해당한다.

외부혼합형인 A 분사기 결과만으로 설명하자면 고밀도 연료로 인하여 연소과정이 상대적으로 균일하지 못하여 섭동이 증가한 것으로 설명할 수 있다. 하지만 밀도차이가 있는 HDF-1과 HDF-2이 시험에서 유사한 결과를 보인 것을 명확히 설명할 수는 없다. 또한 수류시험에서 액적 크기가 가장 작게 나타난 HDF-2 시험의 섭동크기가 크게 나타난 것도 특이한 현상이다.

내부혼합형인 B 분사기 결과에서는 A 분사기와는 반대 결과를 보여준다. 이러한 원인은 Jet A-1을 이용한 B 분사기 시험에서의 압력섭동이 상대적으로 크게 나타났기 때문이다. 이 부분을 좀더 자세히 살펴보면 Jet A-1을 이용한 B 분사기 시험은 3회가 수행되었다. 본 시험을 위해 적용된 16회 시험 이외에 다른 종류의 분사기를 이용한 단일분사기 시험결과[8-12]를 참조하면 3회중 동일한 날짜에 수행된 2회에서 비정상적인 압력섭동과 계속적인 압력섭동 증가가 나타났음을 확인할 수 있다. 반면에 고밀도 연료에 대한 시험 종료 후 다시 수행된 마지막 1회 시험에서

는 여타의 단일분사기 연소시험과 비슷한 결과를 보여주었다. 여기서 Jet A-1을 이용한 B 분사기의 대꽃값을 마지막 1회로 고려하는 것이 타당하며 이에 따라 보정하면 Fig. 11과 같다.

Figure 11에서 나타난 바와 같이 고밀도 연료를 이용한 연소시험에서는 압력섭동이 증가하였다. 그 증가 크기는 A 분사기에서 뚜렷하며 B 분사기에서는 차이가 줄어든다. 이와 같이 A 분사기가 연료들의 차이를 더 잘 보여주는 현상은 특성속도 비교에서도 동일하게 나타났다. 또한 동일한 연료의 압력섭동을 비교하였을 때 A 분사기 시험결과가 B 분사기에서 보다 높은 압력섭동을 나타내었다.

압력섭동의 결과를 종합하면 고밀도 연료 연소시험에서 발생하는 연소실 압력섭동의 섭동율이 Jet A-1에 비하여 50%이상 높은 값을 나타내기도 하지만 그 절대값이 연소실 압력의 1% 미만이기 때문에 세 종류의 연료에서 압력섭동 면에서 우열을 판별하는 것은 적절하지 못하다.

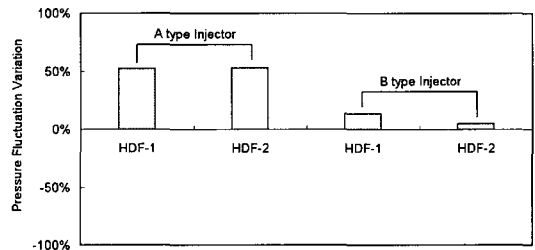


Fig. 11 Revised Ratio of Pressure Fluctuation in a Combustion Chamber Based on Results of Jet A-1

5. 결 론

본 논문에서는 발사체 성능향상을 위한 연료 고밀도화 연구의 일환으로 두종류의 고밀도 연료를 개발하여 수류시험과 연소시험을 수행하였다. 시험결과에 따라 다음과 같이 결론을 정리할 수 있다.

- 1) Jet A-1보다 각각 12.1%, 5.3% 높은 밀도를 가진 연료 HDF-1, HDF-2가 개발되었다.
- 2) 연소시험을 통해 개발된 고밀도 연료가 Jet A-1에 상응하는 연소성능을 가짐을 확인하였다.
- 3) 수류시험에서 HDF-2가 다른 연료에 비하여 23~43% 낮은 액적크기(SMD)를 발생시켰다.
- 4) 연소시험에서 HDF-2의 특성속도가 가장 높았으며 HDF-1 역시 Jet A-1과 동등한 수준의 특성속도를 나타내었다.
- 5) 고밀도 연료에서 연소실 압력섭동이 상대적으로는 크게 나타나 보이지만 절대값을 기준으로 고려한다면 연료 종류에 따른 우열을 명확히 하기에는 발생된 차이가 적다.
- 6) 연료에 따른 분무 및 연소특성은 외부혼합형 분사기(A)에서 뚜렷하게 나타나며, 내부혼합형 분사기(B)에서는 그 차이가 줄어들었다.
- 7) 기술적 측면에서 개발된 고밀도 연료의 높은 연소성능은 확보되었다. 하지만 탄화수소계 연료에서 큰 문제로 대두되는 열적안정성에 대한 부분의 확인이 추가적으로 필요하다.
- 8) 발사체 성능향상에 이점이 있고 Jet A-1과 동등하거나 혹은 높은 성능을 나타내는 고밀도 연료의 적용을 위해서는 개발된 고밀도 연료의 물성치 확보와 개발 및 생산에 소요되는 경비의 경제적 측면 역시 고려되어야 한다.

참 고 문 헌

1. 정상권, 조남경, "극저온 추진제 고밀도화 연구동향," 우주발사체심포지움, 2004, pp.82-88
2. Lak, T., Lozano, M., and Tomsik, T., "Advancement in Cryogenic Propulsion System Performance through Propellant Densification," AIAA-96-3123, 1996
3. Greene, W. and Vaughan, D., "Simulation and Testing of In-Tank Propellant Densification for Launch Vehicles," AIAA-98-3688, 1998
4. Nguyen, K., Knowles, T., Greene, W., and Tomsik, T., "Propellant Densification for Launch Vehicles: Simulation and Testing," AIAA 2002-4293, 2002
5. 김종규, 김인태, 임병직, 김승한, 문일윤, 한영민, 설우석, "액체로켓엔진 연소기용 분사기의 분무특성 및 혼합특성에 관한 연구," Proceedings of 3rd NCFE, 2004
6. 임병직, 정기훈, 길태욱, 윤영빈, "이미지프로세싱 기법을 이용한 고압환경에서의 액적크기 측정", 한국가시화정보학회지, 제1권 2호, 2004, pp.25-31
7. 서성현, 이광진, 한영민, 조원국, "단일 분사기 연소기 연소시험을 위한 연소기 설계," KARI-REG-TM-2003-019, 2003
8. S. Seo, K.-J. Lee, Y.-M. Han, S.-H. Kim, J.-G. Kim, I.-Y. Moon, and W.-S. Seol, "Study on Combustion Chambers with Various Injectors," Proceedings of AJCPP 2004, 2004
9. S. Seo, Y.-M. Han, S.-H. Kim, W.-S. Seol, and S.-Y. Lee, "Combustion Dynamic Behavior of Bi-liquid Double Swirl Coaxial Injectors", Proceedings of AJCPP 2005, 2005
10. Seung-Han Kim et al., "Effects of LOx Post Recess on the Combustion Characteristics for Bi-Swirl Coaxial Injector", 41st JPC 2005-4445, 2005
11. 임병직, 서성현, 최환석, 최영환, 이석진, 김유, "동축스윙분사기에서 와류실 유무 및 노즐길이에 따른 연소특성 변화," 한국추진공학회 추계학술대회, 2005, pp.335-340
12. 이광진, 서성현, 한영민, 김승한, 조원국, "액체로켓엔진용 동축스윙 분사기의 recess 변화에 따른 연소성능연구," Proceedings of 3rd NCFE, 2004
13. 임병직, 김인태, 서성현, 김승한, 한영민, 최환석, "액체로켓용 분사기에서 탄화수소계 연료에 따른 분무 및 연소특성," 제30회 KOSCO symposium 논문집, 2005, pp.73-78