

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(6), 487-495(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.6.487

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

딥 스로틀링 가변 슬리브 인젝터의 추력제어 성능예측

박선정*, 남정수*, 이건웅*, 구자예**, 황용석***

Prediction on Throttling Performance of
a Movable Sleeve Injector for Deep Throttling

Sunjung Park*, Jeongsoo Nam*, Keonwoong Lee*, Jaye Koo** and Yongsok Hwang***

Department of Aerospace Mechanical Engineering, Korea Aerospace University*

School of Aerospace Mechanical Engineering, Korea Aerospace University**

Agency of Defense Development***

ABSTRACT

Experimental analysis of the spray characteristics of the movable sleeve injector, which can simultaneously control the area of the annular gap and the pintle gap, has been studied and a method for controlling the uniform performance over a wide thrust range has been studied. It is confirmed that the design flow rate is not satisfied when the constant pressure difference is set regardless of the opening distance of the sleeve. In order to improve this, the differential pressure in the annular gap and the pintle gap was applied differently according to the opening distance. It was confirmed that the design flow rate was satisfied within the operating range and thrust control was linear from 25% to 100% in linear sleeve area.

초 록

환형 갭과 핀틀갭의 면적을 동시에 제어할 수 있는 가변 슬리브 인젝터의 분무특성을 실험적으로 분석하고, 넓은 추력범위에서 일정한 성능으로 제어할 수 있는 방안을 연구하였다. 슬리브의 개도에 관계없이 일정한 차압을 설정한 경우 설계유량을 만족하지 못하는 것을 확인하였다. 이를 개선하기 위해 개도에 따라 환형 갭과 핀틀 갭에서의 차압을 개도에 따라 다르게 적용하였다. 운용범위 내에서 설계 유량을 만족하였고, 선형적인 슬리브 면적으로 25%에서 100%까지 선형적으로 추력제어가 가능한 것을 확인하였다.

Key Words : Pintle Injector(핀틀 인젝터), TMR(운동량 비), Spray Angle(분사각), Liquid-Liquid Spray(액체-액체 분무), Deep Throttling(딥 스로틀링)

I. 서 론

핀틀 인젝터에 대한 연구는 미국 등에서 1960년 대부터 이루어져왔고, 최근 재조명 받아 SpaceX社의 Merlin[1]과 Raptor[2,3]엔진에 적용되어 활발히 연구되고 있다. 특히, TRW(現, Northrop Grumman)는 1972년 이후 약 60건 이상의 가변 추력용 핀틀 인젝터를 개발하였으며, 다양한 이원 추진제를 대상으로 핀틀 인젝터 엔진의 연소 시험을 수행하였다.

핀틀 인젝터는 높은 유량의 추진제를 단일 인젝터로 미립화 및 혼합이 가능하여 엔진 전체의 유량을 제어할 수 있으며, 고중량의 분사장치 시스템을 단일 가변분사 인젝터로 대체하여 엔진을 경량화 할 수 있는 장점을 가지기 때문에 Table 1[4-11]과 같이 정밀한 추력제어가 필요한 달 착륙선, 요격 미사일 등에 사용되어 왔다. 특히 ERIS(Exoatmospheric Reentry-Vehicle Interceptor Subsystem)에서 KV(Killing Vehicle)에 추력 900 lbf(약 400kgf) 급의 스로틀링 비 19:1로 설계된 핀틀 인젝터가 사용된 바 있으며 4:1 이상의 스로틀링은 딥 스로틀링으로 간주된다[11].

그러나 기존에 연구되어온 가변 핀틀 인젝터 [12-16]는 중앙의 핀틀 쪽 유로를 지나는 추진제의 경우, 면적 변화를 통해 분사속도를 조절하여 분사성능의 저하를 막을 수 있으나, 환형 껍에서 분사되는 추진제의 경우 분사면적을 변화시킬 수 없다. 그리고 개도에 따라 O/F비를 일정하게 유지할 수 없으며 선형적 추력제어를 하기 위해서는 핀틀 인젝터의 면적이 비선형적으로 설계가 되어야하고, 저 개도 조건에서 설계점보다 높은 혼합비를 보여 소음이 될 가능성이 존재한다[17].

슬리브 인젝터는 슬리브가 상, 하로 구동됨으로써 중앙유로 및 환형 유로의 개도를 동시에 조절할 수 있으므로 슬리브의 면적이 선형적으로 설계되더라도 개도에 따른 혼합비를 일정하게 유지할 수 있다. 또한, 적절한 형태의 슬리브로 높은 공급 압력에서 인젝터 출구를 닫았을 때 추진제가 누설되지 않도록 하는 Face-shutoff가 구현 가능하므로 추진제를 완전히 차단할 수 있다[18]. 특히 젤 추진제의 경우 펄스사이의 비 공급시간동안 젤 추진제의 열경화 방지를 위해 Face-shutoff형 인젝터의 설계가 필수적이다.

하지만 산화제와 연료의 분사면적을 모두 제어하는 경우 이는 일반적인 추력제어 방법으로는 넓은 추력범위에서 일정한 O/F비 및 분사성능을 유지하기 어렵다. 따라서 슬리브 방식 인젝터의 제어 시에 발생할 수 있는 문제점을 검토하고 적

Table 1. Various Applications of Pintle Injector[4-11]

Project	Research Institute	Year	Throttling range
LMDE (Lunar Module Descent Engine)	NASA	1963	0% - 100% (10:1)
MIRA150A	TRW	1965	18% - 122%
TR201	TRW	1972	-
TR202	NGST NASA	2005	10% - 100% (10:1)
ERIS Kill Vehicle	TRW	1992	5% - 100% (19:1)
MERLIN Engine Family	Space X	2006 ~	70% - 100%

절한 제어방안을 도출하는 것이 필요하다.

본 연구에서는 슬리브를 이용해 인젝터의 중앙부와 환형 껍의 면적을 동시에 변화시킬 수 있는 500N 급 슬리브 인젝터를 설계 및 제작하였으며 [19], 분무 실험을 통하여 기초특성을 파악하였다. 그리고 실제 추진제를 적용하였을 경우 핀틀 인젝터 1터를 딥 스로틀링으로 운용하기 위한 조건을 확인하기 위하여 추력제어 성능예측을 수행하였다.

II. 인젝터 설계 및 기초 특성 실험

2.1 가변 슬리브형 핀틀 인젝터 형상 설계

본 연구에서는 슬리브 형상 설계를 위해 Table 2와 같은 조건을 사용하였다.

Table 2. Specifications of Target Engine

Maximum thrust(N)	500
Chamber pressure(MPa)	1
O/F ratio	5.1
Total propellant mass flow rate (g/s)	203.87
Hydrogen peroxide mass flow rate (g/s)	170.45
Kerosene mass flow rate(g/s)	33.42
Injector maximum pressure drop (MPa)	0.1
Throttling ratio	4:1

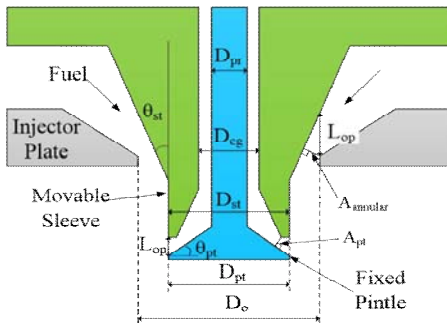


Fig. 1. Schematic of the Movable Sleeve Pintle Injector

슬리브 인젝터의 중앙 부분의 개도와 환형 갭 부분의 개도는 L_{op} 로 같고, 모든 개도에서 일정한 유량비를 유지할 수 있도록 설계하였다. 설계된 슬리브 인젝터의 개략도 및 형상인자는 Fig. 1[20] 및 Table 3에 나타내었다. Fig. 2는 핀틀 내부 유로의 경우 특이점을 나타내고 있는데, 이는 Son 외[17]의 연구결과에 따라 나타나는 유량천이점이다.

설계된 슬리브 인젝터는 저 개도에서 높은 차압, 고 개도에서 낮은 차압을 가지는 특성을 나타낸다.

Figure 1에서 A_{pt} 에 해당하는 슬리브 인젝터의 유량결정면적은 핀틀 끝단이 아닌 슬리브와 핀틀 팁 사이의 수직인 지점에서 생성되며, 개도가 일정 수준 이상으로 증가할 경우 유량결정면적의 값이 내부 유로의 크기보다 커지게 되어, 유량은 내부 유로에 의해 결정되게 된다. $A_{annular}$ 은 환형 갭에서의 유량결정면적으로 슬리브 인젝터의 밑단과 슬리브 사이의 수직인 지점에서 결정된다. 이 값은 개도가 증가함에 따라 증가하게 되며 핀틀 갭과 환형 갭을 통해 분무되는 유량을

Table 3. Dimensions of the Movable Sleeve Pintle Injector

Pintle rod diameter, D_{pr} (mm)	3.0
Center gap diameter, D_{cg} (mm)	5.0
Sleeve tip diameter, D_{st} (mm)	8.0
Pintle tip diameter, D_{pt} (mm)	8.0
Outer post diameter, D_o (mm)	9.0
sleeve tip angle, θ_{st} (deg)	15
Pintle tip angle, θ_{pt} (deg)	20

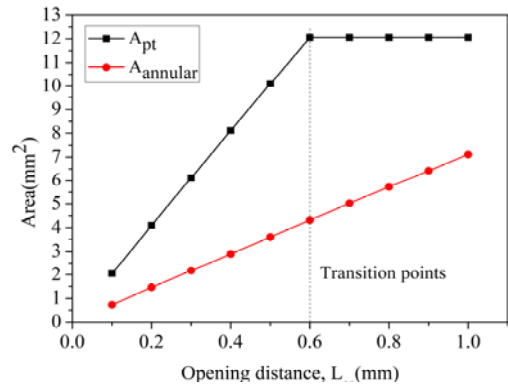


Fig. 2. Injector Areas and Transition Point according to Opening Distance

결정하는 개도별 유량결정면적을 정의하는 식을 Eq. (1)과 Eq. (2)에 나타내었다.

$$A_{pt} = \frac{\pi}{\sin\theta_{pt}} [R_{st}^2 - (R_{st} - L_{op}\sin\theta_{st}\cos\theta_{st})^2] \quad (1)$$

$$A_{annular} = \pi L_{op}\sin\theta_{st} (D_o - L_{op}\sin\theta_{st}\cos\theta_{st}) \quad (2)$$

Figure 2는 슬리브 개도에 따라 이론적으로 예측되는 면적 변화를 나타낸 그래프이다. 개도가 증가할수록 환형 갭에서는 면적이 증가하며, 핀틀 갭에서는 핀틀 내부의 중앙부분의 면적에 따라 약 0.6mm 이상에서 면적이 일정해지는 특성을 나타낸다. 따라서 개도가 약 0.6~0.7mm인 지점에서 특이점이 발생하는 것을 확인할 수 있다[21].

운동량의 비인 TMR(Total Momentum Ratio)를 Eq. (3)과 같이 나타내었으며, 핀틀 팁 끝단과 $1.5d_p$ 떨어진 지점과 분무 끝을 이용하여 분사각을 정의하였다[22].

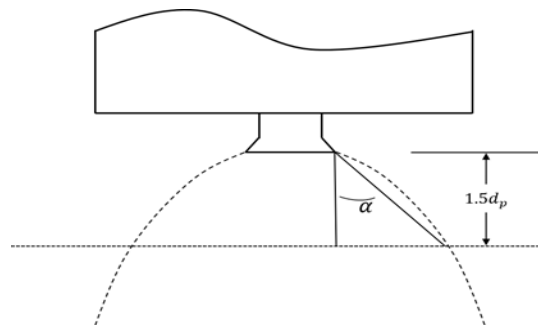


Fig. 3. Definition of Spray Angle

$$TMR = \frac{M_{radial}}{M_{axial}} = \frac{\dot{m}_{pt} V_{pt} \cos\theta_{pt}}{\dot{m}_{sleeve} V_{sleeve} + \dot{m}_{pt} V_{pt} \sin\theta_{pt}} \quad (3)$$

2.2 실험장치 및 실험조건

상온의 물을 이용하여 분무실험을 수행하였으며, 분무를 가시화하기 위한 장치를 Fig. 4에 나타내었다. 슬리브 인젝터의 분무형상의 단면을 확인하기 위하여 532nm 파장의 레이저를 이용하였으며, 원통형 렌즈를 통해 한 점의 빔을 평면 빔으로 형성시켜 분무의 단면을 확인하였다. 레이저의 빔으로 보여진 분무의 단면은 Nikon D700 CMOS 카메라를 이용하여 촬영하였으며, 일정한 차압 조건에서 개도에 따른 분무 형상을 확인하였다. 슬리브 개도는 정상적인 액막이 형성되는 0.2mm에서 1.0mm까지, 각각의 차압은 최대 1.0 bar까지 변화를 주었다.

2.3 실험결과

Figure 5는 실험에서 측정된 슬리브 인젝터의 질량유량을 나타낸다. 이론적으로 예측한 유량과 유사한 유량증가 특성을 확인할 수 있다. 개도 증가에 따라 핀틀 갭의 유량은 0.6mm 이후에 일정해지는 특이점이 나타났으며, 환형 갭의 유량은 지속적으로 증가하는 특성을 가진다. Eq. (4)와 같이 실제 측정된 값과 이론으로 예측된 값의 차이를 이용하여 유량계수를 계산하였다.

$$C_{d,pt} = 1.12e^{-\left(\frac{L_{op}}{0.25}\right)} + 0.5 \quad (4)$$

$$C_{d,sleeve} = 0.825 \quad (5)$$

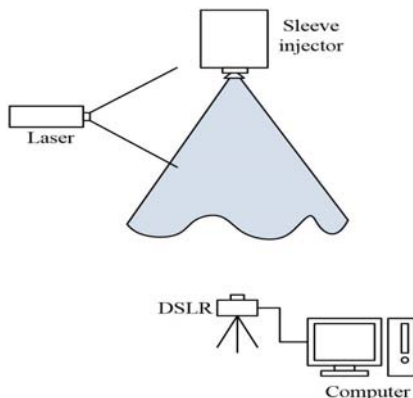


Fig. 4. Spray Imaging System

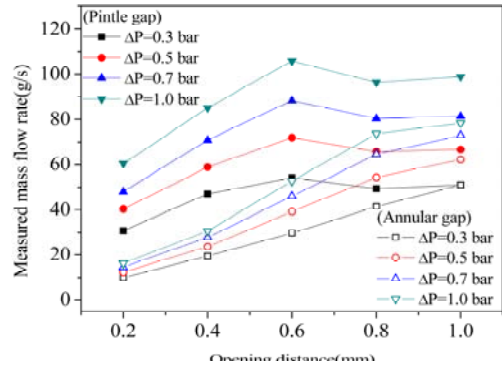


Fig. 5. Measured Mass Flow Rates at Various Pressure Differences

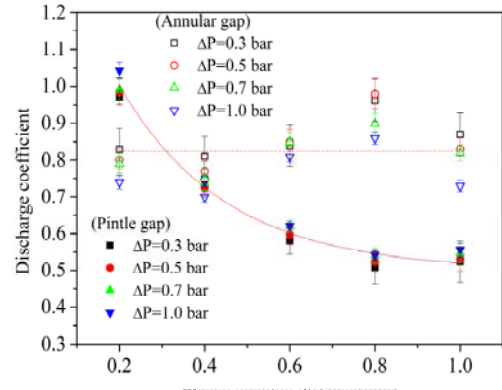


Fig. 6. Discharge Coefficient at Various Opening Distances

Figure 6은 유량계수를 나타낸 그래프이다. 유량계수는 개도 증가에 따라 핀틀 갭 부분은 감소하여 일정해지고, 환형 갭은 0.7~0.9 사이의 값을 가진다. 따라서 Eq. (4), (5)와 같이 핀틀 갭의 유량계수는 슬리브의 개도에 대한 함수로, 환형 갭의 유량계수는 일정한 상수로 표현할 수 있으며, Eq. (4)의 결정계수는 0.98로 높은 상관관계를 보였다. Fig. 7은 개도 0.6mm에서 차압에 따른 분무 형상을 나타낸 그림이다. Case 1, 2, 3, 4는 각각 0.3, 0.5, 0.7, 1.0 bar의 차압을 설정하였으며, 차압에 따른 유량과 TMR을 Table 4에 나타내었다. 또한 각 Case의 TMR과 분무각 사이의 관계를 Fig. 8에 나타내었다. Eq. (3)에 의해 TMR이 작아질수록 축 방향 모멘텀 성분이 커지므로 분무각이 0°에 수렴하고, 반대로 커질수록 반경방향 모멘텀 성분이 커지므로 최대분무각인 150°로 수렴한다. 이는 양쪽 핀틀 팁의 각도 15°를 제외한 각도이다. 따라서 TMR이 증가할수록 분사각이 증가하는 것을 확인할 수 있다.

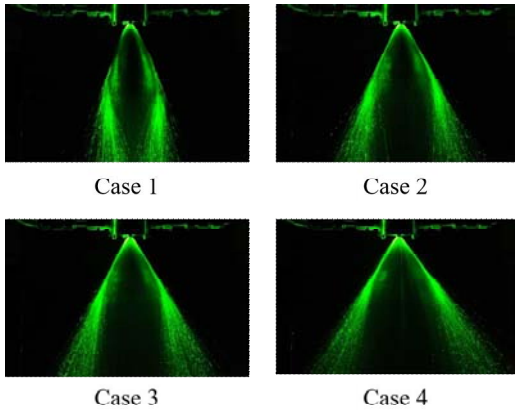


Fig. 7. Spray Images at Various Injection Conditions ($L_{op} = 0.6\text{ mm}$)

Table 4. Experimental Conditions of Movable Sleeve Injector

	\dot{m}_{pt}	$\dot{m}_{annular\ gap}$	TMR
Case 1	54.17	29.72	0.728
Case 2	71.98	39.2	0.736
Case 3	88.36	46.01	0.785
Case 4	105.88	52.78	0.835

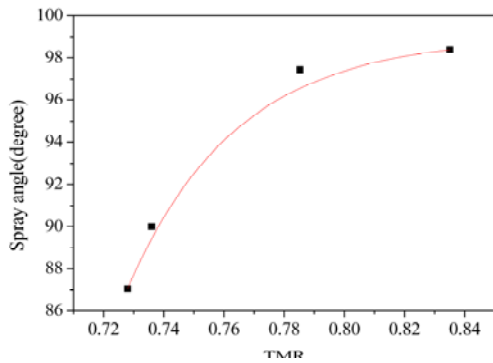


Fig. 8. Relation between Spray Angle and TMR

Figure 9는 다른 모델과 분무각을 비교한 그래프이다. Boettcher 등[23]은 기체-기체 인젝터의 분무각에 대한 관계식을 Eq. (6)과 같이 제안하였고, Cheng 등[22]은 액체-액체 분무각에 대한 관계식을 Eq. (7)과 같이 제안하였다.

본 실험결과는 이전 연구결과들과 유사한 경향을 보였다. 분무각은 분무연소성능의 주요 지표로써 활용될 수 있으며, TMR과 밀접한 관련이 있어 전 추력 범위에서 TMR을 일정하게 유지해야 할 필요가 있다.

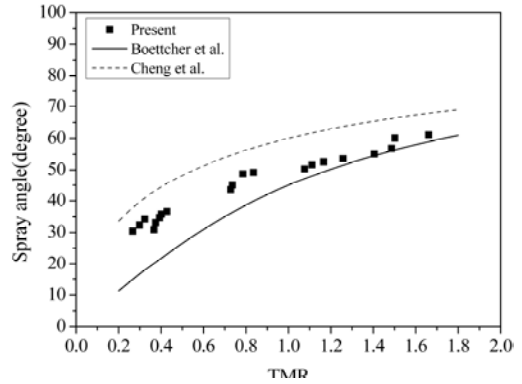


Fig. 9. Comparison of Measured Spray Angle with Reference[22, 23]

$$\cos\theta = \frac{1}{\sqrt{1 + TMR^2}} \quad (6)$$

$$\cos\theta' = \frac{1}{1 + TMR} \quad (7)$$

III. 슬리브 인젝터의 성능예측

3.1 이론적 추력제어 성능예측

엔진으로부터 추력을 조절하기 위해서는 Eq. (8)[20]에서 볼 수 있듯이 추진제의 유량을 조절함으로써 추력을 변경할 수 있다. 인젝터에서 추진제의 속도는 베르누이 방정식을 통해 Eq. (9)와 같이 나타낼 수 있다. 액체 추진제의 질량유량은 질량보존 방정식을 통해 Eq. (10)의 첫 번째 식과 같이 표현할 수 있고, Eq. (8)을 대입하면 Eq. (10)의 두 번째 식과 같이 $\sqrt{\Delta P_{inj}}$ 의 관계식으로 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서 인젝터에서의 질량유량은 인젝터 차압의 1/2승에 비례하는 것을 확인할 수 있다.

$$F = \dot{m} V_e + (P_e - P_a) A_e \quad (8)$$

$$V_{liq} = C_d \sqrt{\frac{2\Delta P_{inj}}{\rho_{liq}}} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{m}_{liq} &= C_d \rho_{liq} A_{inj} V_{liq} \\ &= C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{liq} \Delta P_{inj}} \end{aligned} \quad (10)$$

여기서 F 는 추력, \dot{m} 은 추진제 유량, V_e 는 노즐출구에서 연소가속도, A_e 는 노즐출구 단면적, P_e 는 노즐출구압력, P_a 는 외기압력, ρ_{bq} 는 추진제 밀도, ΔP_{inj} 는 인젝터 입구압력과 출구압력간의 압력차를 의미한다.

추진제의 질량유량을 조절하는 방식에는 몇 가지가 있으나 간단한 방법으로는 인젝터에서의 압력차를 조절하는 방식이 있다. 압력차를 조절하는 방식 중 환형 갭과 핀틀 갭에서의 차압을 슬리브 개도에 관계없이 일정하게 할 경우, 추진제의 질량유량은 인젝터의 면적에만 크게 영향을 받으므로, Eq. (10)은 인젝터 면적만 변수로 남게 된다. 그러나 차압을 개도에 따라 다르게 설정할 경우 질량유량은 인젝터의 면적과 차압에 동시에 영향을 받게 되므로 Eq. (10)은 인젝터 면적과 차압이 변수로 남아 개도에 관계없이 인젝터의 차압을 일정하게 하는 것이 유리할 것으로 보인다.

따라서 슬리브 개도에 관계없이 일정한 차압 조건을 적용한 인젝터의 추력제어 성능을 예측해

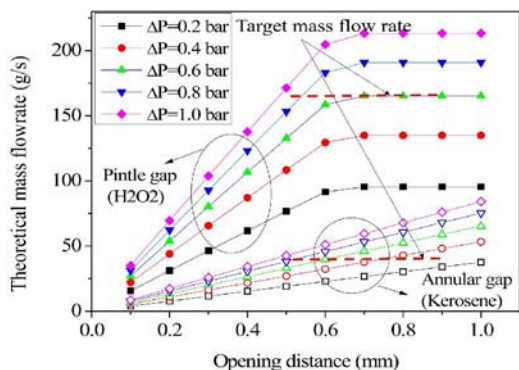


Fig. 10. Predicted Mass Flow Rate at Various Pressure Differences of Actual Propellant

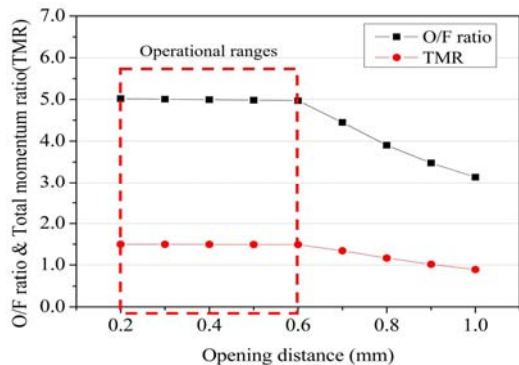


Fig. 11. Predicted O/F ratio & TMR at Pressure Difference of 0.6 bar

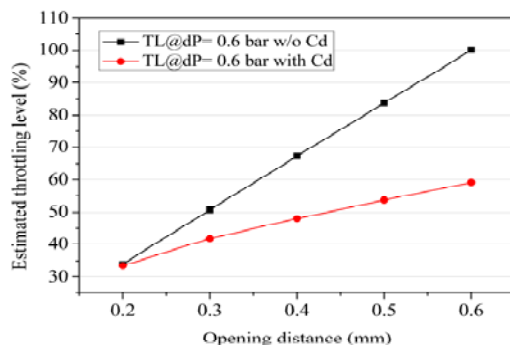


Fig. 12. Effects of Discharge Coefficients on Estimated Throttling Level

보았다. 유량계수를 적용하지 않았을 경우, 설계 조건에서 인젝터를 운용하기 위한 범위는 차압 0.6 bar, 슬리브 개도 0.2~0.6mm인 것을 Figs. 10, 11을 통해 확인할 수 있다.

$$\text{Throttling level}(\%) = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{@design\ point}} \times 100 \quad (11)$$

운용 범위에서의 개도 변화에 따른 스톱틀링 범위는 Fig. 12와 같이 나타났으며, 스톱틀링 범위는 Eq. 11과 같이 정의된다. 스톱틀링 범위는 개도에 따른 인젝터 유량 \dot{m} 과 설계 유량 $\dot{m}_{@design\ point}$ 의 비로 나타낸다.

3.2 유량 계수 적용

앞서 수행한 기초 특성 실험의 유량계수를 추진제의 이론 유량에 적용하였다. 인젝터의 운용 조건인 0.6 bar에서 유량 계수를 적용했을 경우 추진제의 유량이 이론 유량에 비해 줄어들었으며, 스톱틀링 범위 또한 35~60%로 낮아진 것을 Fig. 13에서 확인할 수 있다. Fig. 14는 유량계수

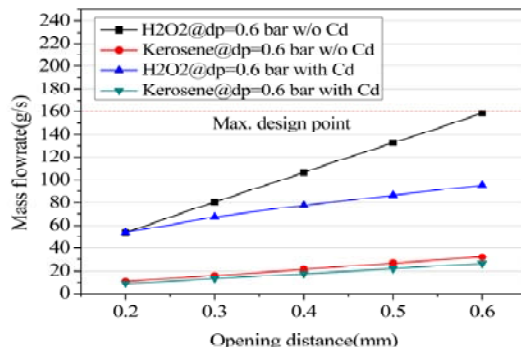


Fig. 13. Effects of Discharge Coefficients Mass Flow Rate of Actual Propellant

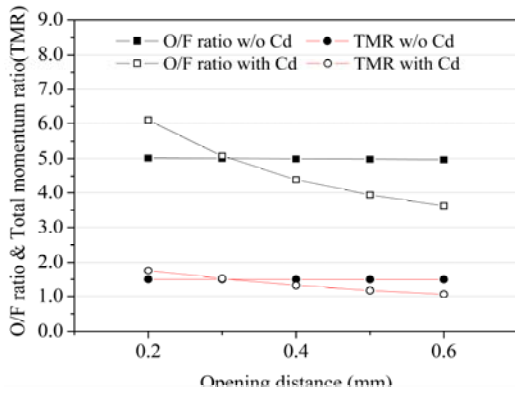


Fig. 14. Effects of Discharge Coefficients O/F Ratio and TMR

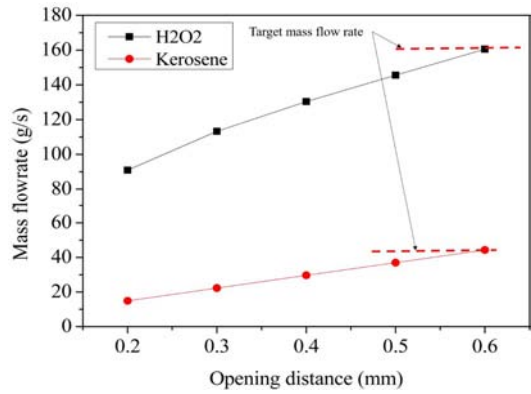


Fig. 17. Mass Flow Rate of Actual Propellant at Variable Pressure Difference

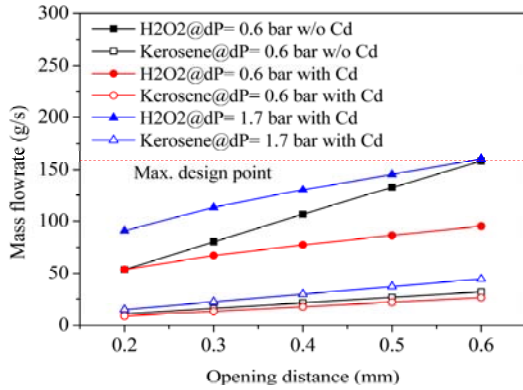


Fig. 15. Effect of Pressure Difference Increase on Mass Flow Rate

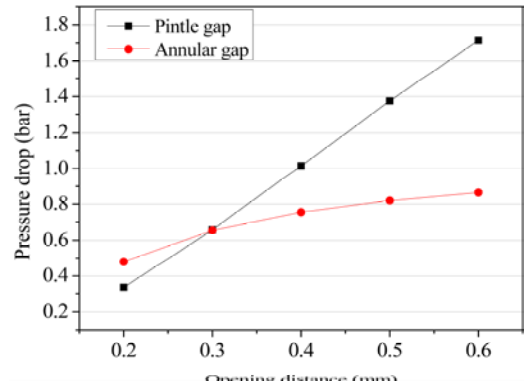


Fig. 18. Variable Pressure Difference Conditions for Deep Throttling

의 적용에 따라 O/F ratio와 TMR을 나타낸 그래프이다. 유량계수를 적용하였을 때, 추진제의 유량이 이론 유량보다 감소됨에 따라 O/F와 TMR이 감소하는 것을 보여준다.

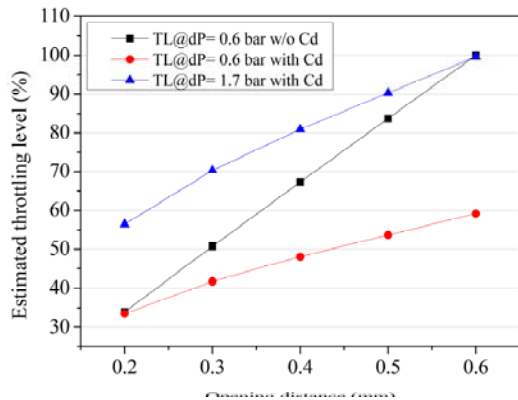


Fig. 16. Effect of Pressure Difference Increase on Throttling Level

최대 유량을 설계유량과 같도록 하기 위하여 1.7 bar의 차압을 적용한 결과, 인젝터의 산화제의 최대 유량이 설계 유량과 같아졌지만, 스톱롤링 범위가 설계 범위인 25-100%보다 좁은 것을 Figs. 15, 16에서 확인할 수 있다.

따라서 환형 갭과 핀틀 갭의 차압이 개도와 관계없이 일정한 조건에서는 설계 운용 범위 내에서 인젝터를 운용하지 못하는 것으로 판단된다.

3.3 가변 차압 적용

Figure 16의 결과와 같이 모든 개도에서 일정한 차압 조건을 유지하면 딥 스톱롤링 제어가 불가능하며 이를 개선하기 위해 개도에 따라 다른 차압의 적용이 필요하다. 따라서, Eq. (4), (5)를 통해 도출된 유량계수와 Eq. (10)의 식을 이용하여 25-100%의 추력을 내기위한 각 개도별 유량을 Fig. 17과 같이 개산할 수 있다. 또한, 이 유량을 토출하기 위해 필요한 차압은 Fig. 18과 같

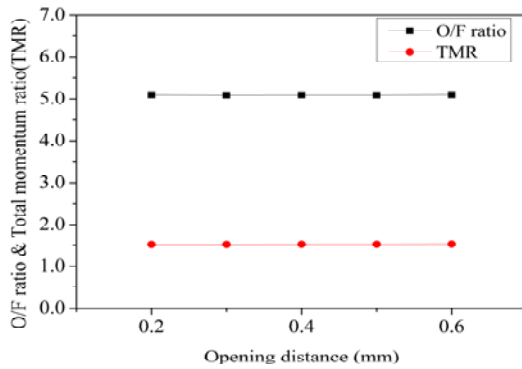


Fig. 19. O/F ratio & TMR at Variable Pressure Difference

으며, 이는 Eq. (12), (13)과 같이 개도에 따른 식으로 표현할 수 있다.

$$\Delta P_{pt} = 3.48L_{op} - 0.37 \quad (12)$$

$$\Delta P_{annular} = 0.92 - 1.16e^{(-4.9L_{op})} \quad (13)$$

Figures 19, 20에서 슬리브 개도에 따라 O/F와 TMR이 일정하며, 스로틀링 범위가 25-100%로 넓어진 것을 확인할 수 있다.

따라서 슬리브 인젝터의 환형 갭과 핀틀 갭에서 개도에 따라 차압을 다르게 적용할 경우, 선형적으로 설계된 인젝터 면적으로 선형적 추력제어가 가능하며, 설계 운용 범위 내에서 인젝터를 운용할 수 있을 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 가변 슬리브형 인젝터를 설계함으로써, 기존의 핀틀 인젝터와는 달리 환형 갭에서의 유량조절이 가능하도록 하였다. 또한 설계된 인젝터를 기반으로 기초특성실험을 진행하였으며, 실험결과를 분석하였다.

다양한 차압 조건에서 슬리브의 개도 변화에 따른 환형 갭과 핀틀 갭 부분에서의 유량계수를 확인하였으며, 개도가 더 증가하더라도 특이점 이후에는 핀틀 갭에서의 유량이 거의 변화하지 않았고, TMR이 증가할수록 분사각이 증가하는 것을 확인하였다.

실제 추진제인 케로신/과산화수소를 적용하였을 경우, 슬리브 개도에 관계없이 일정한 차압 조건에서는 설계유량과 목표 스로틀링 범위를 만족하지 못하였다. 최대 유량을 같도록 하기 위하

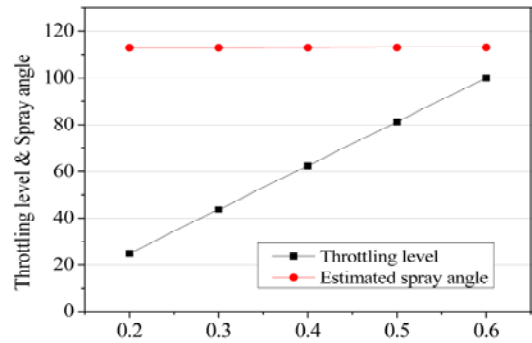


Fig. 20. Throttling level & Spray angle at Variable Pressure Difference

여 1.7 bar의 차압을 적용한 결과, 최저 스로틀링 범위를 만족하지 못하여 딥 스로틀링을 하지 못하는 것을 확인하였다. 따라서 개도에 관계없이 일정한 차압 조건에서는 설계유량으로 인젝터를 운용할 수 없는 것으로 판단하였다.

설계유량으로 운용하기 위해 환형 갭과 핀틀 갭에서 개도에 따라 차압을 다르게 설정하였다. 운용범위 내에서 설계유량을 만족하였으며, 목표 스로틀링 범위인 25-100%를 선형적으로 제어하여 딥 스로틀링이 가능하였으며, 개도에 따라 혼합비와 TMR이 일정하게 나타나는 것을 확인하였다.

따라서 가변 슬리브 인젝터를 운용하기 위해서는 개도에 따라 차압을 다르게 설정해야하는 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 순수기초연구사업 (17-113-504-013) 및 한국연구재단의 지원을 받은 서울대 차세대 우주추진 연구센터사업(NRF-2013R1A5A107 3861)의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

Reference

- 1) Vozoff, M., and Couluris, J., "SpaceX Products - Advancing the Use of Space," *AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition*, AIAA 2008-7836, 2008.
- 2) Markusic, T., "SpaceX Propulsion," *Proceedings of the AIAA/SAE/ASME/ASEE 46th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 6-8, Nashville, TN, USA, 2010.
- 3) Seedhouse, E., "SpaceX: Making commercial

spaceflight a reality,” Springer & Business Media.

4) Gilroy, R., and Sackheim, R., “The lunar module descent engine—A historical summary,” *Proceedings of 25th Joint Propulsion Conference*, July 10–12, Monterey, CA, 1989.

5) Dressler, G., “Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE,” *Proceedings of 42nd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 9–12, Sacramento, CA, 2006.

6) Casiano, M. J., Hulka, J. R., and Yang, V., “Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, pp.897–923, 2009.

7) Boyd, B. R., Johnson, R. J., and Smith, T. H., “Application of the mira 150A variable-thrust engine to manned lunar flying systems,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 5, No. 7, pp. 849–851, 1968.

8) Dressler, G., “Northrop Grumman TR202 LOX/LH2 Deep Throttling Engine Technology Project Status,” *Proceedings of 46th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 25–28, Nashville, TN, USA, 2010.

9) Fritz, D. E., Dressler, G. A., and Mayer, N. L., “Development and Flight Qualification of the Propulsion and Reaction Control System for ERIS,” *AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 6–8, Nashville, TN, USA, 1992.

10) “Falcon 9 Launch Vehicle Payload User’s Guide,” SpaceX, October 21, 2015.

11) Betts, E. M., and Frederick, R. A. Jr., “A Historical Systems Study of Liquid Rocket Engine Throttling Capabilities,” *Proceedings of 46th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 25–28, Nashville, TN, USA, 2010.

12) Yu, K., Son, M., Subedi, B., Shin, B., Lee, K., and Koo, J., “Characteristic of water/water simulants sprayed by pintlr injector,” *Proceedings of 2014 KSPE Fall Conference*, pp. 341–342, 2014.

13) Son, M., Yu, K., and Koo, J., “Atmospheric Combustion Characteristics of a Pintle Injector for Liquid Rocket Engines,” *Proceedings of 2015 KSPE Fall Conference*, 2015, pp. 55–56.

14) Son, M., Yu, K., Koo, J., Kwon, O., and Kim, J., “Effects of momentum ratio and weber number on spray half angles of liquid controlled pintle injector,” *Journal of thermal science*, Vol. 24, No. 1, 2015, pp. 37–43.

15) Son, M., Yu, K., Koo, J., Kwon, O., and Kim, J., “Injection Condition Effects of a Pintle Injector for liquid Rocket Engines on Atomization Performance,” *Journal of ILASS-Korea*, Vol. 20, No. 2, 2015, pp. 114–120.

16) Son, M., Yu, K., Radhakrishnan, K., Shin, B., and Koo, J., “Verification on spray simulation of a pintle injector for liquid rocket engine,” *Journal of thermal science*, Vol. 25, No. 1, 2016, pp. 90–96.

17) Son, M., Radhakrishnan, K., Song, W., and Koo, J., “Design Method and Throttleable Performance Analysis of a Liquid Fuel Pintle Injector,” *Proceedings 2016 KSPE Spring Conference*, 2016, pp. 135–137.

18) Dressler, G. A., and Bauer, J. M., “TRW pintle heritage and performance characteristics,” *AIAA/SAE/ASME/ASEE 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, NV, USA, July 6–8, 2000.

19) Park, S., Nam, J., Lee, K., Koo, J., and Hwang, Y., “An Experimental Study on Liquid-Liquid Spray of a Movable Sleeve Pintle Injector,” *Proceedings of 2017 SASE Fall Conference*, In Press

20) Koo, J., Roh, T., Moon, H., Yoon, Y., Lee, S., Lee, C., and Cho, Y., “Rocket Engineering, 1st ed,” Kyobo Book Centre, Seoul, Korea, 2008.

21) Son, M., Radhakrishnan, Kwon, O., Kim, H., and Koo, J., “Design Procedure of a Movable Pintlr Injector for Liquid Rocket Engine,” *Journal of propulsion and power*, Vol. 33, No. 4, pp. 858–869, 2017.

22) Cheng, P., Li, Q., Xu, S., and Kang, Z., “On the Prediction of spray angle of liquid-liquid pintle injectors,” *Acta Astronautica* 138, 145–151, 2017

23) Boettcher, P. A., Damazo, J. S., Shepherd, J. E., Mikellides, I. G. and Vaughan, D. A., “Visualization of tranverse annular jets,” *62nd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamic*, American Physical Society, Minneapolis, Minnesota, 2009.