

## 액체-액체 핀틀 분사기 적용 연소장치 개발 사례 분석

황도근<sup>a,\*</sup> · 유철성<sup>a</sup> · 권세진<sup>b</sup>

## Analysis on the Research and Development Cases of Combustion Devices with Liquid-Liquid Pintle Injector

DoKeun Hwang<sup>a,\*</sup> · Chulsung Ryu<sup>a</sup> · Sejin Kwon<sup>b</sup><sup>a</sup>Combustion Chamber Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>b</sup>Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea<sup>\*</sup>Corresponding author. E-mail: dokeun@kari.re.kr

## ABSTRACT

This study aims to provide basic design data for a pintle injector and its combustion device through case study on the research and development of combustion devices to which a liquid-liquid pintle injector was applied. From data analysis, it was possible to provide the initial dimension of the combustion chamber and pintle injector based on the engine thrust, and the geometric characteristics of the high-efficiency injector. In addition, the pintle tip heat damage prevention mechanism and materials, face-shutoff pintle injector implementation method, and central propellant selection criteria were summarized. These results will be used as basic data for the design criteria of an initial pintle injector combustion device.

## 초 록

본 연구에서 액체-액체 핀틀 분사기가 적용된 연소장치의 연구개발 사례 조사를 통해 핀틀 분사기 및 연소장치의 설계 기초자료를 제공하고자 하였다. 자료 분석 결과로 엔진 추력에 따른 연소실 및 핀틀 분사기 규격, 고효율 분사기의 형상을 확인할 수 있었다. 그밖에 핀틀팁 열손상 방지 기구와 소재, Face-shutoff 핀틀 분사기 구현 방법, 중심추진제 선정 기준 등을 정리하여 초기 핀틀 분사기 적용 연소실 설계의 기초자료로 활용하고자 한다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Throttling Control(추력제어), Pintle Injector(핀틀 분사기), Coaxial Impinging Type(동축 충돌형 타입)

## 1. 서 론

Received 23 July 2020 / Revised 3 December 2020 / Accepted 8 December 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2020년도 춘계학술대회(2020. 7. 16-17), 온라인 학술대회) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

재사용 발사체의 경제적 효용성에 대한 불확실성이 여전히 존재하나[1-3] 미국 SpaceX는 수직착륙 방식의 재사용 발사체인 Falcon 9을 활용, 발사서비스 단가를 낮춤으로써 위성발사체

시장 점유율을 확대하여 왔다[4-6]. 또한, 이를 계기로 여러 기관과 민간기업이 재사용 우주발사체에 대한 연구를 시도하고 있으며, 우주개발의 기술적·자본적 장벽을 낮추는데 기여하였다.

재사용 발사체 구현에 필수적인 엔진추력제어 기술은 이미 50년대부터 재사용 발사체를 포함한 다양한 목적으로 연구되어 왔으며[7, 8], 최근 미국의 SpaceX와 Blue Origin 등에 의해 메탄[9]을 추진제로 한 다단엔진 개발이 활발히 이루어지고 있으나 재사용 발사체 실기체에 적용되어 현재 운용되고 있는 경우는 Falcon 9이 유일한 것으로 알려져 있다.

Falcon 9의 Merlin 엔진에 적용된 핀틀 분사기는 널리 알려진 바와 같이 낮은 제작비로 기존의 분사기를 대체할 수 있고, 음향학적 노드에 해당하는 연소실 중앙에 위치하여 기울어진 콘 형태의 화염을 형성하고 연소실에 에너지를 공급하는 특성상 음향·연소불안정 현상을 회피할 수 있다[11]. 또한, 능동제어방식의 핀틀 분사기를 적용하여 발사체 재사용을 위한 추력제어가 가능하다. 이로 인해 Falcon 9 발사성공 이후 세계 여러 대학 및 연구소에서 핀틀 분사기에 대한 연구가 수행되고 있다. 관련하여 기존의 도서[12-14]와 과거 대학연구[15] 및 최근 핀틀 분사기 연구동향에 대한 조사[16] 등에서 분사기 및 연소실에 대한 주요 파라미터를 식별하였으며, 이에 대한 대략적인 값을 제시하였다. 그러나 실제 연구개발 사례를 바탕으로 연소장치 설계를 위한 보다 구체적인 자료를 취합·정리할 필요가 있다. 따라서, 본 연구에서는 TRW사의 보고

서를 중심으로 주요 핀틀 분사기의 시험 및 개발 사례, 특히 및 비교적 최근에 발표된 관련 연구 결과를 종합적으로 분석하여 액체-액체 핀틀 분사기 및 연소장치의 설계에 필요한 기초자료를 제공하고자 한다.

## 2. 핀틀 분사기의 기본 형상 및 정의

Fig. 1에 전형적인 핀틀 오리피스에서의 형상을 도시하였다. 핀틀 분사기의 중앙 추진제 오리피스 형상에 따라 연속형과 불연속 형으로 나뉘며, Fig. 1은 2열의 불연속 오리피스를 갖는 핀틀 분사기 형상을 나타낸다. 중앙의 핀틀 오리피스와 핀틀 포스트를 둘러싼 환형 오리피스에서 공급된 두 추진제는 핀틀 오리피스 근방에서 직각으로 충돌하여 혼합되고, 혼합된 추진제는 핀틀을 둘러싼 콘형태로 연소실에 공급된다.

이때, 핀틀의 형상 및 추진제 공급 조건에 따라 다음과 같은 주요 변수들을 정의할 수 있다. 먼저 총운동량비( $TMR$ )는 핀틀 오리피스로 공급되는 추진제의 운동량과 환형 오리피스로 공급되는 추진제의 운동량 비를 나타낸다. 차단율( $BF$ )은 핀틀 오리피스의 전체 폭을 핀틀의 직경으로 나눈 값으로 정의 된다. 충돌거리비( $l_s$ )는 환형으로 공급되는 추진제가 핀틀 오리피스 추진제와 충돌하기까지의 비행거리를 의미한다. 직경비( $DR$ )는 연소실과 핀틀의 직경비로 정의된다. 그밖에 특성길이( $L^*$ ), 축소비( $CR$ ) 등 연소기 형상 변수는 통상적 정의를 따른다.

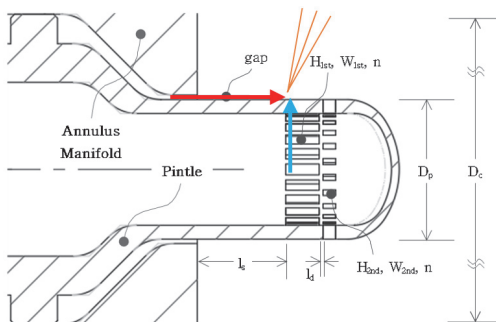


Fig. 1 Pintle injector schematic.

$$TMR = \frac{\dot{m}_p u_p}{\dot{m}_a u_a} \quad (1)$$

$$BF(\%) = \frac{n(W_{1st} + W_{2nd})}{\pi D_p} \times 100 \quad (2)$$

$$L_s = \frac{l_s}{D_p} \quad (3)$$

$$DR = \frac{D_c}{D_p} \quad (4)$$

3. 핀틀 분사기 및 연소장치 개발 사례

3.1 TRW

대표적인 핀틀 분사기 연구개발 자료는 상당수 TRW에서 생산된 자료이다. Dressler[11]는 TRW의 핀틀 분사기 연구사례를 도표 등으로 축약하여 발표한 바 있는데, 자료에서 언급된 개발 사례 중 6가지를 정리하였다.

3.1.1 LMDE(TR-200)

LMDE는 STL(이후 TRW)의 G.W.Elverum, Jr.[17]에 의해 개발되어 Apollo 달착륙선에 적용된 엔진이다. 핀틀 면적제어를 위한 슬리브를 산화제 및 연료 유량제어용 벤추리 밸브와 기계적으로 연결하여 10:1의 추력제어 범위를 구현하였다. 고추력구간에서는 추력 100%로 고정되었으나, idle mode, hover 및 landing을 위해 추력 10%~60% 구간에서 추력 및 혼합비 제어가 이루어졌다. LMDE 핀틀 헤드 및 분사기의 형상은 Fig. 2와 같다. 산화제 오리피스 형상은 참고문헌[17, 20]에서와 같이 핀틀 튜브 및 슬리브에 불연속 사각형태로 가공되어 있다. LMDE 개발 후 이어 개발된 250K 엔진[27]의 산화제 링 1번이 LMDE 산화제 오리피스 구성과 동일하게 제작된 것으로 보고되어 LMDE의 핀틀은 36개의 오리피스, 메인 오리피스 사이에 얇고 긴 형태의 2차 오리피스를 갖고 있음을 알 수 있다.

이러한 1, 2차 불연속 오리피스 형상은 Elverum의 특허[21]에서 기술되어 있듯이 큰 추력에서도 높은 연소효율을 잃지 않도록 하는 중앙 핀틀 오리피스의 핵심적 특징으로 볼 수 있다. 이러한 불연속 오리피스는 최초로 자발화성 추진제용 핀틀 분사기를 연속형 오리피스로 제

작하였을 때에 두 추진제가 충돌 후 혼합되지 않고 분리되는 blow-apart 현상을 제거하는 효과도 갖는 것으로 보고되었다[22]. LMDE는 3.81 mm의 슬리브 행정을 허용하면서 기밀을 유지하기 위하여 슬리브 안팎으로 금속 벨로우즈를 용접하였다. 또한 핀틀 오리피스 양단으로 산화제 누설 방지를 위한 테프론 씰과 split ring 씰을 두어 산화제 오리피스 틈으로의 누설을 방지하고 있다. 핀틀 팁은 Fig. 2에 나타난 개발 초기(phase-A)의 성능시험에선 스테인리스 스틸로 제작 되었으나 심각한 열손상이 발생하여 이후 phase-B에서는 내열특성이 우수한 columbium alloy가 적용되었다.[23]

LMDE의 연소실 및 핀틀 분사기에 대한 제원은 Table 1에 나타내었다. LMDE의 연소실/핀틀

Table 1. Spec. of LMDE and Pintle Injector[11,19,20].

| Parameters                                   | Value                               |
|--|-------------------------------------|
| Propellants <sup>***</sup>                   | N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A-50 |
| Thrust(T)                                    | 0.5~4.8 tonf                        |
| Isp(vac.)                                    | 311 sec                             |
| Charc. vel. effcy.( $\eta C^*$ )             | 98%                                 |
| Total mass flow rate( $\dot{m}_t$ )          | 16.4 kg/s                           |
| Mixture ratio(OFR)                           | 1.6                                 |
| Chamber pressure(P <sub>c</sub> )            | 7.6 bara                            |
| Film Cooling% <sup>**</sup>                  | no data                             |
| Chamber Dia.(D <sub>c</sub> )                | 360 mm                              |
| Characteristic Length(L*) <sup>**</sup>      | 121.2 cm                            |
| Contraction ratio(CR)                        | 2.9 : 1                             |
| Throat Dia.(D <sub>t</sub> )                 | 211 mm                              |
| Pintle Dia.(D <sub>p</sub> ) <sup>*</sup>    | 56 mm                               |
| D <sub>c</sub> /D <sub>p</sub> <sup>*</sup>  | 6.5                                 |
| n <sub>1</sub> /n <sub>2</sub> [27]          | 36/36                               |
| Oxi. mass ratio( $\dot{m}_1:\dot{m}_2$ )[27] | 89:11                               |
| Blockage Factor[27]                          | 50                                  |
| Skip Ratio(L <sub>s</sub> ) <sup>*</sup>     | 0.25                                |

\* Calculated value from the knowns

\*\* 'Fuel for film cooling is injected through 36 equally spaced fuel orifices on the face plate and directed onto the chamber walls.'[19]

\*\*\* See the Table 9 for propellant properties.

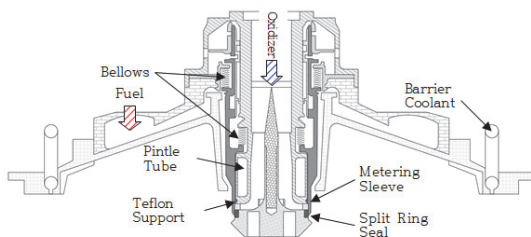


Fig. 2 Redrawing of LMDE head end details[18, 19].

직경비는 6.5로 기존 연구[15]를 통해 알려진 수치인 3~5에 비해 상대적으로 크며, 따라서 상대적으로 작은 핀틀 직경을 갖는다. 환형추진제 비행거리와 핀틀직경의 비율인 충돌거리비는 환형 오리피스 출구에서의 길이를 기준으로 0.25로 확인되나, 헤드면을 기준으로 최대 1.4가 된다. 이는 추진제 충돌거리 증가로 인한 운동량 감소를 방지함과 동시에 재순환 영역의 확보를 위한 방안으로 보인다. 또한, 참고문헌[19]로부터 추정된 특성길이는 약 1,200 mm로 사산화질소와 하이dra진 계열 연소기의 통상적인 연소실 특성길이 상위값인 890 mm[24] 보다 큰 값을 가진다. 한편, Purdue[25]와 충남대학교[26]에서 각각 RGHP/NHMF, LOX/Jet A-1을 추진제로 한 핀틀 분사기의 연소시험 결과, 특성길이 약 760 mm 이상에서 특성속도효율이 점진적으로 수렴함을 확인하였다. 따라서, LMDE의 경우 스월 분사기 등 기존의 동일 부피의 연소실 대비 상대적으로 큰 축소비(CR)의 영향으로 특성길이가 늘어난 것으로 보인다(Fig. 24). Purdue 등에서 보고한 핀틀 분사기 적용 연소실의 짧은 특성길이는 참고문헌[14]에서도 확인 가능하다.

### 3.1.2 250K 엔진[27]

250K 엔진은 TRW의 LMDE 후속으로 연구가 병행된 2개 엔진 중 하나이며, LMDE의 분사기와 연소실을 기준으로 축적을 적용할 수 있는지 확인하기 위한 LOX/UDMH를 추진제로 하는 핀틀 분사기 엔진이다. 연소기, 핀틀 오리피스 형상 및 상세 규격은 Fig. 3, Table 2에 나타냈으며(밀출 친 값은 기준 규격), 해당보고서에는 연소실 설계 기준이 아래 Eq. 5와 같이 제시되어 있다.

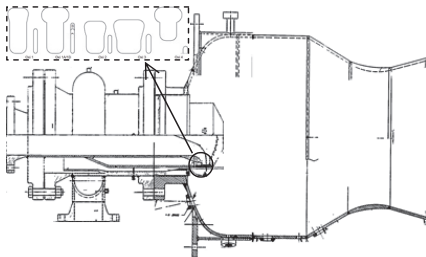


Fig. 3 TRW 250K Engine[27].

$$\frac{L_{imp} \text{ (or } D_c)_{250kb_f}}{L_{imp} \text{ (or } D_c)} = \sqrt{\frac{250kb_f}{T}} \quad (5)$$

여기에서  $L_{imp}$ 은 핀틀 분사기에서 분사된 추진제의 연소실 벽 충돌지점과 노즐목부까지의 거리를 나타내며,  $D_c$ 는 연소실의 직경을 나타낸다.

연소실은 특성길이의 변화 효과를 평가하기 위하여 코니컬 노즐을 적용한 총 3개 연소실 (DEV-1, CHK-1A, DEV-1A)을 제작하였다. 핀틀 팁은 실리카/페놀릭 복합재료인 HAVEG-41F를 적용하였다. 시험에 사용된 분사기의 규격은 Table 3에 나타내었다. 연소시험 중 핀틀 팁에 약간의 열손상이 발생한 것으로 보고되었으나 자세히 다루어지지는 않았다. 총 6개의 산화제링 중 1번은 홀 수량, 차단율, 2차 오리피스 위치를 LMDE와 동일하게 설계하였으나 오리피스의 형상은 추진제와 작동조건 차이로 인해 1차 오리피스의 경우 상부가 넓은 molar(어금니) 형상이 적용되었다(Fig. 3). 초기 연료 분사 시트의

Table 2. Spec. of 250K Engine.

| Parameters                                  | Value           |
|---|-----------------|
| Propellants                                 | LOX/UDMH        |
| Thrust(T)                                   | 113 tonf        |
| Isp(sl.)                                    | 164~226 sec     |
| Charc. vel. effcy.( $\eta C^*$ )**          | 93%             |
| Total mass flow rate( $\dot{m}_t$ )         | 391~521 kg/s    |
| Mixture ratio(OFR)                          | 1.7~3.0         |
| Chamber pressure( $P_c$ )                   | 28~23 bara      |
| Film Cooling%                               | N/A             |
| Chamber Dia.( $D_c$ )                       | 990 mm          |
| Characteristic Length( $L^*$ ) <sup>*</sup> | 196/267/330 cm  |
| Contraction ratio(CR)                       | 2.2/2.1/2.2 : 1 |
| Area ratio( $A_e/A_t, \alpha_{div}$ )       | 4, 15°/20°/15°  |
| Throat Dia.( $D_t$ )                        | 660 mm          |
| Pintle Dia.( $D_p$ ) <sup>*</sup>           | 330 mm          |
| $D_c/D_p$ <sup>*</sup>                      | 3               |
| Skip Ratio( $L_s$ ) <sup>*</sup>            | 0.07            |

\* Calculated value from the knowns

\*\* Maximum value with O1B+F2+DEV-1A

두께는 LMDE와 동일한 산화제-연료 차압비 ( $\Delta P_o/\Delta P_f$ )를 구현하기 위해 설계되었으나 나중에 추진제 차이의 영향을 반영하기 위해 더 큰 차압비를 갖도록 환형 면적이 증가하였다.

연료 오리피스는 고훈합비 영역에서의 Isp 성능향상을 위해 면적이 작은 2번을 선정하였으나 수행된 시험 조건에서는 향상된 성능을 얻지는 못하였다. 1열 오리피스의 상단 돌출부 증가(Fig. 3 좌측 상단)를 통한 차단을 증가 모델인 Oxi 1A는 Fig. 4와 같이 혼합비 민감도를 낮추는 효과가 있었으며, Oxi. 1A의 2차 오리피스 길이를 헤드부 방향으로 확장한 Oxi. 1B는 혼합비 민감도 증가 효과를 가져왔으나 최대 비추력이 목표 혼합비(2.3)에서 발생하였다.

Fig. 5에서와 같이 산화제의 운동량을 낮추고 차단율을 증가시킨 Oxi. 2에서 성능 향상 효과는 없었으며, Oxi 1A, 1B 보다 더 높은 혼합비 영역에서 최대 성능이 발생하였다. 오히려, 연소실의 특성길이를 증가시킬 경우 비추력 성능이 2~3% 가량 상승하였고, 혼합비에 대한 성능 민감도가 둔화되는 것으로 나타났다.

그리고, Oxi. 2대비 동일 차단율에서 1, 2차 유량비를 증가시킨 Oxi. 3은 Oxi. 1B와 혼합비 2.7 근방에서 유사한 비추력 성능을 나타내고 있으나, TRW에서는 고훈합비 영역에서 2차 혼합 효율이 감소하면서 성능에 좋지 않은 영향이 나타난 것으로 분석하였다. 유일하게 2차 오리피스

를 1차 오리피스 아래로 위치시킨 Oxi. 4는 최대 비추력 발생 위치가 고훈합비 영역으로 이동하였으며, 가장 낮은 비추력 성능을 나타내었다 (Fig. 6).

TRW는 250K 엔진이 LMDE 대비 특성속도 효율이 약 5% 낮지만 저장성 추진제 조합으로 LMDE 대비 추력을 약 24배를 증가시켜 핀틀 분사기의 상사성이 유효함을 확인하였다. 또한, 연소안정성 시험을 위해 펄스건 등을 이용, 연소압의 100% 이상으로 연소실을 가진하여 핀틀 분사기의 동적 연소안정성을 확인하였다. 연소실

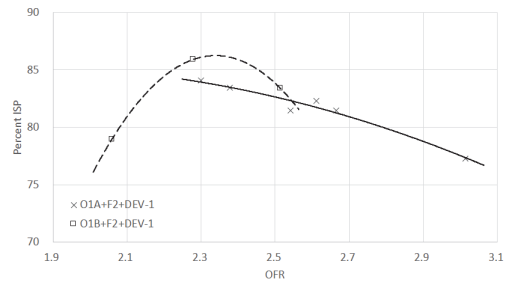


Fig. 4 2<sup>nd</sup> orifice effect on OFR sensitivity.

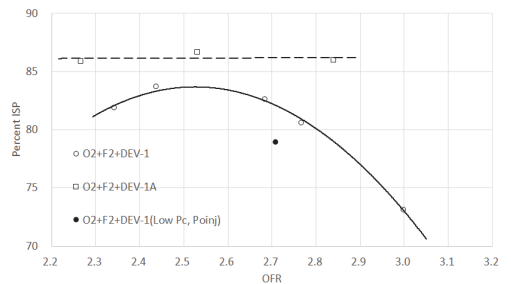


Fig. 5 L\* effect on OFR sensitivity and Isp efficiency.

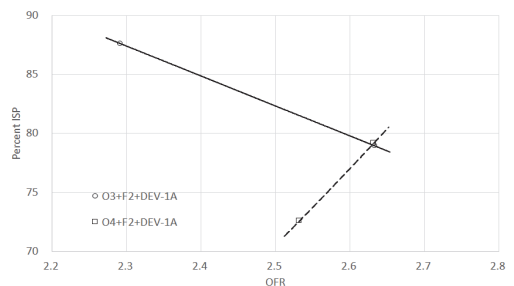


Fig. 6 Oxi. 3 & Oxi. 4 Isp efficiency characteristics with of ratio.

Table 3. 250K Engine Injector dimensions.

| Oxi. #  | Description                                       | Areas(1 <sup>st</sup> /2 <sup>nd</sup> ) |
|---------|---|--|
| 1       | 36/36, B.F.=50%                                   | 76.8/9.29 cm <sup>2</sup>                |
| 1A      | 36/36, B.F.=60%                                   | 84.5/9.29 cm <sup>2</sup>                |
| 1B      | 36/36, B.F.=60%                                   | 84.5/11.2 cm <sup>2</sup>                |
| 2       | 48/48, B.F.=67%                                   | 81.4/8.77 cm <sup>2</sup>                |
| 3       | 36/36, B.F.=67%                                   | 82.5/8.00 cm <sup>2</sup>                |
| 4       | 36/36, B.F.=62%<br>lower 2 <sup>nd</sup> location | 85.7/9.35 cm <sup>2</sup>                |
| Fuel. # | Description                                       | annulus area                             |
| 1       | gap = 6.2484 mm                                   | 64.84 cm <sup>2</sup>                    |
| 2       | gap = 5.1054 mm                                   | 51.94 cm <sup>2</sup>                    |

내의 2차 혼합과정은 추진제의 운동량비에 크게 영향 받는 것으로 보고하였는데, Oxi. 1과 면적이 다른 두 개의 연료링 비교시험으로 총운동량 1 근방에서 최대 특성속도 효율이 발생한 것으로 나타났다. 그러나, 이는 혼합비 변화가 동반된 결과로 총운동량만의 효과를 알 수는 없었다. 그밖에 최대특성속도 효율이 혼합비 2.6에서 나타났으나 고풍합비 영역에서는 내열재 연소실 운용이 불가할 수 있다고 보고되고 있다.

### 3.1.3 3K 엔진(FLOX/LCH<sub>4</sub>+LC<sub>2</sub>H<sub>6</sub>)[28]

TRW는 250K 엔진과 동시에 80% 플루오린 FLOX와 메탄/에테인의 55:45 혼합물을 추진제로 사용하고, 추력은 LMDE 대비 3K로 축소된 핀틀 분사기 엔진(Table 4)의 연소시험을 수행하였다. 연소시험 초기에는 Fig. 7과 같이 톱니 형태의 연속형 슬릿, 또는 기울어진 슬릿형상의 오

Table 4. Spec. of 3K(FLOX/LCH<sub>4</sub>+LC<sub>2</sub>H<sub>6</sub>) Engine.

| Parameters   | Value   |
|--|---|
| Propellants  | FLOX/<br>LCH <sub>4</sub> +LC <sub>2</sub> H <sub>6</sub> |
| Thrust(T)  | 1.4 tonf  |
| Isp(sl.)   | no data   |
| Charc. vel. effcy.( $\eta C^*$ )**                           | 98%   |
| Total mass flow rate( $\dot{m}_t$ )                          | 4~6 kg/s  |
| Mixture ratio(OFR)   | 5.35~6.08   |
| Chamber pressure(P <sub>c</sub> )                            | 5.6~11.3 bara   |
| Film Cooling%  | -   |
| Chamber Dia.(D <sub>c</sub> )                                | 234 mm  |
| Characteristic Length(L*)                                    | 38.1/76.2/114.3/<br>152.4 cm                              |
| Contraction ratio(CR)  | 2.5/4.5 : 1   |
| Area ratio(A <sub>c</sub> /A <sub>t</sub> , $\alpha_{div}$ ) | 1.85 (15°)  |
| Throat Dia.(D <sub>t</sub> )                                 | 147/109 mm  |
| Pintle Dia.(D <sub>p</sub> )*                                | 50.8 mm   |
| D <sub>c</sub> /D <sub>p</sub>                               | 4.6   |
| Skip Ratio(L <sub>s</sub> )*                                 | 0.4   |

\* Calculated value from the knowns

\*\* With normal(under bar) configurations.

리피스를 사용하여 각각 10회, 11회의 연소시험을 실시했으나 각각의 특성속도 효율이 65%, 92%로 낮게 나타남에 따라 이후 Fig. 8과 같이 2열 사각 핀틀의 형상 변화 효과에 대한 37회의 연소시험을 실시하였다. 상세 규격이 보고된 SS-4~SS-12까지의 형상은 Table 5에 나타내었다. 산화제링은 SS-4 기준으로 두께 약 2.4 mm, 높이가 약 6 mm이며, 연료링은 갭 0.254 mm, 면적 40.7 mm<sup>2</sup>이다.

연소시험 결과 SS-6에서 처음으로 높은 연소 특성속도 효율이 확인되어 이를 기준으로 둥근 모서리 가공(SS-7), 오리피스 수량 및 2차 오리피스 위치 변화(SS-8~SS-11)에 따른 효과를 검증하기 위한 시험이 수행되었다. 이중 2차 오리피스의 유량을 15.2%(SS-6)에서 18.8%로 증가시킨 SS-12에서 최대 성능( $\eta C^* = 97\%$ , TMR~4)이 발생되었다. 이후, SS-12에 대해 플루오린 함유율, 특성속도 762 mm를 기준으로 하여 특성길이 변화, 기준 축소비(2.5) 대비 증가(4.5) 영향 등을 조사하기 위한 시험을 추가로 실시하였다. 전 시험 과정에서 연소실 섭동은  $\pm 3\%$  이내로 안정적인 연소 성능을 나타내었다. 3K 엔진의 산화제 오리피스는 LMDE 및 250K 엔진과 달리, 2열이 1열로부터 후퇴하여 위치하고 있으며, 이를 통해 추진제 조합 특성에 따라 2열 핀틀 오리피

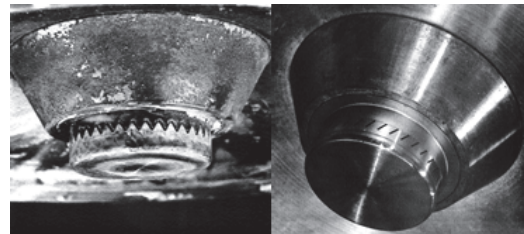


Fig. 7 Pintles in early state for 3K Engine.

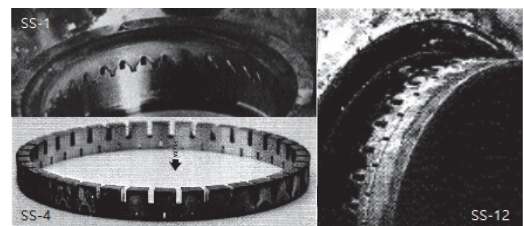


Fig. 8 3K 2-rows rectangular pintle orifices.

스의 위치가 바뀌는 것으로 추정할 수 있다. 일부 분사기에서는 기존의 차단울 외에 실질 차단울을 언급하고 있는데 정의는 본문에 언급되어

Table 5. 3K Engine SS Injector dimensions.

| Inj. # | Holes | Dim.(wxh, mm)                  | B.F.(eff.*) |
|--------|-------|--------------------------------|-------------|
| SS-4   | 36/36 | 0.889 x 2.819<br>0.406 x 0.914 | 40.7(17.5)  |
| SS-6   | 36/36 | 0.914 x 2.819<br>0.432 x 1.067 | 44.7        |
| SS-7   | 36/36 | 0.946 x 2.794<br>0.406 x 1.041 | 44.1        |
| SS-8   | 36/36 | 0.889 x 2.845<br>0.406 x 1.148 | 46.4        |
| SS-9   | 45/45 | 0.914 x 2.261<br>0.381 x 0.889 | 50.9(22)    |
| SS-10  | 60/60 | 0.940 x 1.676<br>0.254 x 0.762 | 64.0(17)    |
| SS-11  | 72/72 | 0.635 x 2.057<br>0.254 x 0.762 | 63.0        |
| SS-12  | 36/36 | 0.914 x 2.819<br>0.559 x 1.067 | 44.7        |

\* effective B.F.

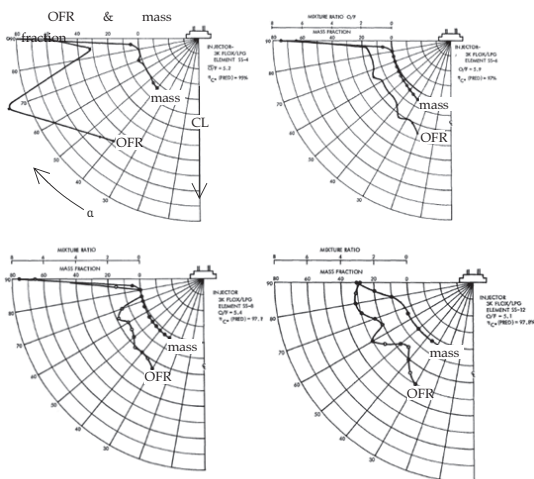


Fig. 9 Cold test results of 3K engine on OFR and mass distribution uniformity(SS-4, 6, 12, 8, clockwise from top-left)[28].

있지 않으나, 1, 2차 오리피스 사이의 간격에 의해 사선으로 빠져나가는 연료의 통과면적을 반영한 것으로 보인다.

그밖에 Fig. 9, 10에서와 같이 수류시험을 통해 2차 오리피스의 변화로 연소실 중심축으로부터의 각도에 따른 질유량 및 혼합물 분포의 균일성이 향상될 수 있으며, 균일성이 특성속도효율 뿐만 아니라 열유속의 고른 분포에도 영향을 줄 수 있음을 보고하고 있다. 특히, 혼합비 및 질유량분포가 2열 오리피스의 면적 및 유량에 민감하게 영향을 받는 것을 확인할 수 있다.

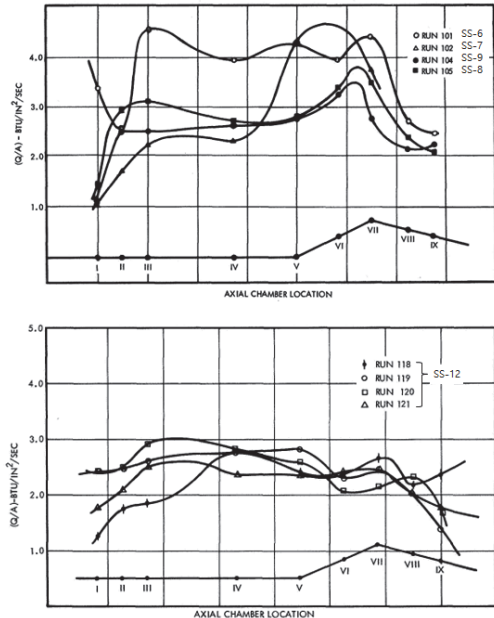


Fig. 10 Axial heat flux profiles for 3K engine[28].

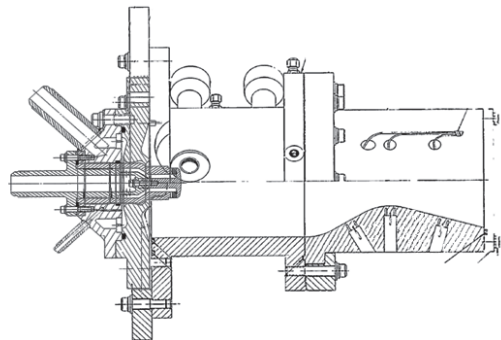


Fig. 11 TRW 3K Engine(Pintle injector & Chamber).

3.1.4 3K 엔진(N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)[29]

N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>의 넓은 혼합비 사용 가능성과 성능 및 연소안정성, 그리고 내열재 연소실 적용성을 평가하기 위한 핀틀 분사기 엔진(Fig. 11, Table 6)으로 2.1.3에서 연구한 2열 핀틀 오리피스 외에 중앙 스웰식 연료분사 오리피스 추가, 1열 오리피스, 3가지 모델에 대해 연소시험을 수행하였다.

Phase II를 거치며 최종적으로 2열 핀틀 오리

Table 6. Spec. of 3K(N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) Engine.

| Parameters   | Value  |
|--|--|
| Propellants  | N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> |
| Thrust(T)  | 1.4 tonf   |
| Isp(sl.)**   | 226.3 sec  |
| Charc. vel. effcy.( $\eta C^*$ )**                           | 93.2%  |
| Total mass flow rate( $\dot{m}_t$ )                          | 4.58 kg/s  |
| Mixture ratio(OFR)   | 1.2(0.92~1.53)   |
| Chamber pressure(P <sub>c</sub> )                            | 20.7 bara  |
| Film Cooling%  | -  |
| Chamber Dia.(D <sub>c</sub> )                                | 152.4 mm   |
| Characteristic Length(L*)                                    | 89/127 cm  |
| Contraction ratio(CR)  | 4.9  |
| Area ratio(A <sub>e</sub> /A <sub>t</sub> , $\alpha_{div}$ ) | 3.5 (15°)  |
| Throat Dia.(D <sub>t</sub> )                                 | 72/76 mm   |
| Pintle Dia.(D <sub>p</sub> )*                                | 38.1 mm  |
| D <sub>c</sub> /D <sub>p</sub>                               | 4  |
| Skip Ratio(L <sub>s</sub> )*                                 | 0.78   |

\* Calculated value from the knowns

\*\* Maximum value

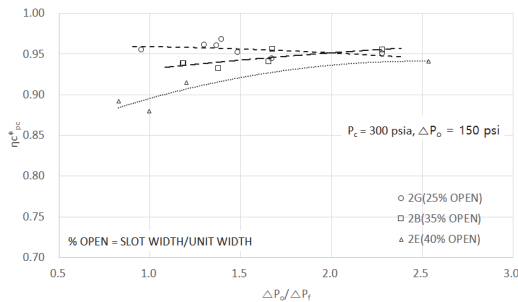


Fig. 12 B.F. effect on C\* with pressure drop ratio.

피스를 기준으로 선정하고, 동일 차단율에서 산화제 차압변화, 핀틀 직경 변화를 통한 충돌거리변화, 고정 차단율에서 차압 증가 효과 등을 연구하였다. 시험결과, Fig. 12와 같이 초기 기준 분사기인 2B(B.F. = 48.9%) 대비 동일 차압에서 차단율을 37.4%로 낮춘 2G가 분사기 차압비 변화에 대해 상대적으로 높고 균일한 성능을 나타내었다. % Open은 슬롯의 폭(slot width)을 슬롯간 거리(unit width)로 나눈 값으로 정의 되었으나, 오리피스 규격으로 추정해 볼 때 환형 유로의 개도로 볼 수 있다. 또한, 높은 산화제 차압을 가진 2H가 2G대비 혼합비와 총운동량 변화에 둔감한 성능변화를 나타냄을 확인하였다 (Fig. 13, 14).

3.1.5 TR-106(650K)[30-32]

TR-106은 저비용 핀틀 엔진(LCPE) 개념이 적용된 엔진으로 개발 초기의 핀틀 형상은 고정형태이며, 이전에 개발한 16.4K와 40K 수소 엔진

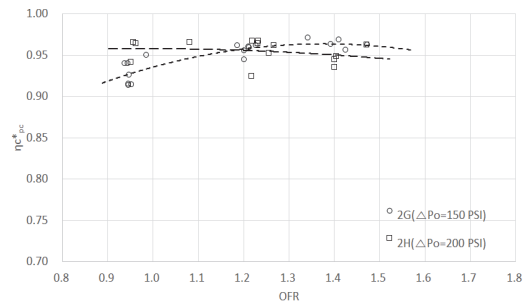


Fig. 13 Oxi. pressure difference effect on C\* with OFR

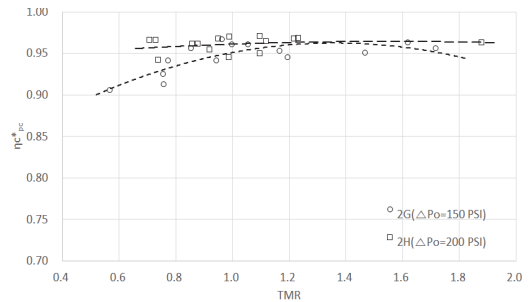


Fig. 14 Oxi. pressure difference effect on C\* with TMR.



을 기준으로 연소실 및 핀틀 분사기의 규모를 확대적용하였다. 엔진 규격은 Table 7에 나타내었다. 각각 5종의 핀틀과 4종의 연료링에 대해 12회의 연소 및 4회의 연소안정성 시험이 수행되었고, 고정 형상에서 65% 추력까지 시험이 수행된 것으로 보고되었다. 이전 개발 경험으로부터 연소실 헤드부 주변은 저혼합비 재순환 영역 형성으로 벽면온도가 480 K, 최대 700 K 가량인 것으로 확인되어 헤드부 돔에 삭마재를 입힌 저합금강(HY-80)이 적용되었다. 오리피스 형상은 참고문헌[30-32]의 헤드부 사진과 Fig. 15의

Table 7. Spec. of TR-106(650K) Engine.

| Parameters   | Value               |
|--|---------------------|
| Propellants  | LOX/LH <sub>2</sub> |
| Thrust(T)  | 293 tonf            |
| Isp(sl.)   | no data             |
| Charc. vel. effcy.( $\eta C^*$ ) <sup>*</sup>                | 95.7%               |
| Total mass flow rate( $\dot{m}_t$ )                          | 4,334 kg/s          |
| Mixture ratio(OFR)   | 6.25(5.4~7.33)      |
| Chamber pressure(P <sub>c</sub> )                            | 41.4 bara           |
| Film Cooling%  | 4.3~13.3%           |
| Chamber Dia.(D <sub>c</sub> ) <sup>*</sup>                   | 1,270 mm            |
| Characteristic Length(L*) <sup>*</sup>                       | 110 cm              |
| Contraction ratio(CR) <sup>*</sup>                           | 4.8                 |
| Area ratio(A <sub>e</sub> /A <sub>v</sub> , $\alpha_{div}$ ) | 3 (20°)             |
| Throat Dia.(D <sub>t</sub> ) <sup>*</sup>                    | 576.6 mm            |
| Pintle Dia.(D <sub>p</sub> ) <sup>*</sup>                    | 416.6 mm            |
| D <sub>c</sub> /D <sub>p</sub> <sup>*</sup>                  | 3                   |
| Skip Ratio(L <sub>s</sub> ) <sup>*</sup>                     | 0.64                |

\* Calculated value from the knowns

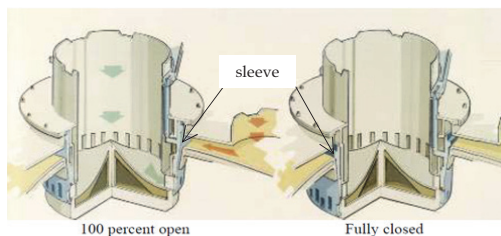


Fig. 15 TR-106 throttleable pintle injector[32].

TR-106 가변 핀틀 분사기 형상을 볼 때에 LMDE와 유사한 직사각형 형태의 중첩 2열 오리피스로 확인된다.

시험 결과 특성속도효율이 89~95% 대에 나타났으며, 이때 특성속도효율 추세는 총운동량과 차단율의 곱에 비례하는 경향을 보여주고 있다. TR-106의 특성속도 효율은 앞서 수행된 16.4K(98%)와 40K(94%) 중간 정도 성능이나, 목표 공급온도를 초과한 액체수소가 엔진에 주입되어 성능이 하락한 것으로 보고하였다. 또한, 주로 작은 추력의 연소실에서 막냉각을 적용하지 않았던 이전 개발사례를 볼 때에 막냉각이 포함된 저추력 소형 엔진에 비해 TR-106의 연소 성능이 저하되었다고 보기는 어렵다.

TR-106은 참고문헌[32]에서 Fig. 15와 같이 LMDE 이후 처음으로 슬리브 행정에 따라 오리피스 면적을 변화시킬 수 있도록 고안된 형상을 제공하며, LMDE와 마찬가지로 슬리브와 핀틀 튜브 내측에 불연속 오리피스 홀이 가공되어 있다. 이러한 불연속 핀틀 오리피스를 적용함에 있어서의 문제는 참고문헌[33]에서 지적된 바와 같이 오리피스의 개도를 조절할 때에 슬리브와 핀틀 튜브 사이의 누설 가능성이다. 하지만, LMDE의 경우 split ring 씌울 사용하여 8 bar 가량의 차압에서 누설 문제가 발생하지 않았으며, LOX/Jet A-1의 고압 연소시험[34]에서 산화제 오리피스에서의 차압이 4~7 bar 수준이었음을 고려할 때에 누설문제는 기술적으로 해결 가능한 것으로 판단된다. 기존 연구개발 및 특허 사례를 볼 때에 액체-액체 추진제의 연속형 핀틀은 초기 시도 이후 연소효율 문제로 배제된 바 있고, 참고문헌[34]에서 수행한 총운동량비 1, 차단율 0.9 근처에서의 연소시험에서 핀틀팁 주변에 발생하는 고혼합비의 재순환영역이 핀틀팁에 접촉하면서 분사기 끝단이 손상된 사례가 보고되었다. 다만, 가스 핀틀 분사기의 연소해석 연구[36]를 통해 핀틀 분사기의 돌출 길이와 1, 2 열간의 거리가 핀틀팁 주변의 재순환 영역 구조 및 팁주변 온도분포에 영향을 주는 것으로 보고된 바 있으며, 충남대학교 연구[35]에서 수행한 총운동량비 1, 차단율 1의 값을 갖는 슬릿형, 2

열 직사각형 형태의 핀틀 분사기 연소시험 중 분사기 손상은 보고되지 않았으므로 이에 대한 추가 연구가 필요하다.

3.1.6 25K & 40K[37]

기존에 개발된 50K, 13K 엔진을 기반으로 25K와 40K엔진이 제작되었다. 헤드부는 TR-106과 유사하게 내열재가 적용된 스테인리스 스틸을 사용하였고, 25K, 40K 모두 단일 히트싱크

Table 8. Spec. of 25K & 40K Engine.

| Parameters  | Value            |
|---|------------------|
| Propellants   | LOX/RP-1         |
| Thrust(T)**   | 11 & 14 tonf     |
| Isp(sl.)  | no data          |
| Charc. vel. effcy.( $\eta C^*$ )                      | 98 & 96%         |
| Total mass flow rate( $\dot{m}_t$ )                   | 47.6 & 72.6 kg/s |
| Mixture ratio(OFR)                                    | 2.4 & 2.25       |
| Chamber pressure( $P_c$ )                             | 17.2 & 26.5 bara |
| Film Cooling%***                                      | 0/4/6/9%         |
| Chamber Dia.( $D_c$ )                                 | 462 mm           |
| Characteristic Length( $L^*$ ) <sup>*</sup>           | 249 cm           |
| Contraction ratio(CR)                                 | 3.6              |
| Area ratio( $A_e/A_t$ , $\alpha_{div}$ ) <sup>*</sup> | 4 (22°)          |
| Throat Dia.( $D_t$ )                                  | 576.6 mm         |
| Pintle Dia.( $D_p$ ) <sup>*</sup>                     | 137.5 mm         |
| $D_c/D_p$ <sup>*</sup>                                | 3.36             |
| Skip Ratio( $L_s$ ) <sup>*</sup>                      | 0.75             |

\* Calculated value from the knowns

\*\* At 25K & 40K configuration

\*\*\* 40K only. no film cooling for 25K

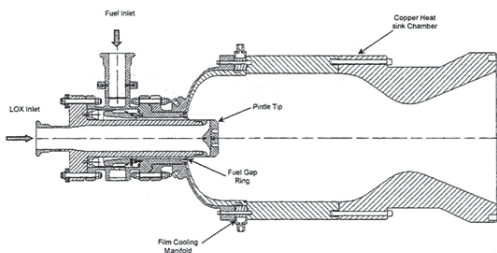


Fig. 16 25K & 40K LOX/RP-1 Engine[37].

(heat sink) 연소실을 공유하는 동일 직경의 핀틀을 적용하였다. 엔진 형상 및 제원은 Fig. 16과 Table 8에 제시하였다.

Fig. 16으로부터 계산한 특성 길이는 약 2,500 mm로 LOX/RP-1 연소실 노즐목 직경에 따른 축소비 2~2.5 보다 큰 축소비가 적용되면서 크게 증가하였다. 제시된 연소실의 중앙 핀틀 오리피스는 이전 사례와 마찬가지로 2열 불연속 사각형 오리피스를 채용하였으며, 40K 수소 엔진 등에서의 규격을 적용하여 초기 102 mm의 핀틀 직경을 사용하였으나 성능향상을 위해 133.5 mm로 변경한 것으로 보고되었다. 또한, 2열 핀틀 오리피스의 유량은 고회전비 영역에서의 혼합비가 높아지지 않도록 25%이하로 제한하였다. 헤드 플레이트에서의 충돌거리비는 1이나 환형 출구로부터 적용 시 0.75가 된다.

25K 시험결과, 13K로부터 스케일링한 연료값과 핀틀을 기준으로 기준 차단율보다 10% 작은 경우에서 최대효율이 발생한 것으로 보고되었다. 2차 유량을 증가시킨 경우(25K-3)와 오리피스 수량을 증가(25K-4) 시킨 경우는 기준 설계와 동등 수준의 성능을 나타내었다. 40K는 기준 설계 산화제 오리피스(차압 10.3 bar) 대비 긴 슬롯을 적용한 40K-2(차압 8 bar)에서 유사한 수준의 성능이 확인되었다. 오리피스 수량을 증가시킨 40K-3은 가장 낮은 효율을 나타내었으며, 충돌된 두 추진제가 연소실 벽까지 도달하지 못하여 연소실벽 주변에 연료과잉 영역을, 핀틀팁 주변으로는 산화제 과잉 영역을 형성하는 것으로 분석되었다. 40K-2와 가장 큰 환형 갭 조합에서 95.2%의 특성연소속도 효율이 확인되어 연료분사속도의 감소가 성능에 크게 영향을 주는 것으로 보고되었다. 다만, 면적 정보 등이 제공되지 않아 최대 효율 발생조건에서의 총운동량비를 추정할 수는 없었다.

3.2 특허

LMDE에서 언급한 Elverum의 특허[21]는 핀틀 분사기의 기본 형상과 원리에 대한 내용을 소개하고 있다. 그밖에 unit spacing(width)으로 정의되는 1차 핀틀 오리피스 배치 간격비는 환

형 시트의 갭과 비례하도록 해야 하며, 2차 핀틀 오리피스는 1차 오리피스를 지나는 추진제와의 추가 충돌혼합을 제어하여 효율을 향상 시키는 목적으로 설계되어야 함을 제시하고 있다.

T.Mueller는 핀틀팁 냉각에 대한 특허[38]를 취득하였는데, 역시 2열 핀틀 오리피스에 대하여 1열 오리피스를 지난 중심 유동이 좁아진 핀틀 중심에서 방사방향으로 길게 천공된 2열 오리피스의 통로를 따라 핀틀팁 부위를 냉각하며 분사되도록 하였다. 이때 핀틀 팁 부근에서는 doublet, triplet의 충돌형 분사 홀(hole)을 두어 화염을 핀틀팁으로부터 밀어내는 역할을 하도록 분사기 형상을 고안하였다.

1968년 Rosales에 의해 Fig. 17과 같이 핀틀 슬리브와 산화제 및 연료 유량을 모두 제어하는 형식의 가변 핀틀 특허[39]가 등록되었다. 당시에는 가압식 유량공급 조건에서 추력을 제어하기 위한 방식인 것으로 보이며, 가스발생기 사이클 엔진에서는 대신 고정 분사기 적용 가스발생기의 유량제어 밸브[40] 또는 가변 핀틀 적용 가스발생기 피드백 제어를 활용한 유량제어가 가능하다.

### 3.3 Northrop Grumann

2002년 노스롭 그루먼이 TRW를 인수한 이후에도 핀틀 분사기 연구는 이어지나 많은 자료가 공개되지는 않았다. 본 연구에서는 복수 핀틀이 적용된 TR-108을 제외한 2가지 사례를 다루었다.

#### 3.3.1. TR-107

TR-107 엔진은 TRW가 노스롭 그루먼에 인수되기 전부터 SLI 차세대 발사체용 부스터 개발을 목표로 개발한 다단연소사이클 엔진으로 LOX/RP-1을 추진제로 하며 추력 550 tonf, 연소압 177 bara이다. 초기 설계에서는 연소기와 단일 산화제과잉 예연소기에 모두 핀틀 분사기를 적용할 계획이었으나, 위험도분석을 통해 연소기에는 중례의 동축슬리브분사기를 적용하는 것으로 결정되었다.

#### 3.3.2 TR-202[41, 42]

TR-202는 LOX/LH<sub>2</sub>를 추진제로 하는 익스팬

더 사이클 엔진으로 Fig. 18과 같이 액체 수소는 재생냉각 채널과 터빈을 거쳐 환형 오리피스를 통해 가스 형태로 연소실에 공급된다. 액체산소는 슬리브에 의해 면적이 제어되는 1열의 긴 슬롯으로부터 분사된다. Fig. 18의 가변 오리피스 핀틀 분사기를 이용하여 고효율( $\eta C^* > 98\%$ ), 10:1 추력제어, 열전달, 넓은 혼합비 영역과 특성 길이에서의 민감도 등 요구조건을 모두 만족하는 것으로 보고되었다.

### 3.4 SpaceX

#### 3.4.1 Merlin Engine

Merlin 엔진은 TRW의 핀틀 엔진 기술을 바탕으로 2006년 공개된 Merlin 1A부터 1D++까지 성능을 개량하며 LMDE 이후 가장 성공적인 핀틀분사기 적용 엔진의 사례로 평가받고 있으나, 구체적인 사양은 공개되지 않고 있다. 1D+ 외관으로부터 추정된 형상은 연소실 직경 480 mm,

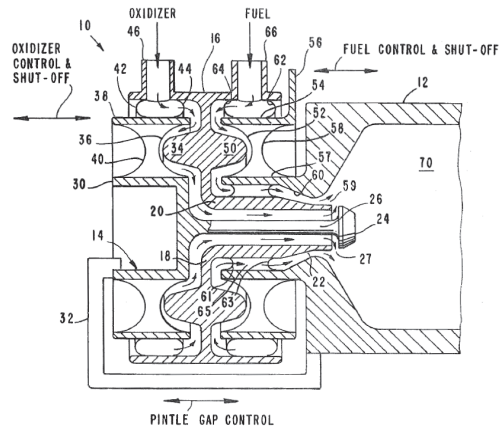


Fig. 17 Control valve embedded pintle injector[39].

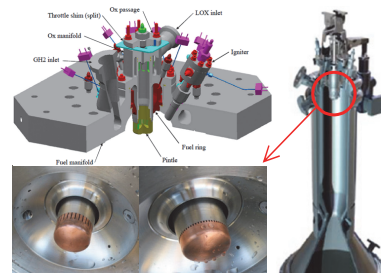


Fig. 18 TR-202 Engine[41, 42].

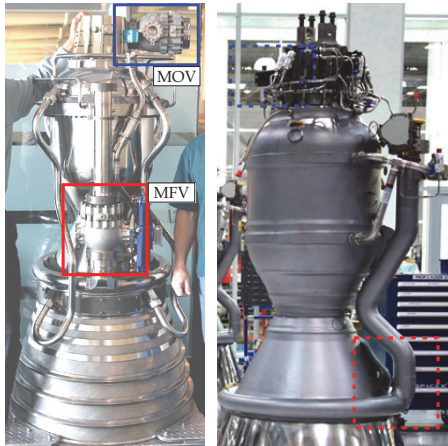


Fig. 19 Merlin 1C(left)[43], 1D(right)[44].

노즐목 직경 240 mm이며 이로부터 축소비는 4로 계산된다. 또한, 연소실 체적은 한국형발사체 1단 엔진 연소기의 연소실 체적과 거의 유사한 수준인 0.11 m<sup>3</sup>, Merlin 1A기준으로 연소실 핀틀 직경비는 약 3.5 내외로 추정된다. 이는 Fig. 22에 도시한 바와 같이 기존 핀틀 분사기의 추력-핀틀직경 추세와 유사하며, 이를 바탕으로 Merlin 1D+의 핀틀직경비를 추정해보면 약 3.3이 된다.

T.Mueller는 N.Y. Univ. 인터뷰에서 Merlin 엔진의 메인 밸브들을 제거한 것을 언급하였으며, 2011년도 이후에 Face-shutoff 핀틀 분사기를 개발하면서 메인 밸브가 제거된 것을 확인할 수 있다. Fig. 19의 Merlin 1C에서 확인되는 MOV, MFV가 Merlin 1D에서는 제거되었다. 또한 1D 이후로 확인되는 외부 막냉각 공급관은 MFV 제거로 인해 냉각채널에서의 분기가 불가능했기 때문으로 판단된다.

### 3.5 CSNA

#### 3.5.1 Chang 'E 3 Descending Engine[45]

중국 달착륙선인 창이 3호 하강엔진(Fig. 20)에 핀틀 분사기가 적용되었다. LMDE나 TR-202와 달리 산화제와 연료 및 막냉각 유량은 스텝 모터에 의해 구동되는 벤츨리 방식의 단일 유량 제어 밸브를 통해 전자적으로 제어되며, 슬리브는 별도의 구동장치 없이 연료압과 스프링-댐퍼

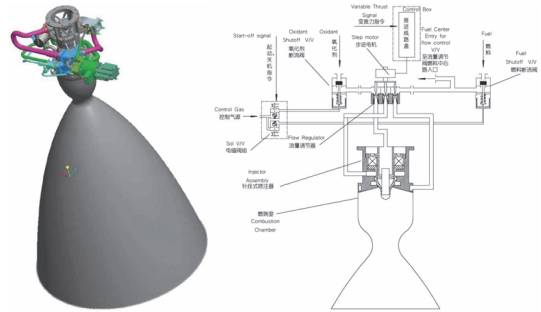


Fig. 20 Chang'E 3 Descending Engine[45].

를 활용한 것으로 추정되는 self adjustment 방식으로 구동된다. 창이 3호의 하강엔진은 최대추력 7500 N, 추력제어비는 5:1이고 약 2000 sec의 착륙 과정에서 20~60%의 범위에서 추력을 제어하며 발표된 논문의 추력곡선 기울기를 통해 추력제어 속도는 최소 3.2 %/s 이상인 것으로 확인되었다.

## 4. 핀틀 분사기 연소장치의 특성

앞절의 연소장치 개발 사례들로부터 연소실과 분사기에 대한 특성을 다음과 같이 정리하였다.

### 4.1. 연소실

연소실의 부피에 관련하여 참고문헌[11]에서는 핀틀 분사기가 적용된 연소실이 통상의 연소실 부피 대비 상대적으로 크고 축소비도 큰 값을 가지는 것으로 소개되었으나, 앞서 언급한 참고문헌[25, 26, 34]에서 통상 수준의 연소실 부피에서 운용이 가능함이 확인되었다. 다만, 축소비는 Merlin의 예를 볼 때에 참고문헌[24] 등에서 제시하는 통상적인 목직경-축소비보다는 다소 큰 값을 갖는다(Fig. 24). 핀틀 엔진 개발 초기에는 저비용 엔진 개발을 위해 막냉각 공급이 없거나 최소화된 내열재 연소실을 적용하였으나, 성능향상을 위한 연소압 및 벽면 열전달 증가로 인해 Merlin에서는 재생냉각 방식과 함께 1, 2차 막냉각 유량 공급을 통해 열손상을 방지하고 있다.

3.1에 기술된 TRW의 개발 엔진 추력과 연소

실 직경의 관계를 도시한 Fig. 21의 추세선은 Eq. 5의 정의와 유사하다. 다만, 그 기울기가 상대적으로 낮으며 250K와 유사한 추진제 조합인 LMDE와 하이드라진 3K 엔진의 경우 제시된 경향에 부합하는 반면, RP-1을 사용하는 40K과 LH<sub>2</sub>를 연료로 하는 TR-106는 각각 추세보다 크고 작은 연소실 직경을 갖는다. 이러한 차이는 Table 9에 제시된 추진제의 밀도 및 끓는점의 차이로 볼 때에 추진제의 기화 특성에 영향을 받는 것으로 볼 수 있다.

4.2. 핀틀 분사기

핀틀 분사기 직경과 직경비는 각각 Fig. 22와 22에 도시한 바와 같이 추력의 함수로 표현된다. 정확한 규격이 알려져 있지 않은 Merlin 엔진의 경우 1A는 공개된 사진에서의 비율로 볼 때에 분사기 직경비가 TRW의 추세선을 잘 따르는 것으로 확인되며, 이를 1D+에 적용하였을 때에는 약 3.3의 비를 갖는다.

충돌거리비는 1 근방을 추천하는 것으로 알려

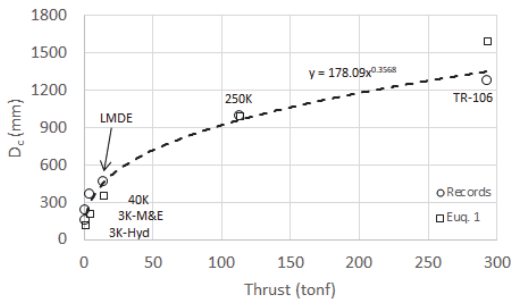


Fig. 21 TRW Engine Thrust .vs. Chamber Diameter.

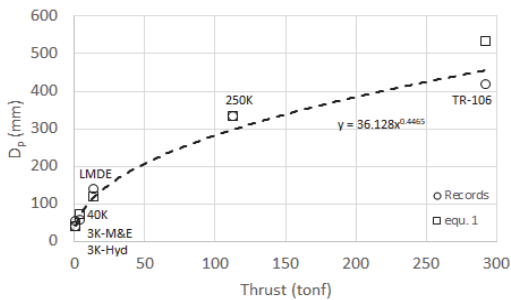


Fig. 22 TRW Engine Thrust .vs. Pintle Diameter.

져 있으나, 실제 개발사례에서는 0.25~0.8 사이의 값을 갖는다. 다만 헤드부 근방에서의 재순환 영역을 발생시키기 위한 둥근 헤드 플레이트에서는 고정 구조물의 돌출로 인해 플레이트 면을 기준으로 충돌거리비가 1이 되는 경우가 있다.

핀틀 오리피스 형상은 3K의 개발과정에서 확인 할 수 있듯이 혼합비, 질유량의 공간분포 균일성과 연소성능, 그리고 균등한 벽면 열전달에 지대한 영향을 미친다. 최적의 연소성능을 나타내는 오리피스 형상은 연속형이 아닌 불연속 사각 형태의 2열 분사기인 것은 TRW의 개발사례를 통해 확인할 수 있었다. 2열 유량은 15% 내외의 유량비를 가질 때 최대 성능을 갖는다. 또한, 하이드라진이나 수소와 같이 반응성이 높은 추진제의 경우 1열과 2열 오리피스가 동일 기저점을 가지며, Methane이나 RP-1 같은 탄화수소 계열의 추진제는 1, 2열 오리피스간 거리를 두었다.

Face-shutoff type의 분사기가 연속형 오리피스라는 증거는 발견하지는 못하였다. TRW는 대

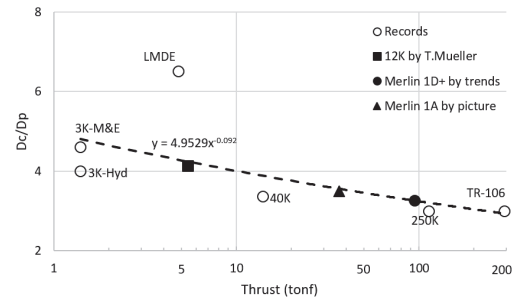


Fig. 23 Engine Thrust .vs. D<sub>c</sub>/D<sub>p</sub> in TRW and SpaceX engines.

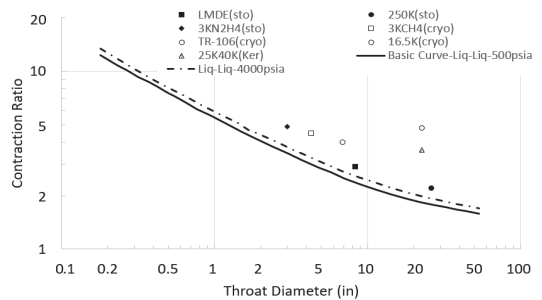


Fig. 24 Contraction ratio relationships [24] and Pintle injector engines.

부분 0.6 이하의 차단율로 분사기를 개발하였으며, 참고문헌[34]에서 시도된 높은 차단율의 핀틀 분사기에서는 핀틀 팁 주변으로 고훈합비의 재순환 영역을 형성하는데, 이를 연료의 운동량을 이용해 핀틀로부터 떨어뜨리지 못하면서 결국 핀틀 팁을 손상시키는 것으로 분석되었다.

그밖에 핀틀 분사기에서는 환형 갭과 핀틀의 동심도 공차를 엄격하게 관리해야 하는데[13], 3K 엔진[29]의 핀틀직경 7.6 mm기준으로 동심도 허용 공차는 0.0127 mm이다. 환형갭의 거리는 참고문헌[21]에서 unit spacing과 직접적으로 비례한다고 언급하였는데, TRW의 대부분의 분사기 오리피스 수량은 36개이므로 unit spacing 또한 추력의 함수로 나타낼 수 있다.

고추력 엔진의 경우 산화제를 중심 추진제로 선정하며, 3K 하이드라진 엔진 보고서[29]에는 그 기준을 0.45 tonf로 제시하였다. 핀틀 팁의 소재는 TRW의 각 엔진 개발 초기에는 스테인리스 스틸 소재를 적용하였으며, 이후 nickel 200, aluminide niobium alloy, nickel-beryllium-cooper alloy 등을 사용하였으며, 저비용 핀틀 엔진에서는 복합재료를 적용하기도 하였다. 다만, 참고문헌[34, 35]에서는 스테인리스 스틸 소재를 손상없이 적용한 경우가 보고되었다.

#### 4.3 유공압적 특성

핀틀 엔진의 성능에 큰 영향을 주는 것으로

Table 9. Propellants properties.

| Name  | Density(kg/m <sup>3</sup> ) | T <sub>Boil</sub> (K) |
|---|-----------------------------|-----------------------|
| FLOX (F 80%)  | 1,479                       | 86                    |
| N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>   | 1,450                       | 294                   |
| LOX   | 1,140                       | 90                    |
| N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> (Hydrazine)                                   | 1,005                       | 387                   |
| A-50(Aerozine 50)   | 903                         | 343                   |
| RP-1  | 810                         | 420                   |
| UDMH  | 793                         | 336                   |
| LCH <sub>4</sub> + LC <sub>2</sub> H <sub>4</sub><br>(LCH <sub>4</sub> 55%) | 487                         | 116                   |
| LH <sub>2</sub>   | 71                          | 20                    |

알려진 총운동량비의 경우 기준값은 1로 알려져 있다. Purdue를 비롯한 대학연구에서도 이 기준값 주변에서 최대 효율이 나타나는 것으로 보고되었고, Rupe의 액체 제트 충돌연구[46], TRW의 가스-액체 핀틀 분사기 개발 보고서[47]에서도 기준값에서 최대 연소 효율이 발생함을 보고하고 있다. 그러나, 액막-제트의 충돌에 대한 기초 연구는 아직 이루어지지 않았으며, 일부 대학에서 수행된 연소시험의 경우 총운동량비의 변화가 혼합비 변화를 동반하였거나 시험결과의 변별력이 다소 부족한 한계가 있었다. TRW의 3K, 250K 엔진 등에서의 최대 연소특성속도 효율은 총운동량비 2~3 근방에서 발생되었다. 따라서, 고정 혼합비에서의 총운동량비 변화에 대한 성능변화에 대한 추가 연구가 요구된다. 그밖에 3K 하이드라진 엔진 시험에서 중앙 분사기 오리피스의 차압이 높을수록 연소성능이 총운동량비, 혼합비에 둔감한 것으로 보고되었다.

#### 4.4 핀틀 구동방식

핀틀 엔진의 추력제어를 위해서는 유량제어와 함께 핀틀 분사기의 면적 제어를 통한 분사기 차압 유지가 요구된다. 다만, 핀틀 분사기는 연소실의 접선방향 모드에 대해 음향학적 노드에 위치하며, 추진제 충돌 후의 스프레이 형상, 즉 에너지 공급 형상은 평면이 아닌 콘 형태이므로 길이 및 방사방향 모드에 대해서도 열음향적 안정성을 갖는다. 따라서 기존의 헤드 플레이트에 고루 분포하는 고정식 분사기에서 연소안정성을 위해 연소압 대비 차압이 5~25%로 유지되어야 하는 이유와 달리, 핀틀 분사기에서는 추력제어 중 추력 감소시 공급 유량 및 추진제의 운동량 감소에 따른 연소효율 감소방지가 차압유지의 목적이 된다.

핀틀 분사기의 면적제어는 구동부의 기계적 운동을 필요로 하며, LMDE와 TR-202에서 구현한 기계식 레버리지 방식, 창이 3호의 self adjustment 방식, 그밖에 서보밸브를 활용한 유압식으로 구현될 수 있다. 그러나 능동식 추력제어 장치 개발사례는 상세히 알려진 바가 없어 후속으로 추가적인 연구가 필요하다.

## 5. 결 론

SpaceX의 성공적인 재사용 발사체 운용으로 인해 액체로켓 엔진 추력제어에 대한 관심과 더불어 핀틀 분사기에 대한 연구가 최근 대내외적으로 활발히 이루어져 왔다. 본 연구에서 제공하는 핀틀 분사기 엔진 개발 사례를 모아 분석 결과를 제시함으로써, 향후 액체-액체 핀틀 분사기 적용 연소장치 개발의 기초자료로 활용될 것으로 기대한다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 항공우주기술시드사업(FR20M26)의 지원을 통해 수행되었습니다.

## References

- Ragab, M.M., Cheatwood, F.M., Hughes, S.J. and Lowry, A., "Launch Vehicle Recovery and Reuse," *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, 2015.
- Webb, R., "Is it worth it? The Economics of Reusable Space Transportation," *ICEAA Int. Training Symposium*, 2016.
- Richardson, M.P. and Hardy, D.W.F., "Economic Benefits of Reusable Launch Vehicles for Space Debris Removal," *68th IAC*, 2017.
- NASA Associate Deputy Administrator for Policy, *Falcon 9 Launch Vehicle NAFCOM Cost Estimates*, NASA, Washington DC, World Wide Web location [http://www.nasa.gov/pdf/586023main\\_8-3-11\\_NAFCOM.pdf](http://www.nasa.gov/pdf/586023main_8-3-11_NAFCOM.pdf), 2011.
- Federal Aviation Administration, *The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018*, World Wide Web location <http://www.faa.gov/go/ast>, 2018.
- Hughes, T., "Reopening the American Frontier: Promoting Partnerships Between Commercial Space and the U.S. Government to Advance Exploration and Settlement," *Congressional Hearing*, 2017.
- Casiano, M.J., Hulka, J.R. and Yang, V., "Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review," *JPP*, Vol. 26, No. 5, pp. 897-923, 2010.
- Betts, E.M. and Frederick, R.A. Jr., "A Historical Systems Study of Liquid Rocket Engine Throttling Capabilities," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Ex.*, Nashville, Tennessee, USA, Jul. 2010.
- Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A. and Klevanski, J., "Comparative Study of Kerosene and Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages", *4th Int. Conf. of Launcher Tech*, 2002.
- Choi, H.S., Seol, W.S. and Lee, S.Y., "Development of Liquid Propellant Rocket Engine for KSR-III," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 8, No. 3, pp. 75-86, 2004.
- Dressler, G.A. and Bauer, J.M., "TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Ex.*, Las Vegas, Nevada, USA, Jul. 2000.
- Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, USA, 1992.
- Yang, V., Habiballah, M., Hulka, J. and Poop, M., *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*, AIAA, USA, 2004.
- Heister, S.D. and Ashgriz, N., *Handbook of Atomization and Sprays*, Springer, New York, USA, 2011.
- Escher, D.W., "Design and Preliminary Hot

- Fire and Cold Flow Testing of Pintle Injectors," *MSc. Thesis*, PSU, USA, 1996.
16. Lee, S.J., Koo, J.Y. and Lee, Y.B., "Technology and Developing Trends of Pintle Injector for Throttleable Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 4, pp. 107-118, 2017.
  17. Fisher, S.C. and Rahman, S.A., *Remembering Giant*, NASA History Division, Washington, DC, USA, 2009.
  18. Dressler, G.A., "Summary of Deep Throttling Rocket Engines With Emphasis On Apollo LMDE," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Ex.*, Sacramento, California, USA, July, 2006.
  19. Farrow, K.L., Garman, J.A. and Gernstain, T.M., "Operating characteristics of the apollo lm descent engine with helium ingestion and propellant depletion in a simulated space environment," *AEDC-TR-67-193*, 1967.
  20. Wormer, S.R.V. and Walter, S.D., *Capistrano Test Site*, Archaeological Resource Management Corporation, CA, USA, 2010.
  21. Elverum, G. Jr., *Liquid Propellant Rocket Engine Coaxial Injector*, US3699772, 1972.
  22. Mageean, J.V., *Space Storage Propellant Performance*, NASA-CR-72486, 1969.
  23. Hammock, W.R. Jr., Currie, E.C., and Fisher, A.E., *Apollo experience report descent Propulsion System*, NASA-TN-D-7143, 1973.
  24. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering For Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, AIAA, 1992.
  25. Austin, B.L., Heister, S.D. and Anderson, W.E., "Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants," *JPP*, Vol. 21, No. 4, 2005.
  26. Yu, I.S., Kim, S.H., Ko, Y.S., Kim, S.J., Lee, J.H. and Kim, H.M., "Combustion Performance of a Pintle Injector Rocket Engine with Canted Slit Shape by Characteristic Length and Total Momentum Ratio," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 1, pp. 36-43, 2017.
  27. Bornhorst, B.R., Powell, M.F., Grims, D.A., Fleiszar, M.J. and Powell, P.W., *Injector/Chamber Scaling evaluation TRW injector development*, AFRPL-TR-69-199, 1969.
  28. Mageean, J.V., *Space Storage Propellant Performance*, NASA-CR-72486, 1969.
  29. Carter, W.A. and Bellt, G.S., *Development and Demonstration of a N2O4/N2H4 Injector*, AFRPL-TR-69-231, Oct. 1969.
  30. Gavitt, K., Mueller, T., Wong, T., Thom, H., Murpy, C. and Weede, J., "TRW LCPE 650 KlbF LOX/LH2 Test Results," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Ex.*, Huntsville, Alabama, USA, 2000.
  31. Gavitt, K. and Mueller, T., "Testing of the 650KlbF LOX/LH2 Low Cost Pintle Engine(LCPE)," *37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Ex.*, Salt Lake City, UT, 2001.
  32. Eickmann, K.E., et. al., *A Review of United States Air Force and Department of Defense Aerospace Propulsion Needs*, Natl. Academy of Sci., Washington, DC, 2006.
  33. Nam, J.S., Lee, K.W., Park, S.J., Huh, H.I. and Koo, J.Y., "Spray Characteristics of a Movable Pintle Injector with Pintle Tip Shape," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 47, No. 9, pp. 658-664, 2019.
  34. Kim, J.K., Hwang, D.K., Kwang, D.H., Lee, B.Y. and Choi, H.S., "Hot-Firing Test of 1.5 tonf-class Thrust Chamber applied Pintle Injector for Liquid Rocket Engine," *KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, Nov. 2019.
  35. Ryu, H.B., Kim, S.H., Ko, Y.S., Kim, S.J.



- and Kim, H.M., "Experimental Investigation on Combustion Performance of the Pintle Injector Engine with Equal Blockage Factor," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, Dec. 2016.
36. Chang, Y., Zou, J., Li, Q., Cheng, P. and Zhou, K., "Numerical Study on Combustion and Heat Transfer of a GOX/GCH4 Pintle Injector," *APISAT*, Vol. 459, Springer, Singapore, 2018.
37. Mueller, T. and Dressler, G., "TRW 40klbf LOX/RP-1 Low Cost Pintle Engine Test Results," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Ex.*, Huntsville, Alabama, USA, Jul. 2000.
38. Mueller, T., *Pintle Injector Tip with active cooling*, US7503511, 2009.
39. Rosales, L.A. and Young, A.L., *Control valve and co-axial variable injector*, US3534909A, 1968.
40. Seo, D.B., So, Y.S., Hwang, C.H., Lee, G.J., Kim, S.H. and Han, Y.M., "Result of Combustion Pressure Control during Combustion Test for Performance Margin Evaluation of 75 tonf Liquid Rocket Engine," *KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, Nov. 2019.
41. Klem, M.D. and Smith, T.D., "Propulsion and Cryogenics Advanced Development (PCAD) Project Propulsion Technologies for the Lunar Lander," *6th Space Technology and Applications International Forum: Space Colonization*, Albuquerque, New Mexico, USA, February 10, 2008.
42. Gromski, J.M., Majamaki, A.N., Chianese, S.G. and Weinstock, V.D., "Northrop Grumman TR202 LOX/LH2 Deep Throttling Engine Technology Project Status," *42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Ex.*, Huntsville, Alabama, USA, Jul. 2010.
43. "Merlin 1C", World Wide Web location <https://www.teslarati.com/wp-content/uploads/2019/02/Merlin-1C-Steve-Jurvetsonc.jpg>, 2019.
44. World Wide Web location [http://www.b14643.de/Spacerockets\\_2/United\\_States\\_1/Falcon-9/Merlin/index.htm](http://www.b14643.de/Spacerockets_2/United_States_1/Falcon-9/Merlin/index.htm), 2020.
45. Lei, J., Lan, X., Zhang, R. and Chen, Y., "The development of 7500N variable thrust engine for Chang'E-3," *Chinese Science*, Vol 44, 569-575pp, 2014.
46. Rupe, J.H., *The liquid-phase mixing of a pair of impinging steams*, JPL Progress Report No. 20-195, 1953.
47. Carter, W.A., *Gas-Liquid Space Storable propellant performance*, NASA CR-72708, 1970.