

## 연소기 노즐확장부 제작 및 재료 기술 동향

이금오\* · 유철성\* · 최환석\*

### A Technical Trend of Manufacturing and Materials of Nozzle Extension for Thrust Chamber

Keum-Oh Lee\*\* · Chul-Sung Ryu\* · Hwan-Seok Choi\*

#### ABSTRACT

The combustion chamber and nozzle of a liquid rocket engine should be protected from the high temperature combustion gas generated by the chamber. An upper-stage nozzle extension has a large expansion ratio, therefore, The light-weight refractory materials have been used since the weight impact on the launcher performance is crucial. Gas film cooling and ablative cooling methods were used before, but were not applicable nowadays. Radiative cooling method with niobium alloy, Ni-based superalloy and ceramic based composite has been used to this day.

#### 초 록

액체 로켓 엔진의 연소기는 높은 온도의 연소가스를 발생시키므로 연소실과 노즐은 열적으로 보호되어야 한다. 상단용 엔진의 노즐확장부는 큰 노즐 팽창비를 갖기 때문에 무게가 발사체 성능에 미치는 영향이 크므로 경량 내열 소재가 개발되어 사용되어 왔다. 가스 냉각 방식과 흡열 냉각 방식은 이전에는 널리 사용되었으나 지금은 잘 사용되지 않았으며, 니오븀 합금이나 니켈 기반 초합금, 세라믹 복합재를 사용하는 복사 냉각 방식은 지금까지도 발사체 상단에 많이 사용되고 있었다.

Key Words: Combustion Chamber(연소기), Nozzle Extension(노즐확장부), Composite Materials(복합재료), Niobium Alloy(니오븀 합금), Superalloy(초합금)

#### 1. 서 론

액체 로켓 연소기는 고압의 연료와 산화제가 분사기(injector)를 통하여 연소실에 분사된 후 연소되어 추력을 발생시킨다. 연소시 연소실에서

의 가스 온도는 노즐 목에서 3,600K에 이르며, 노즐에서의 가스 온도는 팽창하면서 감소하지만 일반적으로 1,200K 이상의 고온이다. 지상이 아닌 고공에서 사용되는 2단용, 3단용 로켓 엔진은 높은 효율을 위하여 큰 확대비를 가진 종 형태(bell-shaped)의 노즐확장부를 사용하게 되고, 이러한 노즐확장부를 통하여 배출되는 가스는 그 온도가 높기 때문에 확장부가 고열에 의하여 녹

\* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: kol@kari.re.kr

아내리거나 큰 변형이 발생하는 등 손상될 수 있다. 따라서 이러한 문제를 극복하기 위해서 연구자들은 연소기 챔버의 실린더부나 노즐목부에 사용되는 재생냉각 방식을 노즐 확장부에도 적용하거나 터보펌프에 사용된 가스를 노즐확장부를 냉각시키는데 사용되기도 하고, 고열에 견딜 수 있는 재료를 사용하여 복사 형태로 열이 외부로 빠져나가도록 하여 노즐확장부를 제작하였다[1]. 본 연구에서는 일반적으로 상단(upper stage)에서 사용되는 연소기 노즐 확장부에 사용된 재료와 제작 기술에 대한 동향들을 조사하였으며, 서로의 장단점을 비교하였다.

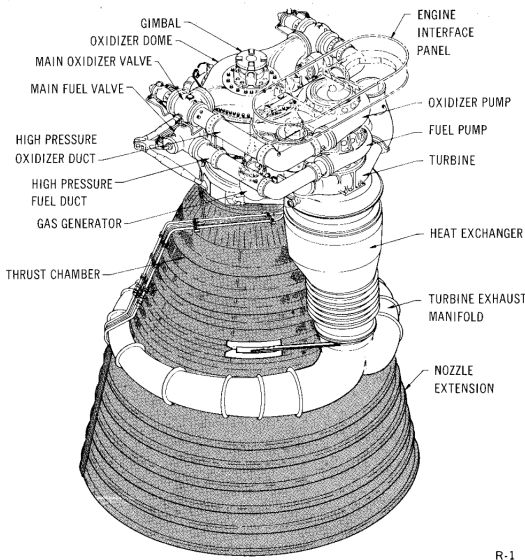


Fig. 1 F-1 Engine of Saturn V [2]

## 2. 1960-1980년대에 사용되었던 노즐 확장부

### 2.1 가스 냉각 방식

미국은 1960년대 아폴로 계획을 수행하면서 상단엔진에 적용하기 위한 다양한 노즐확장부를 설계하였으며, Saturn V에 사용된 F-1 엔진의 연소기 챔버에서 노즐 팽창비가 10:1까지는 재생냉각 방식을, 10:1부터 16:1까지 노즐확장부(Fig. 1)는 터빈의 배기가스를 이용한 냉각방식을 적용

하였다.[1, 2] 이러한 배기가스를 이용한 냉각방식을 가스 냉각이라고 하며, 이 냉각방식은 노즐 확장부를 냉각하는 효율적인 방법일 뿐만 아니라 노즐의 열손상과 후연소(afterburning) 문제도 줄여주는 방법이다. 여기에 사용된 재료는 Inconel 625, Hastelloy C, 347 CRES 등과 같은 초합금(superalloy)으로 고온에서 고강도에 비교적 높은 연성을 유지하는 재료들이다. Saturn 발사체 이후 대형 발사체로 계획되었던 NOVA 발사체도 347 스테인리스강을 이용한 가스 냉각 방식으로 설계되었으나 예산문제로 1964년 폐기되었다[3].

### 2.2 흡열 냉각 방식

Titan III에서는 흡열냉각 또는 내열 삭마 냉각(Ablation-cooled) 방식의 노즐확장부가 사용되었다[1]. 흡열 냉각 방식은 주로 복합재료를 사용하며, 내열부를 점진적으로 태우는(charring) 방법으로 재료를 삭마시켜 열을 배출한다. 일반적으로 흡열 냉각 방식에 사용되는 내열 삭마 재료는 기계적 강도가 약하기 때문에 내부와 외부에 유리/플라스틱 복합재료를 벌집구조 방식으로 제작하여 노즐부를 구조적으로 보강한다. 이 방식의 노즐확장부는 가스냉각 방식보다 가벼우며 복사 냉각 방식에 비해 높은 열 유속에서도 연속적으로 작동이 가능한 장점이 있으며, 가스 냉각 방식이나 재생냉각 방식에 비해서 제작비용이 저렴하다. 하지만, 노즐 확장부를 재사용하기 어렵기 때문에 연소시험을 여러 번 수행할 수 없으며, 장시간 사용했을 때 삭마로 인해 노즐 내부 형상이 많이 바뀌는 약점이 있다.

아폴로의 달 착륙 모듈용 엔진이었던 TRW TR-201 엔진은 5.5톤 추력에 재점화가 가능한 엔진으로서[4] 16:1까지의 노즐 팽창비까지는 내열 삭마 라이너를 내피(inner jacket)로 사용하고 티타늄 합금인 6Al-4V titanium alloy를 외피(outer jacket)로 사용하였고, 이후 43:1까지의 노즐확장부는 복사냉각방식인 니오븀 합금으로 제작되었다. 흡열 방식으로 제작된 노즐부에서 외피로 사용된 티타늄의 최고 작동 온도가 700K에 이르지 않도록 내열 삭마재료를 사용하여 온도를 낮추

는 방식으로 설계되었으며, 이 엔진은 아폴로 프로그램에서 10회의 비행에 사용되었고, 1974년에서 1988년까지의 Delta 발사체의 상단 엔진으로 77회 사용되었다.

### 3. 현재에도 많이 사용되는 노즐 확장부

가스 냉각 방식과 흡열 냉각 방식은 전통적으로 사용하였던 냉각 방식이었으나, 노즐 확장부가 너무 무겁고 흡열 냉각 방식은 시험시 삭마가 되어 재사용이 어렵다는 여러 문제들이 있다. 따라서 현재에는 대부분의 발사체 상단 엔진들은 복사 냉각 방식을 취하고 있으며, 이에 사용되는 대표적인 재료로서는 C103 니오븀 합금과 C/SiC와 같은 복합재료이다.



Fig. 2 Nozzle Extension of Merlin Engine [6]

#### 3.1 니오븀 합금을 사용한 복사 냉각 방식

니오븀 합금인 C103은 용융온도가 약 2700K에 이르고, 실제 복사형 노즐 확장부에서 견뎌야

하는 온도인 1700K을 견딜 수 있다. 일반적으로 고온 구조 재료로서 사용되는 니켈 기반 초합금이나 스테인리스강은 1700K에서 용융되기 때문에 일반적으로 노즐 확장부로서 사용되기 어렵다. 이러한 니오븀 합금의 장점으로 인하여 아폴로의 J-2 엔진[1]과 서비스 모듈[5] 및 달착륙 모듈[4]에서 사용된 엔진의 노즐 확장부로 제작되기 시작하여, 현재 Space-X에서 제작한 Falcon 9의 Merlin 엔진노즐 확장부[6]에 이르기까지 많은 발사체에서 사용되었다. 그러나 C103은 약 620K 이상에서 산소와 화학반응 하여 산화물이 발생하며, 재료가 취화(brittle)되게 되어 파괴위험이 높아진다. 따라서 C103에서는 산화문제를 방지하기 위해, 알루미늄나이드(aluminide) 코팅이나 실리사이드(silicide) 코팅을 사용하여 이 문제를 극복하였다[1]. C103은 주로 미국의 ATI Wah Chang에서 제작된다.

니오븀 합금을 사용한 노즐 확장부는 러시아 제니트 발사체의 Block DM Engine[7], Aerojet과 GenCorp사에서 개발한 2.5톤급 메탄 엔진[8]에서도 사용되었다.



Fig. 3 Altitude Testing of Methane Engine of Aerojet and GenCorp. [8]

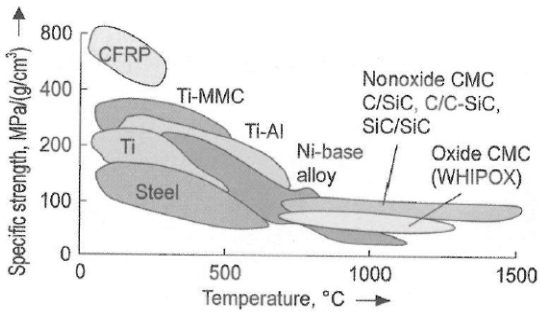


Fig. 4 Specific strength range of rocket engine structure materials with temperature [9]

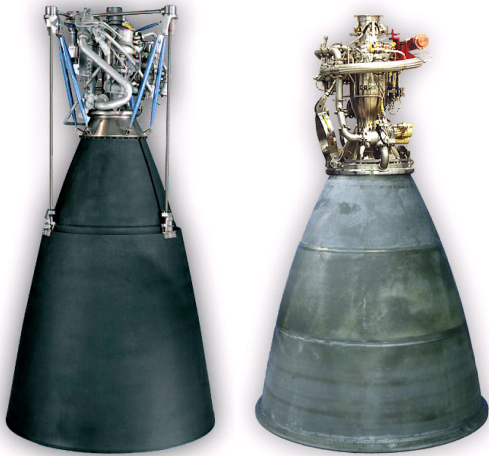


Fig. 5 Vinci Engine (Left) and Aestus Engine (Right) [12, 15]

### 3.2 복합재료를 사용한 복사 냉각 방식

초고온에서 견딜 수 있는 니오븀 합금 외에 세라믹 기반의 복합재료를 이용하면 역시 초고온에서 견딜 수 있는 노즐확장부를 제작할 수 있다. 내산화성이 뛰어난 세라믹 복합재료의 연신율(elongation)은 세라믹 재료보다 10배 이상 크며, 밀도(2.0-2.4g/cm<sup>3</sup>)도 일반 금속(8-9g/cm<sup>3</sup>)에 비해 매우 낮기 때문에[9] 복합재료를 사용하였을 때 비교적 가벼운 노즐확장부를 제작할 수 있다. 세라믹 복합재료는 밀도당 강도인 재료의 비강도가 온도에 따라서 크게 변하지 않고 높은 온도에 견딜 수 있기 때문에(Fig. 4) 노즐확장부에 요구 온도인 1,600~1,900K에서 작동될 수 있

다[10]. 또한 복합재료의 특징으로 인해 높은 파괴 인성치(fracture toughness)와 높은 열충격 저항성(thermal shock resistance)을 가지고 있어 연소시에 확장부가 받을 수 있는 충격을 잘 견딜 수 있으며, 낮은 열팽창계수를 가지고 있어, 고온에서 열응력 발생 정도를 낮출 수 있다.

노즐확장부로 사용된 복합재료는 Delta III에 사용되었던 RL10B-2 엔진의 carbon-carbon composite(C-C) 재료[11], Vinci 엔진(Fig. 5)에 사용되었던 C/SiC 재료[12], Vulcain 2 엔진에 사용되었던 C/C-SiC 재료가 있다[8]. 노즐 확장부를 위한 복합재료는 주로 유럽의 Snecma Moteurs사에서 Novoltech fabrication 기법으로 제작되었다[11].

러시아의 Khrunichev사의 RD-0146 엔진[13]과 Energia의 11D58M 엔진[14]은 C-C 복합재료를 사용하여 노즐 확장부를 제작하였다.



Fig. 6 Firing Test of 11D58M Engine [14]

### 3.3 니켈 기반 초합금을 사용한 복사 냉각 방식

니켈 기반의 초합금(superalloy)은 C103의 용융온도에는 못미치지만, 1300K 정도에까지는 강도가 매우 뛰어나기 때문에(Fig. 4) 노즐확장부의 온도가 1300K 이하로 설계가 되었다면, 이 재료가 가지고 있는 고온에서의 고강도 성질을 이용하여 낮은 무게의 노즐확장부를 제작할 수 있다. Ariane V 발사체의 상단으로 사용되었던 Aestus 엔진(Fig. 5)은 노즐 확장부가 니켈 기반의 초합

금인 Haynes 25[15]로 제작되었으며, 최대 벽면 온도가 1323K까지 견딜 수 있도록 설계되었고, 노즐확대부가 노즐부와 조립과 분리가 가능한 형태로 설계되었다. 이 엔진의 노즐확장부는 C/SiC재료로서도 역시 제작된 적이 있다[16]. 또한 미국에서 Constellation Program의 발사체 ARES I과 ARES V의 상단 엔진으로 개발될 예정이었던 J-2X의 설계에서도 원 설계에서는 탄소 섬유 강화 복합재를 사용할 예정이었지만, 백업 재료로서 열차폐 코팅(Thermal barrier coating)을 사용하여 노즐 확장부 벽면 온도를 260K 낮추었을 때 니켈 기반 초합금인 Haynes 230을 사용 가능한 것으로 나타나 이를 스피닝 공정을 사용하여 제작할 계획을 가지고 있었다[17].

#### 4. 결 론

상단용 액체로켓엔진 연소기의 노즐확장부에 사용된 재료의 종류 및 변화 동향에 대해서 기술하였다. 터빈 배기 가스 냉각 방식과 내열 삭마 재료를 사용한 흡열 냉각 방식은 아폴로 계획 시절에는 널리 사용되었으나 지금은 잘 사용되지 않았으며, 초고온에서 견딜 수 있는 니오븀 합금이나 니켈 기반 초합금, 낮은 밀도를 가지고 있는 세라믹 복합재를 사용하는 복사 냉각 방식은 지금까지도 발사체 상단에 많이 사용되고 있음을 알 수 있었다.

#### 참 고 문 헌

- "Liquid Rocket Engine Nozzles", NASA SP-8120, published by NASA, Washington D.C., 1976
- [http://history.msfc.nasa.gov/saturn\\_apollo/documents/F-1\\_Engine.pdf](http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/F-1_Engine.pdf)
- Walter F. Dankhoff, "The M-1 Rocket Engine Project", NASA TM X-50854, 1963.
- <http://www.flickr.com/photos/jurvetson/4464220730/>
- <http://www.adboo.com/cmnr/servicepropulsion.htm>
- <http://www.collectspace.com/ubb/Forum35/HTML/000454.html>
- <http://www.friends-partners.org/oldfriends/jgreen/blockd.html>
- <http://onorbit.com/node/2178>
- F. Breede, M. Frieß, "Development of Advanced CMC Materials for Dual-bell Rocket Nozzles", Sonderforschungsbereich Transregio 40, Jahresbericht 2009.
- Captain Steven Steel, "Ceramic Materials for Reusable Liquid Fueled Rocket Engine Combustion Devices", Materials in Space, The AMPTIAC Quarterly, Vol. 8, No. 1, 2004, pp. 39-43.
- T. Pichon, A. Lacombe, P. Joyez, R. Ellis, S. Humbert, F.M. Payne, "RL10B-Nozzle extension assembly improvements for Delta IV", AIAA-2001-3549.
- <http://cs.astrium.eads.net/sp/LauncherPropulsion/Vinci-Rocket-Engine.html>
- <http://www.russianspaceweb.com/rd0146.html>
- Sololovsky, M.I., Petukhov, S. N., Semuyonov, Yu. P. and Sokolov, B.A. , "Development of carbon-carbon nozzle extension for liquid fuel rocket motors", Thermophysics and Aeromechanics, Vol. 15, No. 4, 2008, pp. 671-677.
- <http://cs.astrium.eads.net/sp/LauncherPropulsion/Aestus-Rocket-Engine.html>
- Schmidt, S., Beyer, S., Knave, H., Immich, H., Meitring, R. and Gessler, A., "Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion technology application", Acta Astronautica, Vol. 55, 2004, pp. 409-420.
- Lightweight Nozzle Extensions for Liquid Rocket Engine, NASA SBIR 2007 Solicitation, 07-2 X9.04-9517 Proposal.