

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.3.097>

액체로켓 연소기 노즐확장부 제작 및 재료 기술 동향

이금오* · 유철성** · 최환석*

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

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 method was used before, but was not applicable nowadays. Ablative cooling method and radiative cooling method with niobium alloy, Ni-based superalloy and ceramic based composite have 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 방식은 이전에는 널리 사용되었으나 지금은 잘 사용되지 않으며, 니오븀 합금이나 니켈 기반 초합금, 세라믹 복합재를 사용하는 복사 냉각 방식과 흡열 냉각 방식은 지금까지도 발사체 상단에 많이 사용되고 있다.

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 가스 온도는 3,600 K에 이르며, 이후 노즐을 지나며 가스 온도는 감소하지만 일반적으로 1,200 K 이상의 고온이다. 지상이 아닌 고공에서 사용되는 2단용, 3단용 로켓 엔진은 높은 효율을 위하여 큰 확대비를 가진 종 형태(bell-shaped)의

접수일 2011. 11. 29, 수정완료일 2012. 4. 20, 게재확정일 2012. 4. 25

* 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: kol@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 24-25, 부산 노보텔 엠베서더) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

노즐확장부를 사용하게 되고, 이러한 노즐확장부를 통하여 배출되는 가스는 그 온도가 높기 때문에 확장부가 고열에 의하여 녹아내리거나 큰 변형이 발생하는 등 손상될 수 있다. 따라서 이러한 문제를 극복하기 위해서 연구자들은 연소기 챔버의 실린더부나 노즐목부에 사용되는 재생냉각 방식을 노즐확장부에도 적용하거나 터보펌프에 사용된 가스를 노즐확장부를 냉각시키는데 사용하기도 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 노즐확장부에 사용된 재료와 제작기술에 대한 동향들을 조사하였으며, 서로의 장단점을 비교하였다.

2. 전통적으로 사용되었던 노즐확장부

2.1 가스 냉각 방식

미국은 1960년대 아폴로 계획을 수행하면서 상단 엔진에 적용하기 위한 다양한 노즐확장부를 설계하였으며, Saturn V에 사용된 F-1 엔진의 연소기 챔버에서 노즐 팽창비가 10:1까지는 재생

냉각 방식을, 10:1부터 16:1까지 노즐확장부(Fig. 1)는 터빈의 배기가스를 이용한 냉각방식을 적용하였다[1, 2]. F-1 엔진의 그림(Fig. 1)에서도 터빈 후단에 위치한 열교환기를 거쳐서 노즐확장부 입구 쪽으로 터빈의 배기가스가 통과할 수 있도록 설계되어 있는 것을 알 수 있다. 이러한 배기가스를 이용한 냉각방식을 가스 냉각이라고 하며, 이 냉각방식은 노즐확장부를 효율적으로 냉각시킬 수 있으며, 노즐의 열손상과 후연소(afterburning) 문제도 효과적으로 줄여준다. 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 LR91-AJ-5 엔진(Fig. 2)이 사용되었는데, 이 엔진은 흡열냉각 또는 내열 삭마 냉각(Ablation-cooled) 방식의 노즐확장부가 사용되었다[1, 4]. 흡열 냉각 방식은 주로 복합재료를 사용하며, 내열부를 점진적으로 태우는(charring)

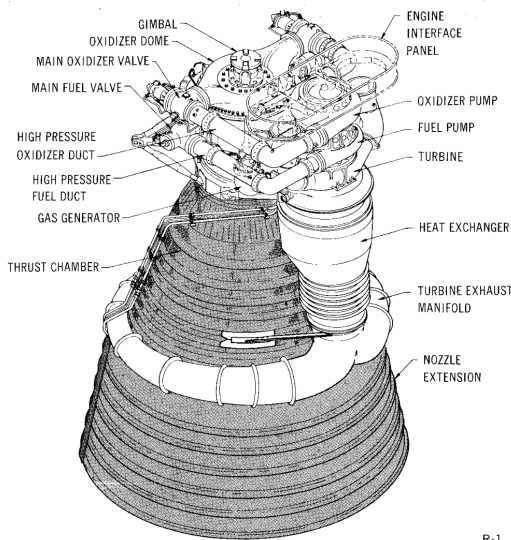


Fig. 1 F-1 Engine of Saturn V [2]

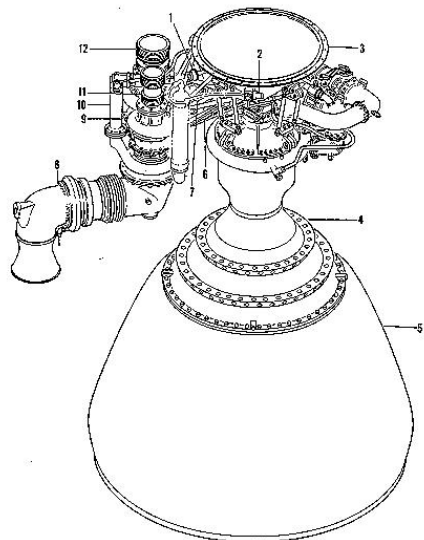


Fig. 2 LR91-AJ-5 Engine of TITAN III [4]

방법으로 재료를 삭마시켜 열을 배출한다. 일반적으로 흡열 냉각 방식에 사용되는 내열 삭마 재료는 기계적 강도가 약하기 때문에 내부와 외부를 유리/플라스틱 복합재료를 벌집구조 방식으로 제작하여 노즐부를 구조적으로 보강한다. 이 방식의 노즐확장부는 가스냉각 방식보다 가벼우며 복사 냉각 방식에 비해 더 높은 열 유속에서도 작동이 가능한 장점이 있다. 또한, 가스 냉각 방식이나 재생냉각 방식에 비해서 구조가 간단하여 제작비용이 저렴하다. 하지만, 노즐확장부를 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[5] 16:1까지의 노즐 팽창비까지 내열 삭마 라이너를 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 700 K에 이르지 않도록 내열 삭마 재료를 사용하여 온도를 낮추는 방식으로 설계되었으며, 이 엔진은 아폴로 프로그램에서 10회의 비행에 사용되었고, 1974년에서 1988년까지의 Delta 발사체의 상단 엔진으로 77회 사용되었다.



Fig. 3 RS-68 Engine of Delta IV [6]

아폴로 이후에 흡열 냉각 방식의 엔진은 많이 개발되지 않다가 Delta IV의 RS-68 엔진(Fig. 3)이 개발되었다. 이 엔진은 1990년대에 단순하고, 저렴하며 높은 추력을 낼 수 있는 발사체용 엔진을 목표로 개발되었다. RS-68 엔진은 현존하는 수소엔진 중 가장 큰 엔진이다[6]. 이 엔진은 흡열 냉각방식을 사용하였으며, 21.5:1까지의 노즐 팽창비까지 내열 삭마 재료로 만든 노즐을 사용하였다. 흡열 방식을 사용한 이 엔진은 이전에 개발되었던 Space Shuttle Main Engine (SSME)에 비해서 부품수가 80%정도 적기 때문에 낮은 효율에도 불구하고 경제적인 제작이 가능하였다.

3. 현재에도 많이 사용되는 노즐확장부

가스 냉각 방식과 흡열 냉각 방식은 전통적으로 사용하였던 냉각 방식이었으나, 노즐확장부가 너무 무겁고 흡열 냉각 방식은 시험 시 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.

3.1 니오븀 합금을 사용한 복사 냉각 방식

니오븀 합금인 C103은 용융온도가 약 2,700 K



Fig. 4 Apollo CSM [8]



Fig. 5 Nozzle Extension of Merlin Engine [9]

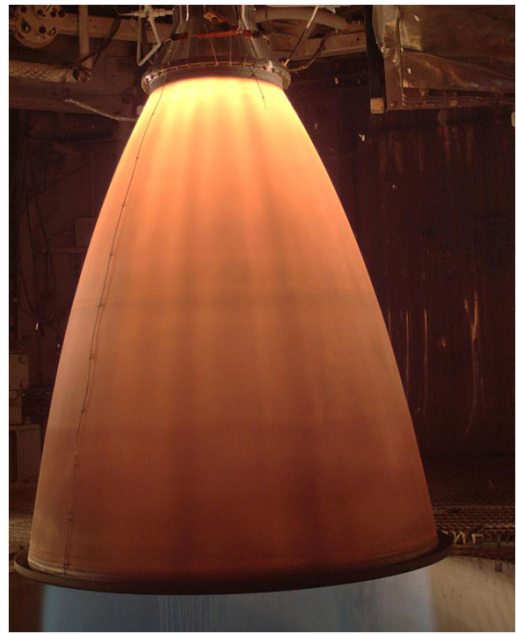


Fig. 6 Methane Engine of Aerojet and GenCorp. [11]

에 이르고, 실제 복사형 노즐확장부에서 견뎌야 하는 온도인 1,700 K을 견딜 수 있다. 일반적으로 고온 구조 재료로서 사용되는 니켈 기반 초합금이나 스테인리스강은 1,700 K에서 용융되기 때문에 일반적으로 노즐확장부로서 사용되기 어렵다. 이러한 니오븀 합금의 장점으로 인하여 아폴로의 달착륙 모듈[5] 및 서비스 모듈(Fig. 4)에서 사용된 엔진[7, 8]의 노즐확장부로 제작되기 시작하여, 현재 Space-X에서 제작한 Falcon 9의 Merlin 엔진노즐확장부(Fig. 5)에 이르기까지 많은 발사체에서 사용되었다[9]. 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 노즐확장부는 러시아 제니트 발사체의 Block DM Engine[10], Aerojet과 GenCorp사에서 개발한 2.5톤급 메탄 엔진(Fig. 6)에서도 사용되었다[11].

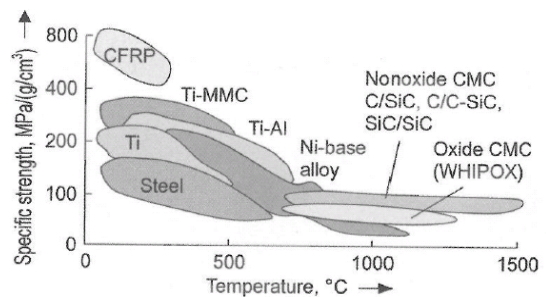


Fig. 7 Specific strength range of rocket engine structure materials with temperature [12]

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(2.0-2.4 g/cm³)도 일반 금속(8-9 g/cm³)에 비해 매우 낮기 때문에[12] 복합재료를 사용하였을 때 비교적 가벼운 노즐확장부를 제작할 수 있다. Fig. 7에는 온도에 대해 사용되는 로켓 엔진 재료의 비강도(Specific strength, 밀도당 강

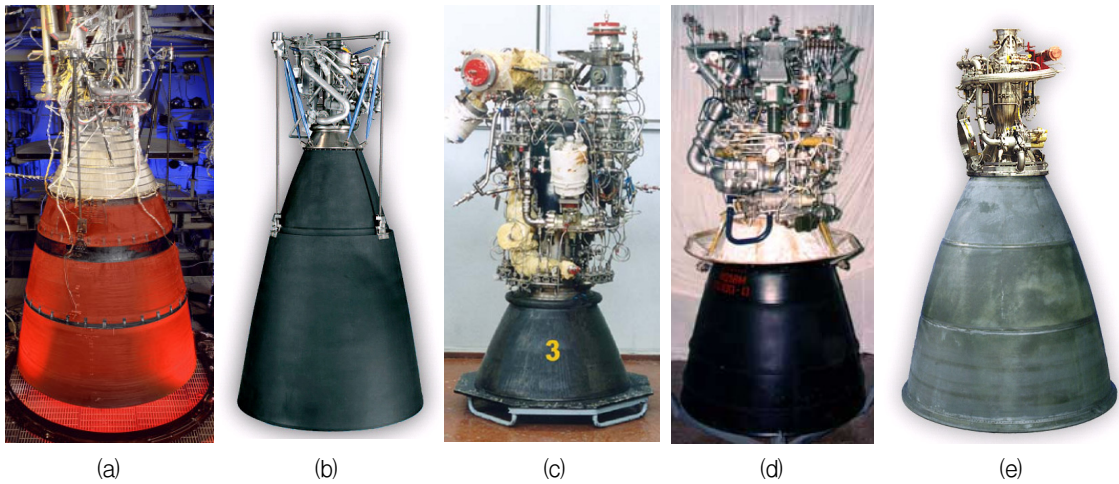


Fig. 8 Nozzle Extensions of Liquid Rocket Engine (a) RL10B-2, (b) Vinci, (c) RD-0146, (d) 11D58M, and (e) Aestus [14-18]

도)가 나타나 있다. 대부분의 금속은 온도가 높아질수록 비강도가 떨어지는 추세를 가지고 있으며, 1,300 K에 가까운 고온에서 사용될 수 있는 금속은 니켈기반의 초합금들이다. 그리고 그보다 고온에서 사용될 수 있는 세라믹 복합재료는 재료의 비강도가 온도에 따라서 크게 변하지 않고 높은 온도에 견딜 수 있기 때문에 노즐확장부 요구 온도인 1,600~1,900 K에서 작동될 수 있다[13]. 또한 복합재료의 특징으로 인해 높은 파괴 인성치(fracture toughness)와 높은 열충격 저항성(thermal shock resistance)을 가지고 있어 연소시 노즐확장부가 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 엔진(Fig. 8a)의 carbon-carbon composite(C-C) 재료[14], Vinci 엔진(Fig. 8b)에 사용되었던 C/SiC 재료[15], Vulcain 2 엔진에 사용되었던 C/C-SiC 재료들이 있다[12]. 노즐확장부를 위한 복합재료는 주로 유럽의 Snecma Moteurs사에서 Novoltex fabrication 기법으로 제작되었다[19].

러시아 Khruichev사의 RD-0146 엔진(Fig. 8c)과 Energia의 11D58M 엔진(Fig. 8d)은 C-C 복합재료를 사용하여 노즐확장부를 제작하였다[16, 17, 20].

3.3 코발트/니켈 기반 초합금을 사용한 복사 냉각 방식

코발트/니켈 기반의 초합금(superalloy)은 니오븀 합금 C103의 용융온도에는 못 미치지만, 1,300 K 정도까지는 강도가 매우 뛰어나기 때문에(Fig. 4) 노즐확장부의 온도가 1,300 K 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 노즐확장부가 니켈 기반의 초합금인 Haynes 25[18]로 제작되었으며, 최대 벽면 온도가 1,323 K까지 견딜 수 있도록 설계되었고, 노즐확대부가 노즐부와 조립과 분리가 가능한 형태로 설계되었다. 이 엔진의 노즐확장부는 C/SiC 재료로도 역시 제작된 적이 있다[21]. 또한 미국에서 Constellation Program의 발사체 ARES I과 ARES V의 상단 엔진으로 개발될 예정이었던 J-2X의 설계에서도 원 설계에서는 탄소섬유 강화 복합재를 사용할 예정이었지만, 백업 재료로서 열차폐 코팅(Thermal barrier coating)을 사용하여 노즐확장부 벽면 온도를 260 K 낮추었을 때 니켈 기반 초합금인 Haynes 230을 사용 가능한 것으로 나타나 이를 스피닝 공정을 사용하여 제작할 계획을 가지고 있었다[22].

4. 국내 액체 로켓 엔진 노즐확장부 기술동향

참 고 문 헌

국내에서 개발되고 있는 상단 액체 로켓 엔진의 노즐확장부(Nozzle Extension)는 연소실 및 노즐부에 사용되고 있는 재생냉각 방식을 확대 노즐부(Extended Nozzle)에 적용하여 개발되고 있다. 국내에서 연구가 되고 있는 복합재료를 이용한 복사 냉각 방식은 복합재료 특징상 제작이 매우 어렵고, 균일한 품질로 제작하는 것은 더욱 어렵기 때문에, 성능 및 품질 요구조건을 맞추기 위하여 다년간의 연구 및 검증과정이 병행되어야 한다. 현재 이러한 부분에 대한 연구가 진행되고 있으나 발사체에 사용되는 엔진의 노즐확장부로 사용하기에는 기술적인 검증이 이루어지지 않았다.

MMH를 연료로 하는 Aestus 엔진에서 사용했던 코발트/니켈 기반 초합금을 이용한 복사 냉각 방식도 검토가 되었으나 케로신/액체산소를 사용한 엔진에는 노즐확장부 일부 영역의 벽면 온도가 소재의 허용 한계를 초과하여 적합하지 않은 것으로 분석되었다. 니오븀 합금 C103을 이용한 복사 냉각 방식은 성능 및 품질 요구조건을 맞출 수 있으나 외국에서 수입이 가능해야 하며, 국내에서 제작공정 및 내산화코팅 기술을 개발한 후 연소기에 적용이 가능하다.

5. 결 론

상단용 액체로켓엔진 연소기의 노즐확장부에 사용된 재료의 종류 및 변화 동향에 대해서 기술하였다. 터빈 배기 가스 냉각 방식은 아폴로 계획 시절에는 널리 사용되었으나 지금은 잘 사용되지 않았으며, 내열 삭마 재료를 사용한 흡열 냉각 방식과 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.

1. "Liquid Rocket Engine Nozzles," NASA SP-8120, published by NASA, Washington D.C., 1976
2. http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/F-1_Engine.pdf
3. Walter F. Dankhoff, "The M-1 Rocket Engine Project," NASA TM X-50854, 1963
4. <http://www.titan2icbm.org/titanD.html>
5. <http://www.flickr.com/photos/jurvetson/4464220730/>
6. <http://en.wikipedia.org/wiki/RS-68>
7. Stechman, R. C., "Advanced Thrust Chamber Materials for Earth Storable Bipropellant Rocket Engines ", Acta Astronautica, Vol. 29, No. 2, 1993, pp. 109-115
8. http://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_Comm_and/Service_Module
9. <http://www.collectspace.com/ubb/Forum35/HTML/000454.html>
10. <http://www.friends-partners.org/oldfriends/jgreen/blockd.html>
11. <http://onorbit.com/node/2178>
12. Breede, F. and Frieß, M., "Development of Advanced CMC Materials for Dual-bell Rocket Nozzles," Sonderforschungsbereich Transregio 40, Jahresbericht, 2009
13. 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
14. <http://www.pw.utc.com/products/pwr/pulsionsolutions/r110.asp>
15. <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/vinci-rocket-engine.html>
16. <http://www.russianspaceweb.com/rd0146.html>

17. <http://www.energia.ru/english/energia/launchers/engines.html>
18. <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/aestus-rocket-engine.html>
19. Pichon, T., Lacombe, A., Joyez, P., Ellis, R., Humbert, S., Payne, F.M., "RL10B-Nozzle extension assembly improvements for Delta IV," AIAA-2001-3549, 2001
20. 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
21. 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, Issues 3-9, 2004, pp. 409-420
22. Lightweight Nozzle Extensions for Liquid Rocket Engine, NASA SBIR 2007 Solicitation, 07-2 X9.04-9517 Proposal, 2007