

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(8), 662-670(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.8.662

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

고도보정 노즐의 기술 및 특허 동향

최준섭*, 문태석*, 최종인*, 박상현*, 김한솔*, 허환일**

Technology and Patent Trends of Altitude Compensation Nozzles

Junsub Choi*, Taeseok Moon*, Jongin Choi*, Sanghyeon Park*, Hansol Kim* and Hwanil Huh**

Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Chungnam National University*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University**

ABSTRACT

The altitude compensation nozzle is a nozzle designed for optimum performance at all altitudes. A method of improving the specific impulse of the space launch vehicle is a method of improving the characteristic exhaust velocity which is a characteristic of the combustion chamber and a method of improving the thrust coefficient which is a characteristic of the nozzle. The altitude compensation nozzle enables improvement of the performance of the space launch vehicle by improving the nozzle performance for the same combustor. Research on altitude compensation nozzles has been actively carried out in the DLR in Germany and is being carried out in advanced countries such as the US, Russia, UK, Australia and Japan. In this paper, the technology trends and patent trends of altitude compensation nozzles are investigated and summarized. Based on this, the technical trends of altitude compensation nozzles is grasped and utilized as basic data for the study on the performance improvement of a launch vehicle.

초 록

고도보정 노즐은 모든 고도에서 최적의 성능을 발휘할 수 있도록 고안된 노즐이다. 발사체의 비추력을 향상시키기 위한 방법으로는 연소실만의 특성인 특성배기속도를 향상시키는 방법과 노즐만의 특성인 추력계수를 향상시키는 방법이 있다. 고도보정 노즐은 동일한 연소기에서 노즐의 성능 개선을 통해 발사체의 성능향상을 가능하게 한다. 고도보정 노즐에 대한 연구는 독일 DLR에서 활발하게 진행되고 있으며, 미국, 러시아, 영국, 호주, 일본 등 항공우주선진국에서도 진행되고 있다. 본 논문에서는 고도보정 노즐에 대한 기술 현황 및 특허 동향에 대해 조사하였다. 이를 바탕으로 고도보정 노즐의 기술흐름을 파악하고 발사체 성능향상 연구에 기초자료로 활용하고자 한다.

Key Words : Altitude Compensation Nozzle(고도보정 노즐), Technology Trend(기술 동향), Patent Trend(특허 동향)

† Received : March 29, 2018 Revised : July 26, 2018 Accepted : July 27, 2018

** Corresponding author, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr

I. 서 론

해수면 고도에서는 노즐 출구 압력이 주변 압력보다 낮기 때문에 추력 손실을 초래한다. 상승하는 동안, 고도조건에 따라 이상팽창이 발생할 수 있도록 노즐 출구를 점차적으로 증가시킬 수 있다면 전반적인 발사체의 성능이 향상 될 것이다. 이상적인 로켓 엔진을 기반으로 하여 상승 중 다양한 고도 조건과 일치시키는 기능을 가진 노즐을 고도보정 노즐이라고 한다.

특정 고도에서 이상팽창이 발생하도록 설계된 현재의 노즐들은 추력 손실을 피할 수 없기 때문에, 발사체의 성능 향상을 위하여 팽창비 조절이 가능한 고도보정 노즐에 대한 중요성은 점점 확대되어가고 있다.

로켓의 성능을 향상시키기 위해선 연소기의 성능향상이 필요하나 개발비용 등의 투자가 큰 부분이다. 반면, 고도보정 노즐은 비교적 적은 부담을 갖는 발사체의 성능향상 대안으로서 동일한 연소기에서 노즐만을 개선하여 발사체 전체의 성능향상이 가능할 것으로 예측된다. 현재 이와 같은 이점으로 고도보정 노즐에 대한 연구가 주요 항공우주선진국을 중심으로 진행되고 있다.

고도보정 노즐의 종류로는 듀얼 벨 노즐(Dual Bell Nozzle), E-D 노즐(Expansion-Deflection Nozzle), Aerospike 노즐, Extendible 노즐 등이 있다. 고도보정 노즐 중 듀얼 벨 노즐과 E-D 노즐에 대한 연구가 미국, 독일, 영국, 일본 등에서 수행되고 있으며, 특히 독일 DLR (German Aerospace Center)에서 지속적으로 연구가 진행되고 있다[1-7].

국내에서는 충남대학교에서 듀얼 벨 노즐과 E-D 노즐에 대한 연구가 진행되고 있다. 듀얼 벨 노즐에 대한 연구로는 국외 기술자료 및 논문을 바탕으로 듀얼 벨 노즐 설계를 위한 핵심변수를 분석[8,9]하였고, 한국형발사체 1단 노즐을 기반으로 한 수치해석 연구[10,11], 설계변수에 따른 천이특성 연구[12]가 수행되었다. E-D 노즐에 대한 연구로는 국외 연구개발 동향분석[1], 추력 특성에 대한 수치해석 연구[13], 한국형발사체를 기반으로 하여 듀얼 벨 노즐과 E-D 노즐을 결합한 노즐의 성능을 분석[14]하였다. 또한 고도보정 노즐의 실제 적용 시 발사대에 미치는 영향을 분석하기 위하여 발사대 화염 유도로 설계에 대한 수치해석 연구를 수행하였다[15].

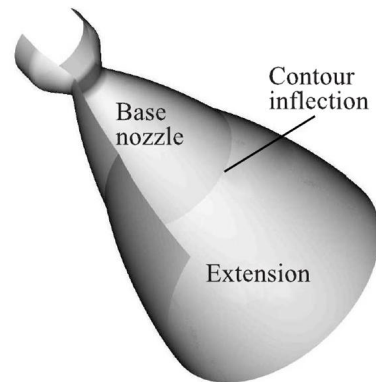
본 논문에서는 고도보정 노즐에 대한 기술 현황 및 특허 동향에 대해 조사 및 분석하였다. 이

를 바탕으로 고도보정 노즐에 대한 기술흐름을 파악하고, 추후 고도보정 노즐을 통한 발사체 성능 향상 연구에 기초자료로 활용하고자 한다.

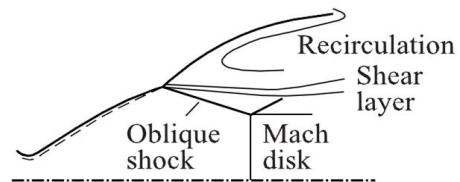
II. 고도보정 노즐의 기술 동향

2.1 듀얼 벨 노즐

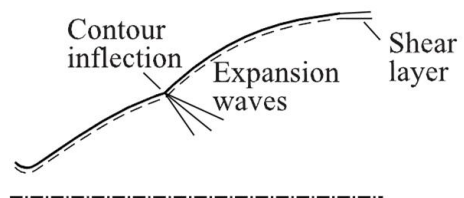
듀얼 벨 노즐은 Fig. 1과 같이 팽창비가 다른 두 개의 벨 노즐이 결합된 형태이며, 구동장치 없이 노즐의 형상을 통해 고도보정을 가능하게 한다. 로켓의 지상 발사 시, 노즐 팽창부의 변곡점 위치에서 유동박리가 일어난다. 변곡점에서 생성된 충격파는 상승시의 대기압이 낮아지면서 Prandtl-Meyer 팽창파로 변하면서 변곡점 뒤 노즐 벽면에 붙게 되고, 충격파는 노즐 출구 방향으로 이동하게 된다. 그러나 지상에서 고공으로



(a) Dual bell nozzle



(b) Operating mode at sea level



(c) Operating mode at high altitude

Fig. 1. The dual bell nozzle and its operating mode[2]

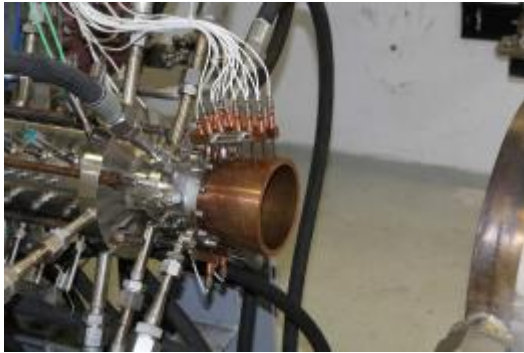


Fig. 2. Dual bell nozzle at test facility P6.1 in Lampoldshausen[17]

의 천이 영역이 설계점보다 먼저 발생하는 점과 과대팽창영역에서의 유동박리 및 추하중과 고고도용 노즐확장부에서의 열부하 등의 문제가 추가적으로 발생한다는 문제점이 있다[2,16].

최근 독일의 DLR에서는 LO_x/CH_4 를 이용하여 연소실험을 진행하였다[17]. Fig. 2와 같이 독일 Lampoldshausen의 P6.1 시험시설에서 진행된 연소실험은 노즐 벽면 압력 측정을 통해 주로 유동박리에 대한 연구로 공급압력 9 MPa, 질량유량 1.25 kg/s의 조건에서 진행되었다.

2.2 E-D 노즐

E-D 노즐은 노즐 벽면을 향한 유동 흐름을 편향시켜주는 핀틀이라는 구조물이 존재한다. 핀틀의 존재로 플룸은 벨 노즐보다 바깥 방향을 향해서 흐르며 노즐 확장 비율을 유지하면서 기존의 벨 노즐보다 노즐의 길이를 더 짧게 만들 수 있다[18]. 노즐 길이의 절감은 결과적으로 탑재중량 이득을 얻을 수 있는 가능성이 있다.

E-D노즐은 Fig. 3과 같이 저고도에서는 물리적으로 나타나야하는 출구면적보다 작은 노즐유

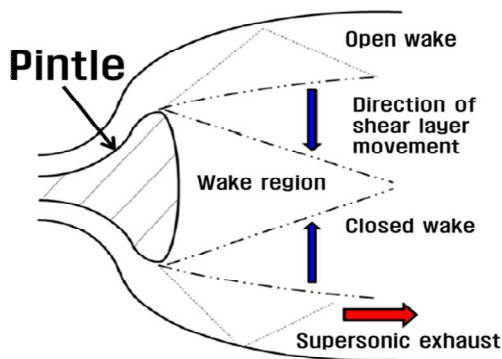


Fig. 3. Flow phenomenon of E-D nozzle[19]

효면적을 가지게 되지만, 고고도에서 노즐 압력비가 증가하게 되면 노즐 유효 면적 역시 증가하게 된다. 따라서 고고도에서 더 유리한 성능을 가질 수 있다.

또한 핀틀을 움직이도록 설계하여 노즐 목 면적을 변화시킬 수 있다. 노즐 목 면적의 변화는 챔버압력을 유지하면서 효과적인 스로틀을 가능하게 한다.

E-D 노즐은 노즐 목에 높은 열하중이 작용하는 점과 더불어 다른 노즐에 비해 형상 설계가 어렵다는 문제점이 있다. 하지만 최근에는 expander cycle[19]이 열하중 문제를 해결하기 위한 냉각 시스템 방안으로 제시되었고, 설계 프로그램이 발달하면서 발사체 적용을 위한 연구가 수행되고 있다.

2.3 Aerospike 노즐

Aerospike 노즐의 경우 주변 압력은 팽창에 제한을 두고 플룸의 팽창과 관련된 추력 손실은 발생하지 않는다. Aerospike 노즐은 Extendible 노즐과 달리 가변 노즐 형상과 관련된 복잡한 제어가 필요 없다. 또한 Aerospike 노즐의 장점은 주위 압력이 노즐 팽창을 제어하여 플룸이 고도에 따라 변하기 때문에 해수면에서도 효율적으로 운용 가능하다. 하지만, plug에 엄청난 열하중이 가해진다는 단점이 존재한다[20].

미국에서는 Fig. 4와 같이 Aerospike 노즐을 적용한 고체로켓 성능비교분석을 위하여 기존의 Conical 노즐과의 비교를 진행하였다. 그 결과, Aerospike 노즐의 성능이 Conical 노즐보다 작게 측정되었는데, 그 이유로는 Aerospike 노즐의 목면적이 설계 면적보다 커졌기 때문이라고 분석하



Fig. 4. Conventional conical nozzle(left) and aerospike nozzle(right) [21]

였다. 이러한 논문을 통하여 획기적으로 성능을 향상시킬 수 있는 방안이 되지만 오히려 설계가 정교하지 못할 경우에는 역효과가 나는 것을 알 수 있다[21].

2.4 Extendible 노즐

Extendible 노즐은 발사 시에는 이동형 스킵트가 저고도 노즐의 바깥에 위치하여 저고도 노즐로 추력을 얻고 고고도에 이르면 외부의 스킵트가 이동하여 고고도 노즐형상을 이루는 방법이다. Extendible 노즐의 단점은 고고도 노즐용 스킵트 이동을 위한 추가적인 기계장치의 설치로 인한 중량의 증대와 정상작동을 위한 제어 등의 문제가 존재한다[16].

이동형 확장 노즐의 개념은 Fig. 5와 같이 Ariane 5의 상단엔진 개량형으로 개발 중인 VINCI에 적용되었다. VINCI는 상단이 발사체와 분리된 후 확장 노즐이 작동하여 최대 엔진 효율을 낼 수 있게 개발되고 있다[16].

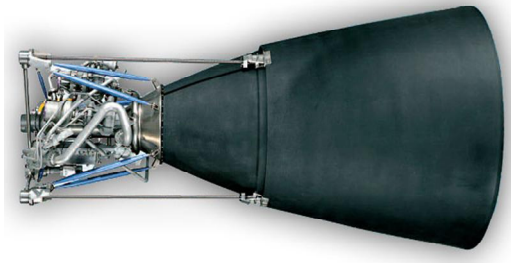


Fig. 5. Vinci rocket engine[22]

Table 1은 고도보정 노즐의 장점과 단점을 비교한 것이다. 대체로 고도보정 노즐은 전체 운용 고도에서 추력 효율 및 탑재 중량을 증가시키는 장점을 가지고 있다. 하지만 노즐의 냉각 문제 및 구조적 문제, 제작의 어려움, 제작비용 증가 등 단점을 가지고 있다. 고도보정 노즐의 장점을 유지하면서, 단점을 극복하는 것이 실제 발사체에 적용을 위한 중요한 과제가 될 것이다.

Table 1. Advantages and disadvantages of altitude compensation nozzles

	Advantages	Disadvantages
Dual bell nozzle	<ul style="list-style-type: none"> • High reliability because there are no moving parts • Provides a net specific impulse gain for the entire trajectory compared to conventional bell nozzles • Increased payload weight 	<ul style="list-style-type: none"> • Decrease of specific impulse during flow transition • Increase nozzle length and weight • Unstable flow due to large separation • Increase of side load during flow transition
E-D nozzle	<ul style="list-style-type: none"> • Reduced nozzle length relative to conventional bell nozzles • Increased payload weight • Thrust vector control by throttle • Pintle position may move to optimize performance 	<ul style="list-style-type: none"> • Higher throat heat flux • Reduced system reliability due to moving elements and cooling system
Aerospike nozzle	<ul style="list-style-type: none"> • Reduced nozzle length relative to conventional bell nozzles • Altitude compensation results in greater performance(no separation at over-expanded) • Thrust vector control by throttle 	<ul style="list-style-type: none"> • Higher heat flux • Cooling • Aerospike is more complex and difficult to manufacture than bell nozzle • More costly
Extendible nozzle	<ul style="list-style-type: none"> • Increased thrust efficiency • Increased payload weight 	<ul style="list-style-type: none"> • Reduced system reliability due to moving elements and cooling system • Increased nozzle weight • More costly

III. 고도보정 노즐의 특허 동향

3.1 듀얼 벨 노즐

듀얼 벨 노즐은 1960년대 미국에서 처음으로 특허 등록되었으며, 이후 국가별 특허등록 건수 및 연도별 특허등록 건수는 Fig. 6과 같다. 1990년대 이후 CFD 기법의 발달과 고도보정 노즐의 유동해석 연구가 증가하면서 특허 등록건수도 증

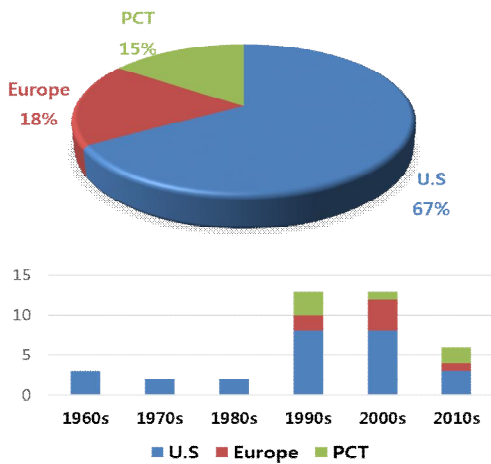


Fig. 6. Patent status on dual bell nozzle

가하였다. 특히 독일의 DLR을 중심으로 유럽 및 국제 특허 건수가 증가하는 경향을 보이고 있다.

Table 2는 듀얼 벨 노즐의 특허 기술 분석을 통한 기술 흐름을 나타낸 것이다. 1965년 모든 고도에서 최고의 추력을 발생시키기 위하여 노즐 면적비를 증가시키는 개념[23]으로 듀얼 벨 노즐에 대한 특허가 등록되었다. 2008년에는 러시아에서 발사체 비행 궤적에 따른 Laval 노즐의 추력 증가 방법[24]으로 듀얼 벨 노즐에 슬롯(Slot)의 개념을 적용시킨 개념이 특허로 등록되었다.

슬롯 노즐은 Fig. 7과 같이 듀얼 벨 노즐의 확장부(Extension)에 슬롯을 추가함으로써 저고도에서의 유동 박리에 의해 발생하는 비추력 손실

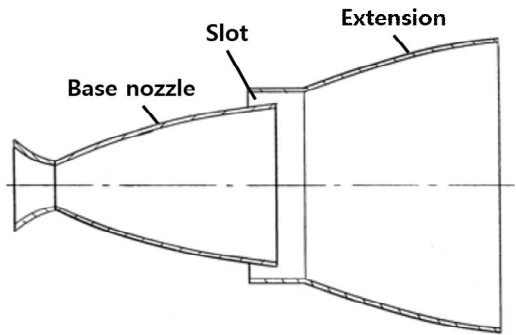


Fig. 7. Slot nozzle with a dual bell nozzle[16]

Table 2. Trend of patents on dual bell nozzles[23-25]

1965	2008	2013
[US3352495] Nozzle construction	[EP2137395B1] Rocket engine Laval nozzle	[US8938972B2] Engine apparatus and method for reducing a side load on a flying object
The concept of increasing the area ratio of the nozzle to obtain the maximum thrust in the operation trajectory	Method of increasing thrust of Laval nozzle according to flight trajectory	How to reduce the side load of the nozzle when starting and stopping the engine

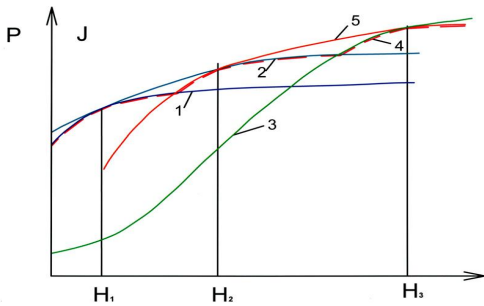


Fig. 8. Altitude characteristics of nozzle (1. earth nozzle, 2. high altitude nozzle, 3. vacuum nozzle, 4. slot nozzle, 5. ideal nozzle) [26]

을 줄일 수 있다[16].

슬롯 노즐의 작동 원리[26]는 다음과 같다.

1. 해수면 조건에서 듀얼 벨 노즐과 달리 대기압이 팽창부의 흡으로 유입되므로 주 유동에서 박리가 생성된다. 이로 인해 슬롯의 위치에 따라 박리 위치를 결정할 수 있으므로 노즐을 설계 목표치와 근접하게 작동시킬 수 있다.
2. 고고도 비행 시 대기압이 낮아지므로 유동은 점차 후류방향(노즐 출구)으로 확장된다.
3. 고고도 이상의 영역에서는 노즐 확장부의 끝까지 유동이 확대되어 고도에 맞는 큰 팽창비

로 작동하게 된다.

Figure 8은 이 과정을 그래프로 나타낸 것이다. 그래프의 슬롯 노즐의 성능(Fig. 8의 4번 곡선)을 보면 고도에 따라 항상 최적의 성능을 나타낼 수 있다.

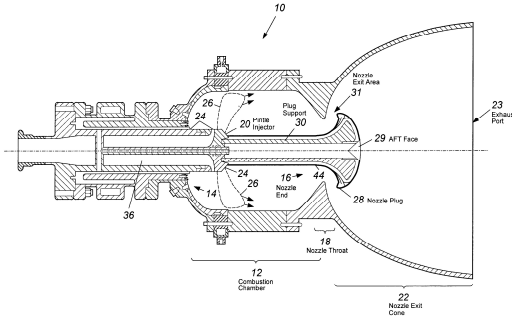
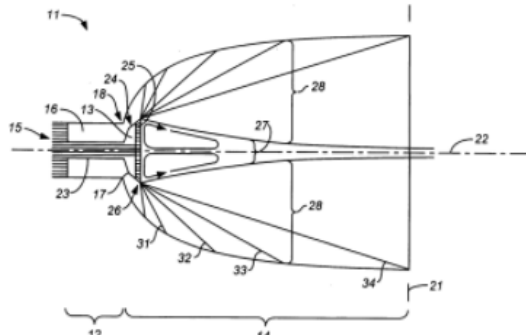
2013년에는 독일 DLR에서 로켓 엔진의 시동 및 작동 중지 시 노즐 축 부하를 감소시키는 방법[25]에 대한 특허가 등록되었다. 이 특허는 듀얼 벨 노즐의 단점인 노즐 축 부하를 감소시키며, 로켓 발사 시 확장부를 분리시킬 수 있다. 또한 스커트를 사용하여 노즐 출구 단면적을 증가시켜 고도보정의 효과를 볼 수 있다.

3.2 E-D 노즐

E-D 노즐의 주요 특허로는 Table 3의 특허 기술 흐름과 같이 2003년 등록한 TRW사의 특허 [27]와 2010년 등록한 Aerojet-General사의 특허 [28]가 있다.

TRW사의 특허의 경우 노즐 주위의 배압을 변화시켜 노즐 추력 계수를 증가시키는 로켓엔진에 대한 특허이다. 고도에 따른 노즐 팽창비 변화가 고도 보정 효과로 이어지고 각 고도에서 최대 추력 계수 확보가 가능하다. 또한 23:1의 팽창비를 가지는 일반적인 벨 노즐에 비해 노즐 길이를 최대 60% 감소시킬 수 있는 장점이 있다. 또한 노

Table 3. Trend of patents on E-D nozzles[27,28]

2003	2010
[US6591603B2] Pintle Injector Rocket with Expansion-Deflection Nozzle	[US7823376B2] Thrust augmentation, Expansion-Deflection nozzle
	
The nozzle plug aerodynamically self compensates for changes in ambient backpressure at the nozzle exit cone such that the nozzle thrust coefficient is maximized for any ambient backpressure	Secondary injector at the rear of the plug is used to extinction the recirculation zone to increase thrust

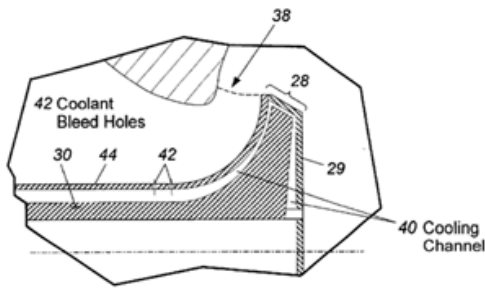


Fig. 9. Nozzle plug cooling channel[27]

즐 플러그의 열하중 경감을 위하여 Fig. 9와 같은 냉각기술을 제시하였다. 플러그 지지대 안쪽으로 유입된 냉각유체는 플러그 뒷면부터 냉각채널을 따라 흐른다. 이후 냉각 블리드 홀을 통해 배출되며 외부 벽면을 막 냉각하는 방법으로 냉각기술을 구현하였다.

Aerojet-General사의 E-D 노즐 특허는 핀틀 인젝터와 E-D 노즐 플러그를 결합한 형태를 가지고 있다. E-D 노즐은 플러그의 형상으로 인해 플러그 후방부에 재순환 영역이 형성되는데, 이로 인해 노즐의 유효 면적비를 감소시켜 노즐의 성능을 저하시키게 된다. Aerojet-General사의 특허는 이를 보완하기 위한 방법으로 노즐 목 이

후 플러그 후방부에 연료 또는 공기를 분사하여 노즐 내의 재순환영역을 소멸시키고, 큰 유효 면적비를 갖게 하였다.

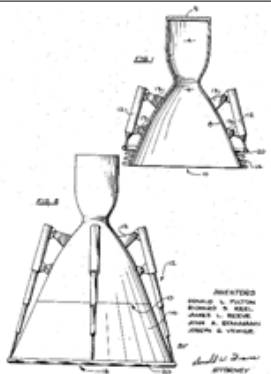
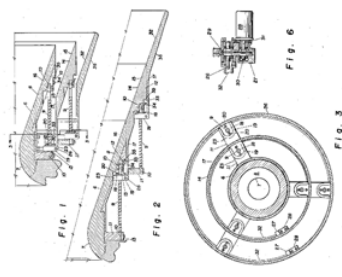
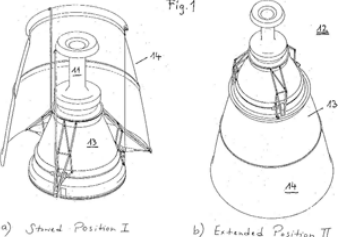
3.3 Extendible 노즐

Extendible 노즐의 특허는 노즐 소재 기술, 노즐 확장, 전개 기술, 노즐 냉각 기술, 노즐 설계 기술 등 4가지 세부 기술 중에서 노즐 확장, 전개 기술에 대하여 조사 분석하였다.

Table 4는 Extendible nozzle의 기술흐름을 나타낸 것으로 기술의 발전 방향에 따라 외부 구동기를 이용한 노즐 확장 연구 단계[29], 탑재성 및 부피를 고려한 노즐 확장 형상 연구 단계[30], 2단부 노즐 전개를 통한 노즐 확장 형상 연구 단계[31]로 발전해 오고 있음을 알 수 있다. Extendible nozzle의 연구가 진행됨에 따라 문제점인 확장된 형상의 고정, 연결, 연소로 인한 진동으로부터의 구조적 안정성을 향상시키기 위한 연구가 진행되고 있다.

확장 방법으로 구동기와 같은 외부 장치를 이용한 방법을 시작으로 탑재성 및 부피를 고려한 전개 방식에 대한 연구가 수행되었으며, 최근에는 2단부 노즐 전개를 통한 형상 연구 단계가 진행되고 있다.

Table 4. Trend of patents on extendible nozzles[29-31]

1964	1981	2004
[US3346186 A] Extendible rocket nozzle comprised of a coated flexible mesh subsequently deployed and heated to become impermeable	[US4383407 A] Extendible thrust nozzle for rockets	[US2005016179 A1] Extendible exhaust nozzle bell for a rocket engine
		
Study of nozzle extension shape using external actuator	Study of nozzle extension shape considering mounting capability and volume	Study of nozzle extension shape for expansion of extendible nozzle part

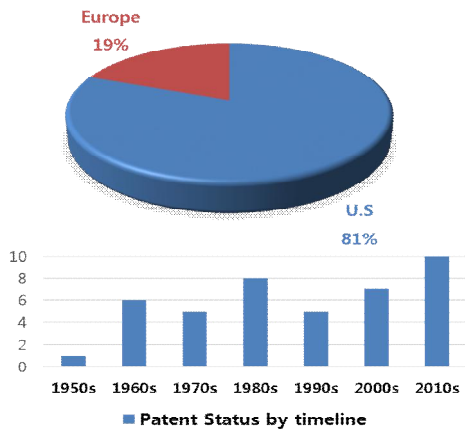


Fig. 10. Patent status on extendible nozzle

Extendible nozzle의 개념이 등장한 1950년 이후 국가별, 연도별 특허는 Fig. 10과 같다. 연도별로 특허 등록 건수가 많지는 않지만 꾸준히 연구개발이 진행되고 있다고 볼 수 있다.

이 장에서는 고도보정 노즐의 특허 동향에 대해 살펴보았다. 각 노즐별 특허의 기술흐름을 보면 노즐의 개념적인 특허가 등록된 이후 주로 노즐의 형상과 관련된 특허가 등록되어 왔다는 것을 알 수 있다. 고도보정 노즐의 노즐 구동부의 구조적인 문제 및 냉각 문제 등의 극복방안은 아직 특허 출원이 많지 않은 분야로 국내에서도 특허를 통한 기술 확보가 가능할 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 논문에서는 발사체 성능을 향상시키기 위한 고도보정 노즐의 기술 및 특허 동향에 대해 살펴보았다.

고도보정 노즐은 크게 듀얼 벨 노즐, E-D 노즐, Aerospike 노즐, Extendible 노즐 등이 있다. 최근 독일 DLR에서 고도보정 노즐에 대한 연구가 활발히 진행되고 있고, 미국, 영국, 러시아, 호주, 일본 등 다른 항공우주선진국에서도 진행 중에 있다.

듀얼 벨 노즐은 모든 고도에서 최고 추력을 발생시키기 위한 노즐 면적비 증가 개념으로 제시되었다. 이후 저고도에서 유동 박리에 따른 비추력 감소를 줄이기 위한 슬롯 노즐 기술과 노즐의 측부하를 감소시키기 위한 기술로 발전되어 왔다. E-D 노즐은 핀틀 인젝터와 플리그를 결합하는 형태로 발전하였고, 2차 인젝터를 통해 단점인 재순환 영역에 의한 추력 손실을 보완하였다.

Extendible 노즐은 노즐 확장 개념에서 탑재성 고려, 노즐 확장 형상에 대한 연구로 발전해 오고 있다.

국내에서도 발사체 성능향상대안으로서 고도보정 노즐에 대한 관심과 투자가 필요하다. 이와 더불어 특허 회피 전략 수립 및 정기적인 해외 특허 동향을 파악하는 것이 필요할 것으로 판단된다.

후 기

이 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음.

References

- 1) Moon, T., Park, S., Choi, J., and Huh, H., "Research Trends of an E-D Nozzle for Altitude Compensation," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 10, 2017, pp.844~854.
- 2) Genin, C., Stark, R., Haidn, O., Quering, K., and Frey, M., *Experimental and Numerical Study of dual-bell Nozzle Flow*, Progress in Flight Physics, Vol. 5, Torus Press, Moscow, 2013, pp.363~376.
- 3) Genin, C., Gernoth, A., and Stark, R., "Experimental and Numerical Study of Heat Flux in dual-bell Nozzles," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 1, 2013, pp.21~26.
- 4) Genin, C., and Stark, R. "Experimental Study of dual-bell Nozzles," *2nd European Conference for Aerospace Sciences*, 2007.
- 5) Goetz, A., Hagemann, G., and Kretschmer, J., "Advanced Upper Stage Propulsion Concept-The Expansion-Deflection Upper Stage," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2005-3752, July 2005.
- 6) Hagemann, G., Immich, H., Nguyen, T. V., and Dumnov, G. E., "Advanced Rocket Nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp.620~634.
- 7) Taylor, N. V., and Sato, T., "Experimental and Computational Analysis of an Expansion Deflection Nozzle in Open-wake Mode," *26th AIAA Aerodynamics Conference*, AIAA 2008-6924, August 2008.

- 8) Choi, J., and Huh, H., "Technology Review and Development Trends of Dual-Bell Nozzle for Altitude Compensation," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 5, 2015, pp.456~465.
- 9) Kim, J., and Huh, H., "Characteristics and Key Parameters of Dual Bell Nozzles of the DLR, Germany," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 11, 2015, pp.952~962.
- 10) Kim, J., Choi, J., and Huh, H., "Preliminary CFD Results of a Dual Bell Nozzle based of the KSLV-II," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 6, 2016, pp.18~28.
- 11) Choi, J., and Huh, H., "Numerical Study on Transition Characteristics of Dual Bell Nozzle with Expansion Ratio Fixed," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 3, 2017, pp.68~75.
- 12) Kim, J. H., and Huh, H., "Transition Characteristics with Design Parameters of Dual Bell Nozzle," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers-B*, Vol. 42, No. 7, 2018, pp.503~511.
- 13) Hwang, H., and Huh, H., "Numerical Study on Thrust Characteristics of an E-D Nozzle for Altitude Compensation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 3, 2016, pp.87~95.
- 14) Moon, T., and Huh, H., "Specific Impulse Gain for the KSLV-II with Combination of Dual Bell Nozzle and E-D Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 1, 2018, pp.16~27.
- 15) Oh, H., Lee, J., Um, H., and Huh, H., "Numerical Study for Flame Deflector Design of a Space Launch Vehicle," *Advances in Space Research*, Vol. 59, No. 7, 2017, pp.1833~1847.
- 16) Kwon, M. C., and Semenov, V. V., "Thrust Characteristics of Slot Nozzle with Dual-Bell Contour," *KSPE Fall Conference*, 2013, pp.562~565.
- 17) Schneider, D., and Genin, C., "Impact of Different Chemical Models on the Numerical Prediction of Dual-Bell Nozzle Transition," *Sonderforschungsbereich/Transregio 40-Annual report 2016*, pp.325~344.
- 18) Choi, J., Hwang, H., and Huh, H., "Technology Review of an E-D Nozzle for Altitude Compensation Purpose," *KSPE Spring Conference*, 2015, pp.80~83.
- 19) Stich, G. D., Wagner, B., and Schleichriem, S., "Numerical Investigation of Flow Phenomena in a Planar Expansion-Deflection Nozzle," *Advanced Modeling & Simulation Seminar Series (AMS)*, NASA Ames Research Center, December 10, 2015.
- 20) http://www.k-makris.gr/RocketTechnology/Nozzle_Design/nozzle_design.htm
- 21) Bui, T. T., Murray, J. E., Rogers, C. E., Bartel, S., Cesaroni, A., and Dennett, M., "Flight Research of an Aerospike Nozzle Using High Power Solid Rockets," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005, AIAA-2005-3797.
- 22) <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/vinci-rocket-engine.html>
- 23) US3352495, "Nozzle construction," Patent, 1965.
- 24) EP2137395B1, "Rocket engine Laval nozzle," Patent, 2008.
- 25) US8938972B2, "Engine apparatus and method for reducing a side load on a flying object," Patent, 2013.
- 26) Finogenov, S. L., Semenov, V. V., Ivanov, I. E., and Seo, K. S., "Advanced Earth-to-Orbit Concept Trade Study," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.
- 27) US6591603B2, "Pintle Injector Rocket with Expansion-Deflection Nozzle," Patent, 2003.
- 28) US7823376B2, "Thrust augmentation, Expansion-Deflection nozzle," Patent, 2010.
- 29) US3346186A, "Extendible rocket nozzle comprised of a coated flexible mesh subsequently deployed and heated to become impermeable," Patent, 1964.
- 30) US4383407A, "Extendible thrust nozzle for rockets," Patent, 1981.
- 31) US2005016179A1, "Extendible exhaust nozzle bell for a rocket engine," Patent, 2004.