

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 456-465(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.456

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

고도 보정용 듀얼 벨 노즐 개발 동향과 기술 분석

최준섭*, 허환일**

Technology Review and Development Trends of Dual-Bell Nozzle for Altitude Compensation

Junsub Choi* and Hwanil Huh**

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

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University**

ABSTRACT

Dual-bell nozzle can overcome the performance losses of the conventional bell-shaped nozzles which induced by off-design operations with either over-expanded or under-expanded exhaust flow and minimize the losses of the specific impulse. In United States, Rocketdyne analyzed thrust characteristics according to the shape of the expansion nozzle and NASA conducted hot firing tests with various altitudes. DLR, which is one of the research institute of the Europe, is carrying out research for the different cases of inflection angle, nozzle length and expansion ratio. MAI of Russia applied the slot nozzle to the expansion region in order to reduce the performance losses. In Asia, both the Japan and the India are researching on the dual-bell nozzle and Mitsubishi cooperation of the Japan registered its patent. In this paper, concepts and performance of dual-bell nozzle, which can compensate altitude, are investigated and trends of current research are summarized. It is necessary for Korea to research on the dual-bell nozzle for lucrative space development.

초 록

듀얼 벨 노즐은 일반적인 벨 형상 노즐의 문제점인 저고도에서의 과대팽창, 고고도에서의 과소팽창을 감소시키며, 이로 인해 손실되는 비추력을 최소화 할 수 있는 노즐이다. 미국의 Rocketdyne사에서는 확장 노즐의 형상에 따른 추력특성을 분석하였고, NASA에서는 고도에 따른 연소실험을 수행하였다. 유럽은 DLR을 중심으로 굴곡각, 노즐 길이, 팽창비 등에 따른 연구를 진행하고 있으며, 러시아의 MAI에서는 팽창부에 슬롯을 추가하여 추력손실을 줄일 수 있는 연구가 진행되고 있다. 아시아에서는 일본, 인도 등에서 연구가 진행되고 있고, 일본의 미쓰비시사에서 슬롯 노즐과 유사한 개념의 기술을 특허로 등록하였다. 본 논문에서는 고도 보정이 가능한 노즐로써 듀얼 벨 노즐의 개념 및 성능과 국외 연구 개발 현황을 정리하였다. 국내에서도 경제성 있는 우주개발을 위해 듀얼 벨 노즐에 대한 연구가 필요하다.

Key Words : Dual-Bell Nozzle(듀얼 벨 노즐), Altitude Compensation(고도 보정), Expansion Ratio(팽창비), Technology Review(기술 분석)

† Received : April 12, 2015 Revised : April 19, 2015 Accepted : April 21, 2015

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

1. 서 론

스페이스X에서 개발 중인 F9R Dev(Falcon 9 Reusable Development vehicle) 로켓이 2014년 6월에 두 번째 비행을 실시해 이전에 기록한 고도 250 m 보다 4배 높은 1,000 m까지 수직 상승했다가 착륙하는데 성공하였다. F9R은 이제까지 일회용으로 쓰고 버리던 로켓과 달리 재사용을 목표로 하는 로켓이다. 스페이스X는 F9R을 이용해 로켓 발사 비용을 기존보다 10분의 1까지 낮추는 것을 목표로 하고 있다. 우리나라도 로켓 발사 비용을 줄이기 위하여 재사용이 가능한 로켓에 대한 연구가 필요하다. 듀얼 벨 노즐은 고도에 따른 비추력을 향상시킬 수 있어 재사용이 가능한 로켓 개발에 필요한 구성품이다.

일반적으로 노즐은 연소실에서 발생하는 가스에 높은 운동에너지를 부여하여 추력을 얻기 때문에 로켓의 핵심 구성 중 하나이다. 듀얼 벨 노즐은 종래의 축소 확대형 초음속 노즐의 벽면에 변곡점을 설치하여 비행체의 고도에 따른 노즐 내부의 유동 특성을 고려하기 위한 개념의 추진 노즐이다. 듀얼 벨 노즐은 모든 고도에서 적합한 노즐로써 일반 벨 노즐과는 달리 노즐 형상이 변곡점을 전후로 하여 두 번 팽창하는 형상을 가지고 있다. Fig. 1과 같이 저고도에서는 노즐유동의 전체 팽창비가 듀얼 벨 노즐의 첫 번째 팽창비와 유사하며, 고고도에서는 노즐유동의 전체 팽창비가 듀얼 벨 노즐의 두 번째 팽창비와 유사하다 [1]. Fig. 2와 같이 듀얼 벨 노즐은 저고도에서 고고도로 올라갈 때 노즐의 변곡점 지점에서의 유동 천이로 인해 비추력이 감소하고, 다시 고고도로 갈수록 비추력이 상승한다[2]. 듀얼 벨 노즐의 장점으로는 첫 째로, 단단식 로켓(Single-stage rocket)의 노즐로 사용이 가능하기 때문에 구조가 간단하며 안정성이 높다. 두 번째로, 노즐의 배압이 높은 경우 노즐 단면적이 급격하게 변화하는 변곡점에 유동의 박리를 고착시켜 유동의 불안정성을 경감할 수 있다. 세 번째로, 노즐의 배압이 낮을 경우 유동이 변곡점에서 발생하는 팽창파로 인하여 출구에서 보다 큰 추력을 발생시킬 수 있다. 네 번째로, 듀얼 벨 노즐의 변곡점에서 흐르는 박리된 유동은 노즐 벽 양끝으로 작용하는 큰 힘을 줄여준다[3-5]. 그에 반해 일정부분의 성능 감소가 이루어질 수밖에 없는데, 이는 최적화되지 않은 형상과 변곡점에서의 급격한 변화로 인한 충격과 발생 때문이다. 또 다른 이유는 증가된 노즐 길이와 중량 및 노즐 외형선의 변화에 따른 유동 천이의 제어가 있다[6].

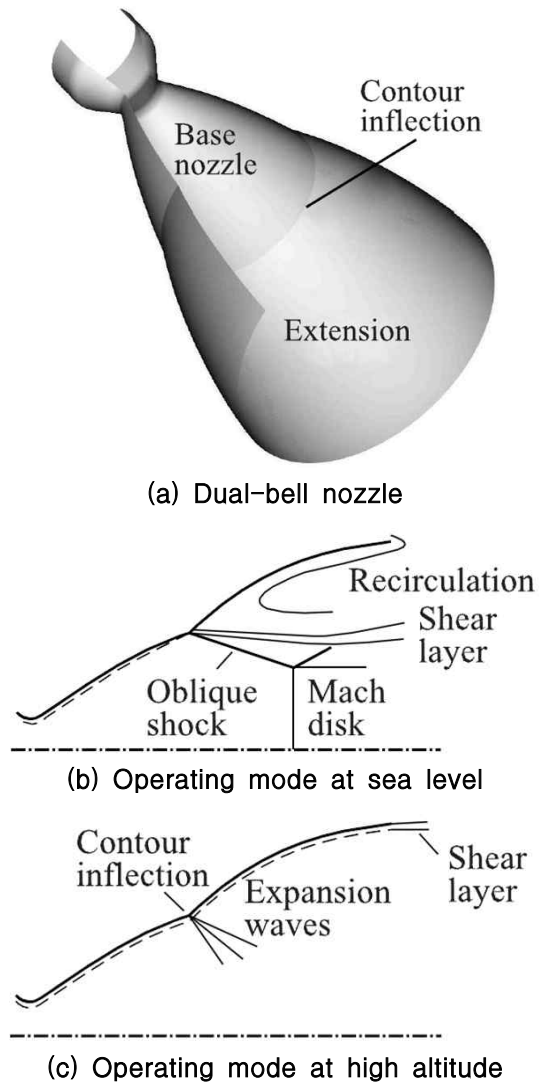


Fig. 1. The dual-bell nozzle and its operating mode[1]

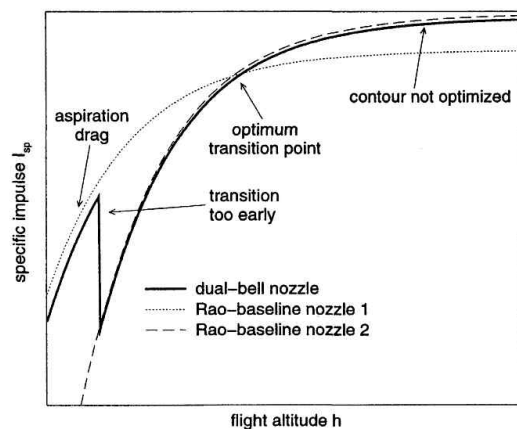


Fig. 2. Performance of a dual-bell and two baseline nozzles as function of flight altitude[2]

듀얼 벨 노즐의 장점으로 인해 세계 각국에서는 고도 보정용 노즐에 대한 연구가 다양하게 진행되고 있다. 국내에서는 국방과학연구소[7]에서 듀얼 벨 노즐의 형상을 갖는 슬롯 노즐(Slot nozzle)의 추력 특성에 대한 연구를 진행하였다. 그 결과 일반적인 벨 노즐과 비교하였을 때 지상에서 약 8%, 고고도에서 약 3.6%의 추력증가 특성을 나타내었다. 안동대학교[3,8]에서는 초음속 2단벨노즐(SDBN)의 유용성과 유동특성을 조사하기 위해 유한차적법으로 수치해석을 진행하였다.

노즐의 최적 팽창비를 유지하고 조절할 수 있는 듀얼 벨 노즐을 이용하여 단단식 로켓을 단단식 로켓으로 교체할 수 있고, 이에 따라 로켓의 수직 이착륙, 재사용 등에 이점이 예상되는 바, 본 논문에서는 듀얼 벨 노즐의 기초연구를 위해 세계 각국의 기술 현황을 분석하고, 국내 연구 방향을 제시하고자 한다.

II. 세계 각국의 기술 개발 현황

2.1 이론적 접근[9]

일반적인 벨 노즐은 Fig. 3과 같이 세 개의 곡선과 노즐 길이, 노즐 목 반경에 의해 정의된다. 노즐의 길이는 식 (1)에 의해 결정된다.

$$L_n = \frac{K(\sqrt{\epsilon} - 1)R_t}{\tan(\theta_e)} \quad (1)$$

여기서 K는 노즐출구 반각이 15° 원뿔형 노즐 길이의 비율이고, R_t는 노즐 목 반경, ε은 면적비이다. Fig. 3에서 노즐 출구 방향을 x축, 노즐 목의 반경방향을 y축이라고 하면, 노즐 길이를 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$x^2 = ay^2 + by + c \quad (2)$$

계수 a, b, c는 원형의 형상에 의해 유도된다.

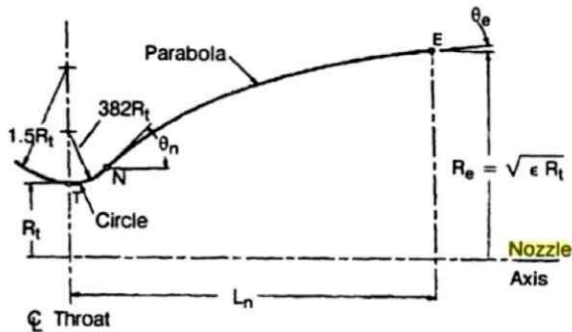


Fig. 3. Conventional parabolic nozzle[9]

식 (2)의 x가 L_n과 같을 때, 식 (3)의 행렬로 포물선 계수를 해결할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} 2R_N & 1 & 0 \\ R_e^2 & R_e & 1 \\ R_N^2 & R_N & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\tan(\theta_N)} \\ L_n \\ x_N \end{bmatrix} \quad (3)$$

R_N은 노즐 목과 포물선사이의 접촉부에서의 노즐 반경이고, R_e는 노즐 출구 반경이다.

듀얼 벨 노즐은 노즐 목은 공유하지만 고고도에 최적화된 두 번째 포물선이 추가된다. 확장 노즐인 두 번째 포물선 계수는 식 (4)의 행렬을 통해 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} 2R_M & 1 & 0 \\ 2R_e & 1 & 1 \\ R_N^2 & R_N & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a' \\ b' \\ c' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\tan(\theta_M)} \\ \frac{1}{\tan(\theta_e)} \\ x_M \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 a', b', c'는 두 번째 포물선의 계수이고, R_M은 변곡점에서의 노즐 반경이다.

2.2 듀얼 벨 노즐의 주요 개발 과정

고도 보정의 필요성에 의해 팽창비가 서로 다른 2개의 벨 형상 노즐의 결합으로 만들어진 듀얼 벨 노즐은 1949년 F. Cowles와 F. Fosters에 의해 최초로 개념화 되었다. 이후 특허 등록을 거쳐 관련연구가 진행된 바가 없으나, 1990년대 들어 고도 보정 노즐에 대한 관심이 높아짐에 따라 활발한 연구가 진행되었다. 주요 연구는 Table 1에 정리하였다.

2.3 미국

2.3.1 Rocketdyne

미국의 Rocketdyne 사에서는 확장 노즐(extension nozzle)의 유동변화가 추력성능에 미치는 영향이 베이스 노즐(base nozzle)에 비해 크다는 근거를 바탕으로 확장 노즐의 형상을 다르게 하여 압력구배에 따른 추력 특성을 비교하였다. 설계 시 팽창비는 16:1, 40:1 벨 노즐을 사용하였다. 형상에 따라 다르게 분포하는 압력구배를 구현하기 위해 conical extension, rao optimum extension, constant pressure extension, overturned extension 4가지 노즐로 Fig. 4와 같이 시험장치를 구성하여 연구를 진행하였다. 각각의 노즐은 노즐 출구방향으로 정압력구배 형태의 정도가 다른 2개의 노즐, 압력구배가 없는 일

Table 1. History of the dual-bell nozzle[9]

연대	내용	기관
1949년	F. Cowles and F. Fosters 에 의해 최초로 듀얼 벨(Dual Bell) 노즐이 언급 됨	
1960년대	F. Cowles and F. Fosters 에 의해 특허 등록됨	Rocketdyne
1995년	P. Goel and R. Jenson에 의해 최초 수치해석 연구 진행	NASA
1997년	M. Horn and S. Fisher: 팽창비가 동일한 벨 노즐에 비해 듀얼 벨 노즐의 성능이 12%정도 향상됨을 실험으로 검증하는 연구 수행	Rocketdyne
	Future European Space Transportation Investigations Programme (FESTIP)으로 듀얼 벨 노즐을 적용하였으며, 일반 벨 노즐에 비해 성능이 향상됨을 검증	ESA
2000년대 이후	수치해석 연구와 더불어 실험 연구 수행	USA/Europe

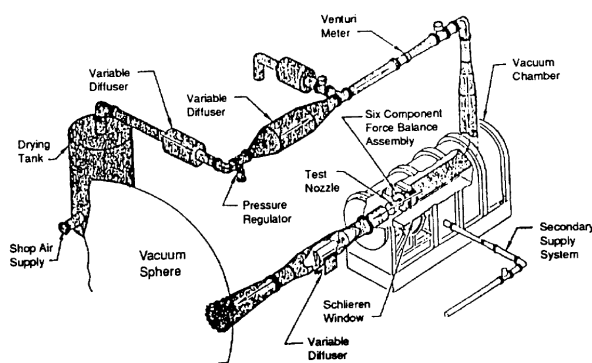


Fig. 4. Schematic of altitude test facility at NAA[10]



Fig. 5. Dual-bell nozzle during testing at the NASA[12]

정한 압력 노즐, 노즐 출구로 갈수록 압력이 증가하는 역압력구배 노즐과 같다.

이에 대한 결과로 최적 천이영역 이전의 박리로 인해 손실이 크다는 결론을 얻었으며, constant pressure extension nozzle이 고고도에서 높은 성능 효율을 갖고, 설계조건에서 수용할 만한 최적의 천이영역 특성을 보였다. 저고도 및 고고도 각 영역에서 성능저하가 존재하지만, 단일 벨 노즐에 비해 확연한 성능 증가 결과를 획득하였다. 우주왕복선의 주 엔진(SSME, Space Shuttle Main Engine)을 예시로 활용할 때, 지구 저궤도(LEO)에 12.1%의 페이로드 증가 효과를 보였다[10].

2.3.2 NASA

미항공우주국(NASA)에서는 듀얼 벨 노즐을 포함한 3종류의 1,500 lbf의 추력을 내는 노즐을 개발하여 고도에 따른 연소실험을 수행하였다. 연소실험은 고도 90,000 ft에서 50,000 ft 조건에서 수행하였다. 이 실험을 통해 듀얼 벨 노즐의 변곡점을 전후로 노즐 벽면의 온도가 급격하게 변하는 것을 확인하였다[11].

F-15 항공기를 사용하여 듀얼 벨 노즐의 비행

환경에서의 실험을 제안하기 위한 연구로 기본적인 설계를 수행하였으며, 전산수치해석과 Fig. 5의 냉가스 실험에서 노즐 성능의 우수성을 확인하였다[12].

2.4 유럽

2.4.1 ESA(European Space Agency)

ESA에서는 FESTIP(Future European Space Transportation Investigations Programme)에 활용할 듀얼 벨 노즐의 데이터를 이용하여 기존의 벨 노즐보다 성능이 향상됨을 검증하였다[13].

Table 2의 듀얼 벨 노즐은 베이스 노즐과 확장 노즐의 팽창비가 각각 48과 115로 동일하지만 15°의 원뿔형 노즐 대비 베이스 노즐의 길이가 각각 65%, 75%인 두 가지 노즐을 보여주고 있다.

Figure 6은 대기압에 따른 비추력을 전산수치 해석을 통해 계산한 결과이다. 진공상태에서의 비추력은 듀얼 벨 노즐 1(65%)이 듀얼 벨 노즐 2(75%) 보다 높지만 페이로드 관점에서 보면 듀

Table 2. Performance data of selected dual bell nozzle configurations[13]

Nozzle	Dual Bell 1	Dual Bell 2	Ref. Config.
area ratio of the base	48	48	-
area ratio of the extension	115	115	65.84
dimensionless length 15° of base [%]	65	75	-
ambient pressure at transition [bar]	0.57	0.467	-
specific impulse of base at transition [Ns/kg]	3753.3	3881	-
specific impulse of extension at transition [Ns/kg]	3450.9	3619.6	-
effective sea level specific impulse [Ns/kg]	3339.1	3370.3	3384.5
effective vacuum specific impulse [Ns/kg]	4457.4	4444	4390.2
dual bell efficiency (CFD) [Ns/kg]	0.996	0.993	-
vacuum specific impulse gain [Ns/kg]	67.2	53.8	0
payload gain due to Isp gain [kg]	+1697	+1908	0
increase of nozzle weight [kg]	+462	+462	0
effective payload gain [kg]	+1235	+1446	0

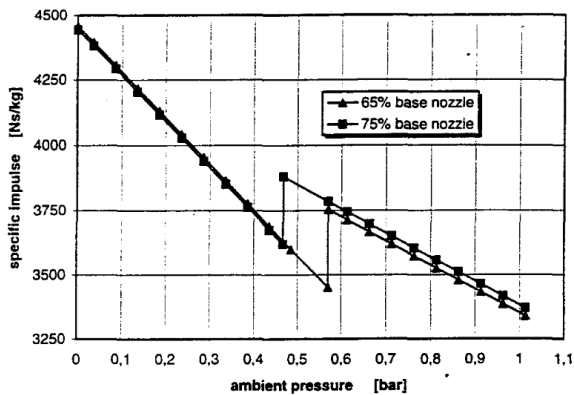


Fig. 6. Specific impulse of the investigated dual bell configurations as a function of the ambient pressure[13]

일 벨 노즐 2가 이득인 결과를 보였다. 그 이유는 듀얼 벨 노즐 2의 천이가 더 지연되었고, 저고도에서 베이스 노즐의 비추력이 더 크기 때문이다. 그 결과로 페이로드 무게가 2,000 kg인 경우 듀얼 벨 노즐 2가 약 72% 향상된 성능을 나타내었다. 이를 통해 베이스 노즐의 길이가 75% 벨 노즐보다 짧아질 경우 저고도에서의 비추력 감소 및 빠른 천이, 페이로드 무게 감소 등의 성능저하가 있음을 확인할 수 있다.

2.4.2 DLR(German Aerospace Center)

냉가스와 연소가스를 이용한 다양한 실험조건(노즐 압력비의 변화)에서 듀얼 벨 노즐 실험을 수행하였으며, 그 결과를 수치해석 결과와 비교하였다. 노즐 압력비 변화에 따른 굴곡점에서의 충격파는 Fig. 7에서 밀도구배로 나타내었다. 해면고도에서의 수치해석결과(Fig. 7 (a))는 실험결과(Fig. 8 (a))와 거의 동일하게 나왔지만, 노즐 압력비가 커짐에 따라 계산된 박리위치는 실험에서 측정된 위치보다 더 상류에 있음을 확인하였다[1].

듀얼 벨 노즐을 통해 흐르는 유동의 열유량에 대한 실험적/수치적 연구가 수행되었다. 수소와 산소를 추진제로 이용하여 노즐 벽면을 통해 흐르는 열유량을 확인한 결과 노즐 변곡점을 전후로 온도가 급격히 변하는 것을 확인하였다. 전산 수치해석을 통해 해석결과와 실험결과가 유사함을 보였고, Fig. 9에서 비교하였다[14].

Figure 10은 실험 결과를 이론값과 비교한 그래프이다. 이론값의 경우 method of the characteristics를 통해 계산하였다. 낮은 NPR

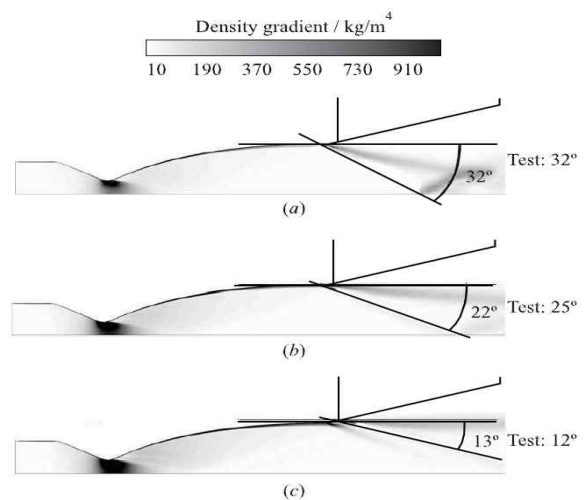


Fig. 7. Evaluation of shock angle with density gradient contour plots: (a)NPR=13.5, (b)NPR=21.9, (c)NPR=27.2[1]

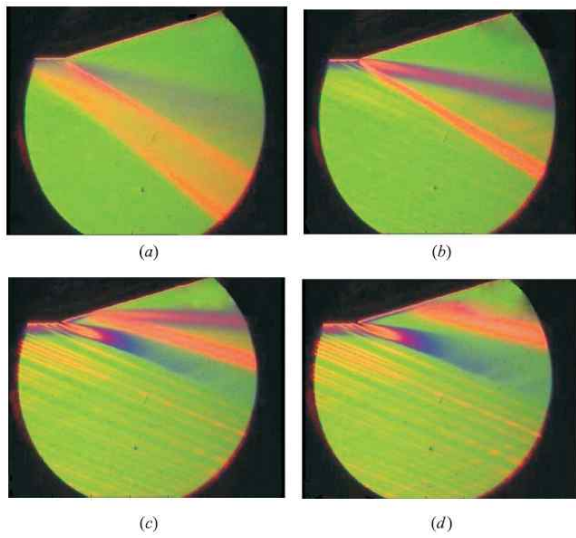
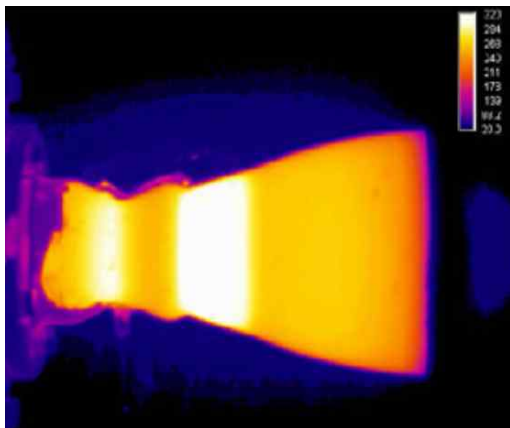
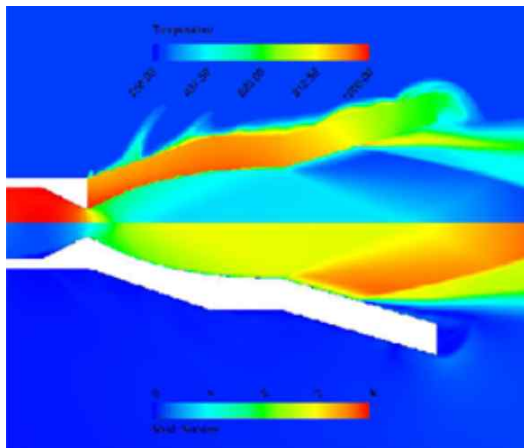


Fig. 8. Observation of the flow in extension region with color schlieren: (a)NPR=11.73, (b)NPR=16.38, (c)NPR=25.02, (d)NPR=27.37[1]



(a) Thermal imaging



(b) Temperature calculation

Fig. 9. Comparison of experimental(a) and numerical(b) values - DLR[14]

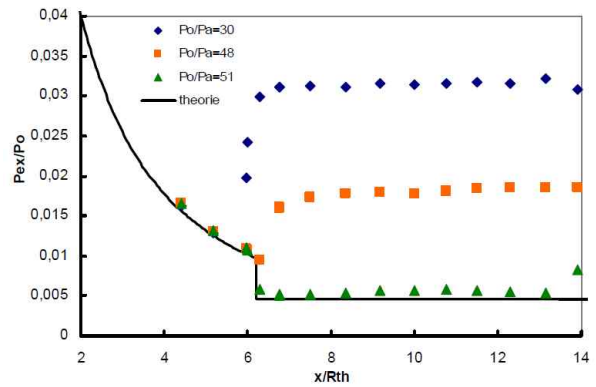


Fig. 10. Wall pressure distribution for various pressure ratios[15]

Table 3. Comparison of local front velocity with pressure gradient[15]

Series	Pressure gradient [s ⁻¹]	Transition [m/s]	Retransition [m/s]
1	0.7	39.9	8.60
2	1.2	67.4	25.4
3	1.7	83.1	29.8

(Nozzle Pressure Ratio, $P_0/P_a=30$)일 때는 유동이 베이스 노즐에 붙어있고 굴곡점에서 박리가 일어난다. NPR이 48로 증가하면 박리 지역의 압력구배는 감소한다. 그리고 NPR이 51이 되면 천이 발생하며 유동이 팽창부 벽에 붙어 흐르게 된다[15].

천이/재천이 지속시간은 압력비 구배가 커질수록 감소했다. 실제 비행 조건에서는 빠른 천이를 요구하므로 압력비가 급격하게 변하도록 연소실 압력이 조절되어야 한다. Table 3에서 압력구배에 따른 전면 속도(local front velocity) 측정 결과를 나타내었다. 측정결과 천이/재천이 모두 전면 속도는 압력구배와 비례한다.

Sub-scale 듀얼 벨 노즐의 냉가스 실험을 통한 노즐 특성 연구를 통해 듀얼 벨 노즐 벽면 압력, 천이 시간의 측정을 통한 노즐 유동의 안정성을 확인하였다[15].

2.4.3 프랑스

프랑스 국립항공연구소(ONERA)에서는 대기압을 조절할 수 있는 풍동에서 Fig. 11과 같이 듀얼 벨 노즐의 냉가스 실험을 수행하였다. 일정한 노즐 상단 압력(52 bar)에서 노즐 압력비가 51에서 597까지 증가할 때의 천이를 관찰하였다. 수치기법(오일러법)에 의한 벽압력 예측값이 실험

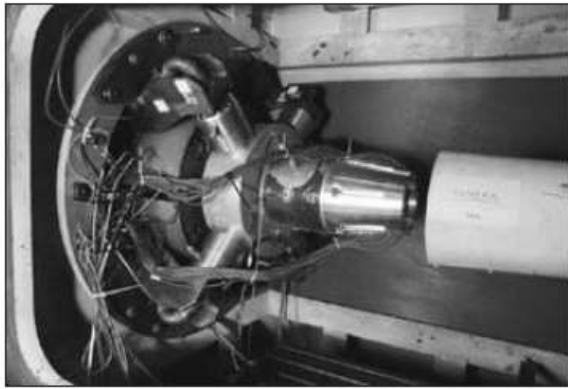


Fig. 11. Dual-bell nozzle model in test chamber[16]

값과 유사한 결과를 보였다. 노즐 압력비가 약 140에서 천이가 발생하였고, 유동의 전환시간은 10 ms 미만이다. 노즐 압력비의 약 20%가 히스테리시스로 추력에 영향을 미친다. 듀얼 벨 노즐의 총추력은 노즐 압력비가 1500 이상인 베이스 노즐의 추력보다 높아진다[16].

2.4.4 러시아

고도 보정을 위한 노즐로써 러시아 MAI (Moscow Aviation Institute)에서는 슬롯 노즐(slot nozzle)에 대한 연구가 진행되고 있다. 슬롯 노즐은 Fig. 12와 같이 노즐 팽창부에 슬롯을 추가함으로써 박리부분에서 발생하는 추력 손실을 줄일 수 있다[7].

DLR 연구에서 듀얼 벨 노즐이 해수면 조건에서 작동할 때 팽창부의 박리된 부분의 압력이 대기압 보다 약간 낮기 때문에 추력 손실과 흡입 저항을 유도한다고 했었는데, 슬롯 노즐의 경우 슬롯으로 대기압이 유입되므로 팽창부의 박리된 부분의 압력과 대기압이 서로 같게 된다. 그 결과 듀얼 벨 노즐에서 발생하는 추력 손실을 방지할 수 있다.

Figure 13은 수소-산소 추진제를 사용하는 로켓 엔진에 대하여 슬롯 노즐과 일반적인 벨 노즐을 비교한 연구결과이다. 해수면 조건에서는 슬롯을 통해 고밀도의 대기가 유입되어 팽창부에서

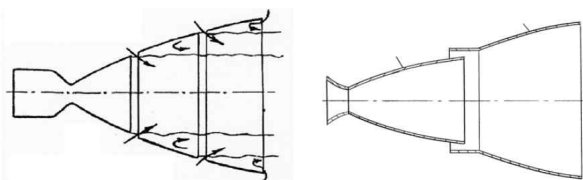


Fig. 12. Slot nozzle(left), slot nozzle with dual-bell contour(right)[7]

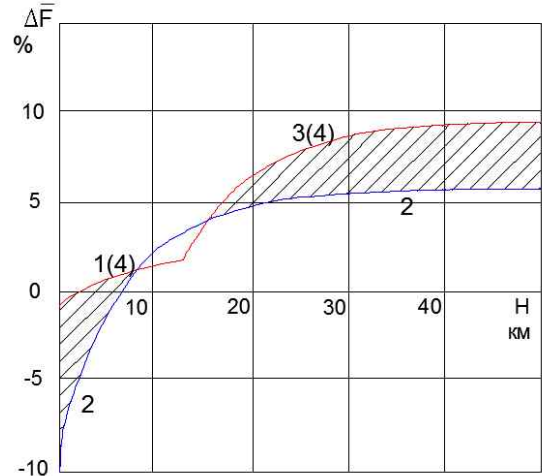


Fig. 13. Altitude performance of rocket engine (1. Pe=0.06 MPa, 2. Pe=0.02 MPa, 3. Pe=0.005 MPa, 4. slot nozzle)[17]

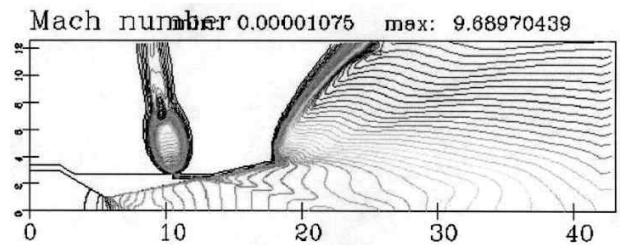


Fig. 14. Leakages of gas through a slot[18]

Table 4. Leakages of gas through a slot[18]

Ratio of ambient pressure to sea level pressure	flow rate [kg/s]	Leakages	
		kg/s	%
1	0.5408	-	-
0.1	0.5412	-0.000638	0.1180
0.01	0.5410	-0.001280	0.2366
0.001	0.5410	-0.001290	0.2384
0.0001	0.5410	-0.001296	0.2396

박리가 발생하고, 이젝션(ejection) 효과에 의해 약 8%까지 추력증가 효과가 나타났다. 고고도에서는 노즐의 팽창비 증가로 인하여 약 3~6%까지의 추력증가 효과가 발생하였다[17].

Figure 14에 따르면 슬롯에서의 가스 누출은 노즐 축 방향에 거의 수직으로 방출된다. 하지만 이로 인해 노즐의 총 추력에 미치는 영향은 거의 없다. 슬롯을 통한 가스 분출은 단지 비행궤적의 초기 부분에서만 증가하고 0.2~0.3%를 초과하지

않게 설계되었다.

고고도가 되면 슬롯에 의한 가스 유동은 초음속이 된다. 이 때 노즐 내의 유동은 잠금 상태(locking)가 된다. 따라서 발사체가 상승하는 동안에도 누출량은 더 이상 증가하지 않는다. Table 4에서 누출량이 일정해지는 것으로부터 슬롯에서 유동이 질식(choking)된 것을 알 수 있다. 고도 상승에 있어서 유동의 잠금은 매우 중요한 요소이다. 그것은 슬롯의 크기와 모양뿐만 아니라 노즐 팽창부에서의 위치에 크게 의존한다 [18].

2.5 아시아

2.5.1 일본(미쓰비시)

연소가스의 유동상태가 적절하게 천이되는 로켓 노즐 및 로켓 엔진 내 연소가스 유동의 제어 방법에 대한 특허를 등록하였다.

터빈 배기가스를 변곡점 부분에 도입함으로써 저팽창 유동 상태에서부터 고팽창 유동 상태로 천이되는 타이밍이 지연되고, 최적 천이 포인트 근처가 되도록 제어한다. 천이 타이밍이 최적 천이

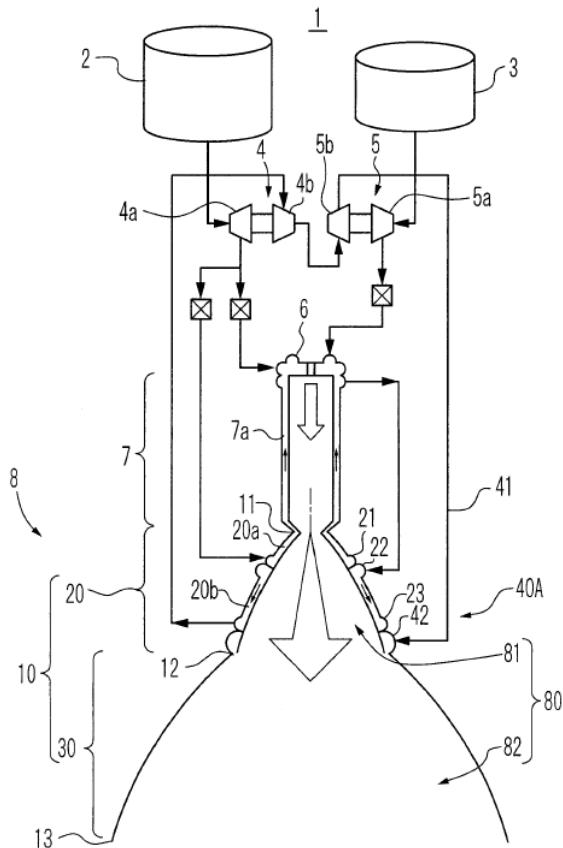


Fig. 15. Schematic of a rocket engine with a dual-bell nozzle[5]

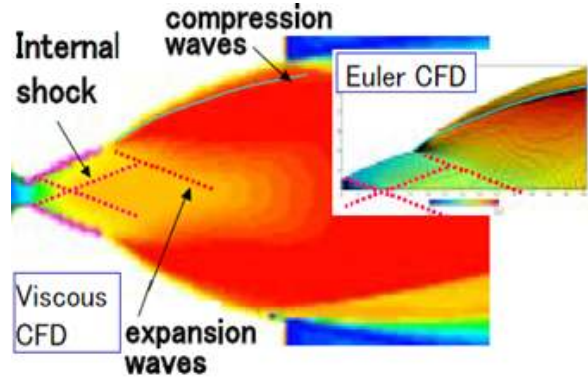


Fig. 16. Dual-bell nozzle CFD results - Mitsubishi[19]

포인트 가까이로 제어되는 경우 천이 시 비추력의 저하 폭이 작아지고 천이 직후 진동이 억제된다[5]. 특허에서 제시한 로켓 엔진의 개략도는 Fig. 15와 같다.

듀얼 벨 노즐을 이용한 수치해석과 공압실험을 통해 내부유동, 추력성능, 천이시간, 안정성, 형상 변화에 따른 특징, 필름 냉각의 효과를 연구하였다. 이를 통해 노즐유동의 팽창과 압축과의 분포 및 유동천이 시간과 추력성능에 있어서 실험결과와 Fig. 16의 수치해석결과의 에러 마진이 1.4%임을 확인하였다. 두 가지 형상의 듀얼 벨 노즐을 통해 우수한 성능을 가진 노즐 형상에 대해 분석하였다. 그 결과 높은 확장의 듀얼 벨 노즐의 성능은 일반적인 벨 노즐보다 0.5~1.2% 낮은 결과를 보였다. 또한 연소가스가 아닌 경우 유동의 흐름을 전산수치해석으로 예측할 수 있다[19].

2.5.2 인도(IIT)

인도 공과대학교(Indian Institute of Technology)에서는 연소실 압력의 변화와 과대팽창계수(Overexpansion factor, α)의 변화에 따른 듀얼

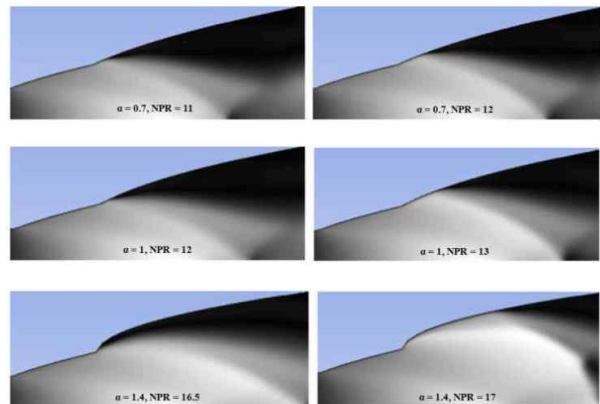


Fig. 17. Mach contours showing flow transition - IIT[20]

벨 노즐의 유동특성을 확인하기 위해 전산수치해석과 냉가스 실험을 수행하였다. 과대팽창계수(α)는 Prandtl-Meyer function에서 굴곡각(Deflection angle, θ_{ip})을 구하기 위한 계수로 식 (5)와 같다.

$$\theta_{ip} = \theta_B + \alpha(\nu_E - \nu_B) \quad (5)$$

과대팽창계수가 0.7에서 1.4로 커짐에 따라 유동 천이의 발생이 지연됨을 Fig. 17을 통해 확인할 수 있다. 과대팽창계수가 증가함에 따라 일정한 챔버 압력에 대한 노즐 압력비의 범위 또한 증가하는 결과를 보였다[20].

III. 결 론

듀얼 벨 노즐은 고도에 따른 비추력의 손실을 최소화 하고자 개발된 고도 보정 노즐의 종류 중 한가지로 기존의 벨 노즐 형상보다 높은 효율을 나타낸다. 1960년대 듀얼 벨 노즐의 개념이 도입된 이후 1990년대에 들어서면서 전산수치해석의 발달과 함께 활발한 연구가 시작되었다. 주요 연구 분야로는 베이스 노즐과 확장 노즐의 형상 및 파라미터에 대한 연구와 노즐 내의 유동의 박리점 및 유동 흐름 특성 연구 등이 있다. 국외 항공우주선진국과는 다르게 국내 연구는 초기 수준으로 판단된다. 본 논문에서는 듀얼 벨 노즐에 대한 국내 연구의 필요성과 더불어 듀얼 벨 노즐의 연구에 참고 자료가 되도록 관련 자료를 정리하였다.

우주기술 자립으로 우주강국 실현을 위해서는 반드시 경제성이 뒷받침되어야 한다. 이를 위해 스페이스X의 F9R과 같이 재사용이 가능한 발사체 연구가 필요하며, 이를 실현시키기 위해서는 구조가 간단하고 비추력을 향상시킬 수 있는 듀얼 벨 노즐에 대한 연구가 선행되어야 할 것이다.

후 기

본 연구는 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업 지원을 받아 수행된 것임(NRF-2014M1A3A3A02034776).

References

1) 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.

2) Hagemann, G., Immich, H., Nguyen, T. V. and Dumnov, G. E., "Advanced rocket nozzle", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp.620~634.

3) Gopalapillai, R. and Kim, H. D., "A CFD study on the Supersonic Flow through a Dual Bell Nozzle", *KSPE Spring Conference*, 2012, pp.324~330.

4) Nasuti, F., Onofri, M., and Martelli, E., "Effect of Wall Shape and Real Gas properties on Dual bell nozzle flow field", *AIAA 2005 - 3943, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, July, 2005.

5) JP-P-2008-00069502, "Rocket Nozzle and Control Method for Combustion Gas Flow in Rocket Engine", Patent, Japan, 2008.

6) Manski, D., Goertz, C., SaBnick, H., Hulka, J. R., Goracke, B. D. and Levack, D., "Cycles for Earth-to-Orbit Propulsion", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1988, pp.588~604.

7) Kwon, M. C. and Semenov, V. V., "Thrust Characteristics of Slot Nozzle with Dual-Bell Contour", *KSPE Fall Conference*, 2014, pp.562~565.

8) Kim, H. D. and Koo, B. S., "A Study of The Flow Characteristics through a Supersonic Dual Bell Nozzle", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 4, No. 4, 2000, pp.70~77.

9) Davis, K., Fortner, E., Heard, M., McCallum, H. and Putzke, H., "Experimental and computational investigation of a dual bell nozzle", *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, January, 2015.

10) Horn, M. and Fisher, S., "Dual-Bell altitude compensating nozzle", *5th Annual Propulsion Engineering Research Center Symposium*, September, 1993, pp.140~147.

11) Collins, J., Hurlbert, E., Romig, K. and Melcher, J., "Sea-level flight demonstration & altitude characterization of a LO2/LCH4 based accent propulsion lander", *JSC-CN-18506*, 2009.

12) Daniel S. and Trong T., "Proposed Flight Research of a Dual-Bell Rocket Nozzle Using the NASA F-15 Airplane", *AIAA Journal*, 2013.

- 13) Immuch, H. and Caporicci, M., "Status of the FESTIP rocket propulsion technology programme", *AIAA Journal*, 1997.
- 14) Genin, C., Gernoth, A. and Stark, R., "Experimental and numerical study of heat flux in dual bell nozzles", *AIAA Journal*, 2011.
- 15) Genin, C. and Stark, R., "Experimental study of dual bell nozzles", *2nd European Conference for Aerospace Sciences*, 2007.
- 16) Reijasse, P., Coponet, D., Luysen, J., Bar, V., Palerm, S., Oswald, J., Amouroux, F., Robinet, J. and Kuszla, P., "Wall pressure and thrust of a dual bell nozzle in a cold gas facility", *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 2, Torus Press, Moscow, 2011, pp.655~674.
- 17) Semenov, V. V., Shevtsov, V., "The Rocket Engine Jet Nozzle with High-Altitude Characteristics", *ISTC Project Final Technical Report*, 2008.
- 18) Semenov, V. V., Finogenov, S. L., Ivanov, I. E., Krykov, I. A., Talalayev, A. A., "Liquid Propulsion with Altitude Compensation Concept Trade Study", *57th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics and the International Institute of Space Law*, Valencia, Spain, 2006.
- 19) Kimura, T. and Niu, K., "Experimental and analytical study for design of dual-bell nozzles", *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, July, 2009.
- 20) Narayan, A. and Panneerselvam, S., "Study of the effect of over-expansion factor on the flow transition in dual bell nozzles", *World Academy of Science, Engineering and Technology*, vol. 6, No. 8, 2012, pp.1304~1308.