



듀얼 벨 노즐과 E-D 노즐을 결합한 한국형발사체의 비추력 증가

문태석^a · 허환일^{b,*}

Specific Impulse Gain for KSLV-II with Combination of Dual Bell Nozzle and Expansion-Deflection Nozzle

Taeseok Moon^a · Hwanil Huh^{b,*}^aDepartment of Aerospace Engineering, Graduate School of Chungnam National University, Korea^bDepartment of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

ABSTRACT

A basic numerical analysis was performed to confirm the possibility of combining a dual bell nozzle and an Expansion-Deflection(E-D) nozzle. The dual bell nozzle was designed based on the first-stage nozzle of the Korean Space Launch Vehicle that is being developed, and the E-D nozzle concept was applied to the dual bell nozzle. The inlet condition was analyzed by applying eight types of frozen flow analysis, and $k-\omega$ SST was selected as the turbulence model. The number of optimal grids was obtained as 240,000 through the grid sensitivity analysis. As a result, it was confirmed that the transition altitude increased owing to over-expansion when the E-D nozzle concept was applied to the dual bell nozzle, and the specific impulse gain was obtained at high altitudes compared with the KSLV-II first-stage engine.

초 록

듀얼 벨 노즐과 확장-굴절(E-D) 노즐을 결합한 형상의 가능성을 확인하기 위해 기초 전산수치해석 연구를 수행하였다. 듀얼 벨 노즐은 한국형발사체 1단 노즐을 기반으로 설계하였고, 그 형상에 확장-굴절(E-D) 노즐 개념을 적용하였다. 입구 조건은 8 화학종 동결유동 해석을 진행하였고, 난류 모델은 $k-\omega$ SST로 선정하였다. 격자 민감도 해석을 통해 24만개의 최적 격자수를 선정하였다. 해석 결과 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절(E-D) 노즐 개념을 적용 시 과대팽창으로 인해 듀얼 벨 노즐의 천이고도는 상승하였고, 한국형발사체 1단 엔진에 비해 고고도에서 비추력 이득을 얻을 수 있음을 확인하였다.

Key Words: Dual Bell Nozzle(듀얼 벨 노즐), Expansion-Deflection Nozzle(확장-굴절 노즐), KSLV-II (한국형발사체)

증가하고 있는 추세이다. 이에 따라 발사체 성능을 향상시키거나 스로틀링(throttling) 기술을 활용하는 연구가 중요해지고 있다. 이 때 발사체 성능을 향상시키기 위해 동일한 엔진에서 노즐 형상 변경만으로 성능 이득을 얻는 고도 보정 노즐에 관한 연구가 국외 항공우주분야 선진국에서 다양하게 수행되고 있다[1-9].

고도 보정 노즐 중 듀얼 벨 노즐과 확장-굴절 노즐(expansion-deflection nozzle, E-D nozzle)에 관한 연구는 독일 DLR (German Aerospace Center)을 최선진국으로 수행되고 있다[1-8]. 실제로 독일과 유럽에서는 차세대 Ariane 발사체 개발로 듀얼 벨 노즐과 확장-굴절 노즐을 적용시키기 위한 연구가 수행되고 있다고 알려져 있다.

듀얼 벨 노즐은 Fig. 1의 (a)와 같이 저고도에서는 유동의 박리에 의해 작은 팽창비로 작동되고, 고고도에서는 (b)와 같이 천이를 통해 노즐 내 유동 박리점이 노즐 끝단으로 이동하여 큰 팽창비로 작동하게 된다. 듀얼 벨 노즐의 가장 큰 특징으로는 저팽창 유동의 상태에서 고팽창 유동의 상태로 변하는 천이 과정을 통해 고도 보정을 하게 되기 때문에, 천이 제어는 듀얼 벨 노즐에 있어 중요한 역할을 하게 된다. 따라서 선행연구로 독일과 일본에서는 노즐 압력비(nozzle pressure ratio, NPR) 변화에 따른 듀얼 벨 노즐의 천이 특성을 중점적으로 분석하였다[2,3,9].

확장-굴절 노즐은 Fig. 2와 같이 고도가 변함에 따라 노즐 내의 유효 면적비 변화로 고도 보정 효과를 가진다. 저고도에서는 외부 대기가 노즐 내로 유입되었다가 다시 빠져나가는 개방 유동장(open wake)이 형성되고, 고고도에서는 닫힌 재순환 영역이 형성되는 폐쇄 유동장(closed wake)이 형성된다. 확장-굴절 노즐의 가장 큰 장점은 동일한 성능을 내는 일반적인 노즐에 비해 길이 절감이 가능하며 탑재중량이득을 얻을 수 있다는 것으로 알려져 있다[4-6]. 유럽에서는 Ariane 5 발사체 상단 ESC-B 엔진에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 기존의 엔진에 비해 길이 절감을 통해 182 kg의 탑재중량이득을 얻을 수 있다고 수치적 연구를 수행한 바 있다[8].

이처럼 듀얼 벨 노즐과 확장-굴절 노즐에 관한 각

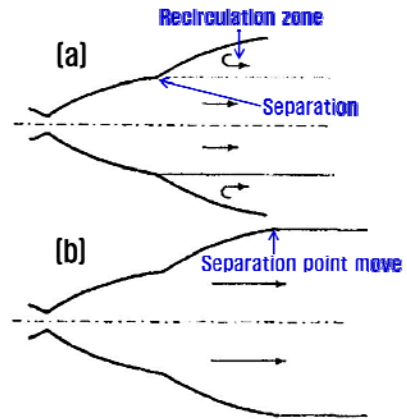


Fig. 1 Operating mode of dual bell nozzle at (a) sea level and (b) high altitudes[2,10].

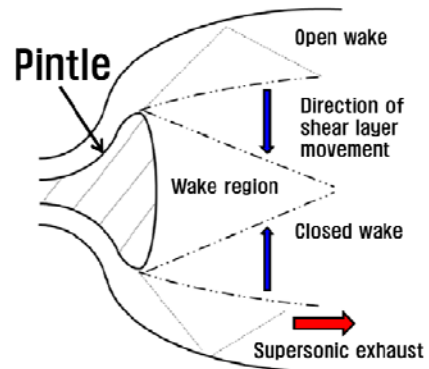


Fig. 2 Flow phenomenon of E-D nozzle[6].

각의 연구는 독일 DLR을 중심으로 영국, 호주 등에서 활발하게 수행되었지만[1-9], 고도 보정 노즐 두 가지를 결합한 형상에 관해서는 아직까지 연구가 수행된 바가 없다. 또한 국내의 경우 안동대학교와 충남대학교에서 관련된 연구를 수행하였지만 기초 연구 단계이다[10-19].

따라서 본 연구에서는 한국형발사체(KSLV-II)를 기반으로 한 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 결합하여 가능성을 확인하고, 듀얼 벨 노즐의 천이 특성이 확장-굴절 노즐 개념 적용 시 어떻게 변화하는지 중점적으로 분석하였다. 또한 확장-굴절 노즐의 장점으로 알려진 노즐 길이 절감에 따른 탑재중량 이득 가능성을 분석하였다.

2. 고도 보정 노즐 형상 설계

2.1 듀얼 벨 노즐 설계

듀얼 벨 노즐은 Fig. 3과 같이 변곡점을 기준으로 팽창비가 다른 두 개의 노즐을 결합한 형상이며 변곡점 이전을 베이스 노즐(base nozzle), 이후를 확장부(extension)라 정의하게 된다.

본 연구는 한국형발사체를 기반으로 고도 보정 노즐을 결합한 형상에 관해 가능성을 확인하는 것이 목적이므로, 듀얼 벨 노즐의 베이스 노즐은 한국형발사체 1단 노즐과 동일하게 설계하였다[10]. 1단 노즐의 제원과 설계방법은 문헌으로 공개되어 있는 내용을 참고하였다[21-23].

Fig. 4의 (a)는 모델링 형상이고, (b)는 문헌으로 공개되어 있는 단면도이다. 두 가지 그림을 Fig. 4의 (c)와 같이 겹친 결과 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 수치해석을 통해 주로 보고자 하는 영역은 노즐 내

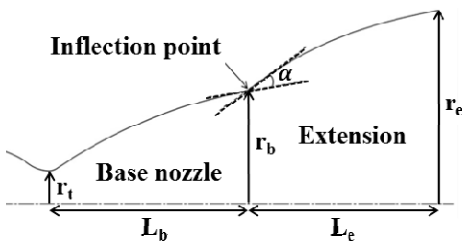


Fig. 3 Schematic of dual bell nozzle[2,10].

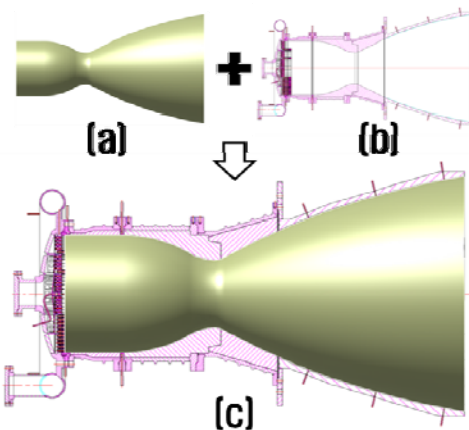


Fig. 4 Designed KSLV-II first-stage engine (a) modeled shape, (b) cross-section[24], and (c) overlapping result[10].

부 유동장이기 때문에 노즐 외부는 고려하지 않았다[10].

듀얼 벨 노즐 확장부의 팽창비는 한국형발사체 2단 노즐의 팽창비인 35를 활용하였고, 설계방법은 1단 노즐 설계방법과 동일하게 하였다. 또한 변곡각 (α)은 24° 로 선정하였다[10,13,14].

2.2 확장-굴절 노즐 설계

확장-굴절 노즐은 Fig. 5의 (a)와 같이 한국형발사체를 기반으로 설계된 듀얼 벨 노즐 형상에 적용하는 방법으로 설계하였다. 선행연구[10]를 바탕으로 DB1024 형상과 DB0724 형상 두 가지를 선정하였고, 각 형상별 명칭을 간소화하기 위해 Fig. 5의 (b)와 같이 명칭을 정의하였다[10].

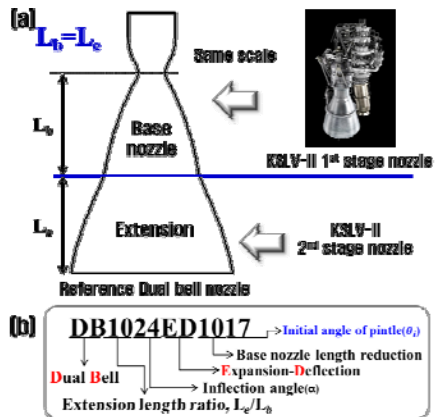


Fig. 5 Reference dual bell nozzle with KSLV-II[10] (a) nozzle contour and (b) name by shape.

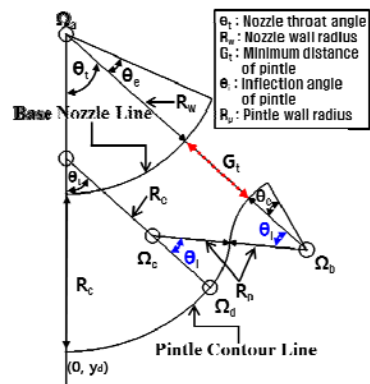


Fig. 6 Schematic of E-D nozzle[4,19].

확장-굴절 노즐의 설계방법은 Fig. 6과 같이 독일 DLR과 영국 Bristol 대학에서 활용한 TOC (Thrust Optimised Contour) 방법을 이용하였다[4,8]. 본 연구에서는 한국형발사체를 기반으로 설계된 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하였기 때문에, 노즐 목 각도(θ_1)와 노즐 외벽 반지름(R_w), 핀틀 최소 거리(G_1)가 고정되게 된다. 따라서 설계변수 중 핀틀 굴절 각도(θ_2)만을 임의로 선정 해주게 된다. 핀틀 굴절 각도(θ_2) 설계 시 호주 UNSW와 영국 Bristol 대학에서 확장-굴절 노즐에 관해 연구한 내용 중 핀틀 굴절 각도(θ_2)가 클수록 노즐 성능이 좋아진다는 내용[4,6,17]을 바탕으로 노즐 내에서 가장 큰 각도로 설계 가능한 17° 로 설계하였다.

3. 수치해석 조건 설정

3.1 수치해석 영역 및 경계 조건 설정

해석 도메인의 크기는 Fig. 7의 (a)에 나타난 바와 같이 노즐 후류 유동이 충분히 발달할 수 있고 간섭을 최소화할 수 있도록 설계하였다. 노즐 벽에서의 경계층을 충분히 고려할 수 있도록 y^+ 의 값은 1 이하로 설정하였다. 또한 노즐 내에서 유동의 변화가 크게 나타나는 부분에 격자를 집중하여 Fig. 7의 (b)와 같이 설계하였다.

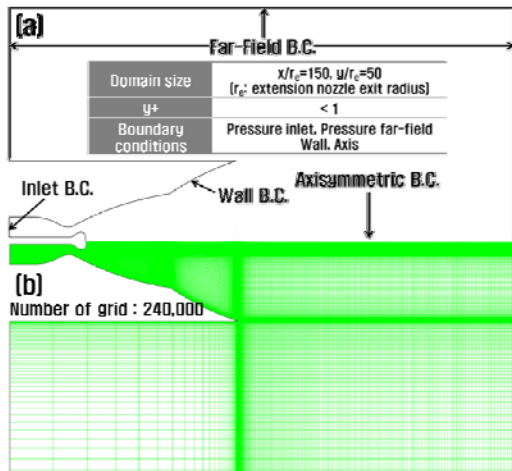


Fig. 7 Numerical and boundary conditions.

입구 경계 조건으로는 한국형발사체 1단 엔진의 압력인 60 bara를 일정하게 공급해주기 위한 압력 입구 조건(pressure inlet)으로 설정하였다. 연소실과 노즐은 단열 및 점착(no-slip)의 벽면 경계 조건으로 설정하였고, 나머지 부분은 axis, pressure far-field로 적용하였다.

3.2 입구 조건

과거 충남대학교에서 한국형발사체를 기반으로 한 듀얼 벨 노즐 연구 내용을 바탕으로 입구 조건을 선정하였다[14]. 다양한 동결유동 해석 방안 중 한국형발사체 1단 엔진의 설계 값과 가장 유사한 결과를 나타낸 연소가스에 존재하는 화합물은 고려하지 화학반응은 고려하지 않는 비반응 다중 화학종(non-reacting multi-component) 모델을 선정하였다[14]. Table 1에 제시된 각 화합물의 질량분율은 한국형발사체의 작동 유체인 Jet A-1/LOx를 바탕으로 NASA CEA 코드를 이용하여 도출하였다.

연소실 압력은 60 bara, 온도는 CEA 코드로 계산한 3701 K[15]을 적용하였다. 난류 모델은 일반적으로 초음속 노즐 유동 해석에서 많이 활용되며 노즐 내에서 발생하는 유동의 박리 현상을 가장 잘 예측하는 것으로 알려진 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport)로 선정하였으며, second order upwind scheme을 적용하였다[10,25]. 해석은 ANSYS Fluent version 17.0으로 진행하였다.

Table 1. Chemical compositions of KSLV-II first stage engine from CEA code[15].

Inlet conditions	
Non-reacting multi-components	
Species	Mass fractions
CO	0.42702
CO ₂	0.24407
H	0.00162
H ₂	0.00863
O	0.00888
O ₂	0.02104
OH	0.04683
H ₂ O	0.21040

3.3 한국형발사체를 기반으로 수행한 수치해석

설계된 고도 보정 노즐 형상을 토대로 수치해석을 수행하기에 앞서, 한국형발사체 1단 노즐에 동일한 연소가스 수치해석 조건을 적용하여 수행한 해석 결과 값의 검증은 수행하였다. 검증은 논문과 문헌으로 공개되어 있는 한국형발사체 1단 엔진의 결과 값을 활용하였고, 그 값은 Table 2와 같다[21,22,24]. 해수면과 고도 30 km 조건에서의 대기 조건을 활용 [20]하여 수행한 수치해석 결과 값과 설계 값을 비교하였다.

비교 결과 Table 2와 같이 계산된 추력은 한국형발사체 1단 엔진의 설계 값에 비해 해수면과 고고도 조건에서 각각 5.7%, 5.6% 작게 나타났다. 질량유량은 1.6%의 차이가 나타났는데, 이를 종합적으로 보았을 때 비추력은 해수면과 고고도 조건에서 모두 0.3% 작게 나타났다. 이와 같이 추력 값에 차이가 존재하지만 비추력 값에서는 큰 차이가 나지 않는 이유는, 일반적으로 발사체의 성능을 나타내는 비추력의 경우 특성속도(C^*)와 추력계수(C_F)의 곱을 중력가속도로 나눈 값을 가지게 된다. 이 때 본 연구에서 도출한 결과 값은 설계 값보다 큰 특성속도와 추력계수 값을 나타내었기 때문에 유사한 결과 값이 나타났다고 판단된다. 설계 값의 추력계수 값은 문헌으로 공개되어 있지 않아 역산을 통해 계산을 수행하였다.

또한 한국형발사체에 사용되는 실제 엔진의 초기 조건 값은 문헌으로 공개되어 있지 않아 정보가 제한적이었기 때문에, 해석 결과에 영향을 주었다고 판단된다. 해석 결과가 차이가 나는 이유에 관해서는 첫째로 연소실과 노즐 내의 유동을 동결평형조건으로 가정하였기 때문에 노즐 내에서 발생하는 복잡한 유동 현상을 고려하지 못하였고, 둘째로는 해석 시 작동유체를 균일 혼합물이며 반응이 없는 8 화학종의 연소가스로 가정하였기 때문이라고 판단된다. 추가적으로 본 연구에서는 NASA CEA 코드를 통해 화학종을 도출하여 해석을 수행하였는데 그 값이 실제 연소가스를 완벽하기 모사하지 못하였다는 한계점을 가졌다고 판단된다.

본 연구에서는 한국형발사체 1단 엔진이 운용되는 고도 54 km까지의 비추력 성능 이득을 비교하기 위한 연구이기 때문에, 한국형발사체 1단 엔진을 기반

Table 2. Validation of results of KSLV-II first stage engine[10,21,22,24].

	Results of numerical analysis		Performance of KSLV-II 1 st stage engine	
	Sea level	30 km	Sea level	Vacuum
Thrust [kN]	617.4	703.7	654.5	745.6
\dot{m} [kg/s]	239.6	239.6	243.6	243.6
I_{sp} [s]	262.7	299.4	262.0	298.5
C^* [m/s]	1797	1797	1730	1730
C_F	1.434	1.634	1.485 (Cal.)	1.692 (Cal.)

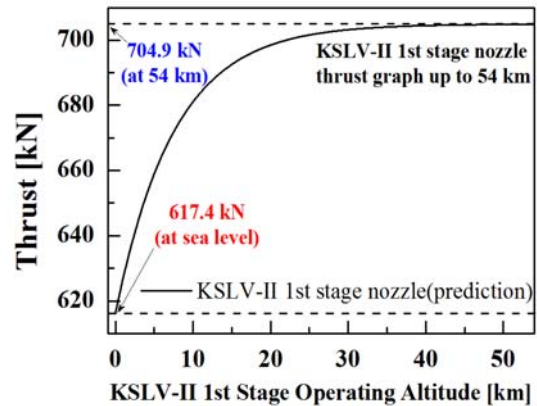


Fig. 8 Thrust graph up to 54 km of KSLV-II 1st stage engine.

으로 고도 20 km까지의 해석을 수행 후 그 이후의 구간은 fitting을 통해 나타내었다. 고도 20 km 이후의 구간에서는 추력 성능이 큰 폭으로 변화되지 않기 때문에 fitting을 수행하여 나타낸 결과 값과 오차가 0.1% 이내임을 확인할 수 있었다. 따라서 Fig. 8과 같이 고도 54 km까지 고도에 따른 한국형발사체 1단 엔진의 추력 성능을 해석 결과 값과 fitting을 통해 도출한 결과 값으로 그래프를 나타내었다.

4. 수치해석 결과

4.1 격자 민감도 해석

격자 민감도 해석은 DB0724ED1017 형상을 토대

로 진행하였고, 격자수는 180,000, 240,000, 300,000, 400,000개로 4가지의 격자를 설계하였다. Fig. 9는 설계된 각 격자 형상별로 노즐 부분을 확대한 그림이다. 해석은 잔차(residual)의 변화가 없을 때까지와 확장-굴절 노즐의 목(G_1)과 듀얼 벨 노즐의 베이스 노즐 및 확장부 출구에서의 질량유량이 같아질 때까지 수행하였다.

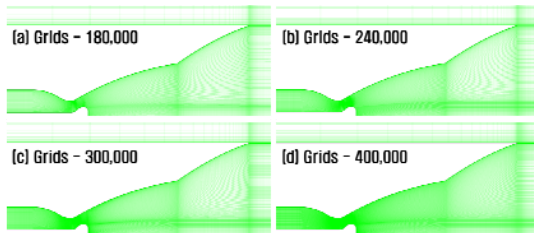


Fig. 9 Comparison of grid generation.

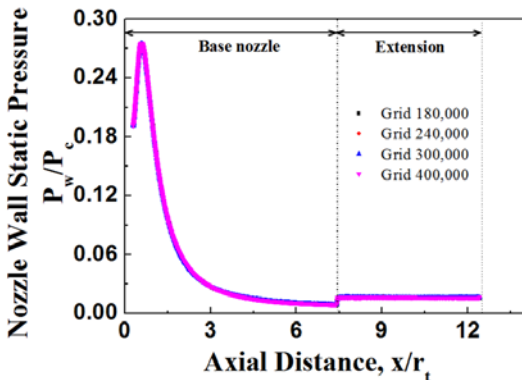


Fig. 10 Nozzle wall pressure distribution with axial distance.

Table 3. Results of grid sensitivity.

Performance at sea level - DB0724ED1017				
	Number of grids	Thrust [kN]	I_{sp} [s]	MFR [kg/s]
(a)	180,000	552.55	254.53	221.38
(b)	240,000	552.64	254.55	221.40
(c)	300,000	552.65	254.55	221.41
(d)	400,000	552.87	254.65	221.58

해석 결과 Table 3과 같이 모든 격자 케이스에서 해수면에서의 추력(thrust), 비추력(specific impulse, I_{sp}), 질량유량(mass flow rate, MFR)의 오차가 0.1% 이내였고, Fig. 10과 같이 노즐 위치에 따른 노즐 벽 압력 분포 차이가 없음을 확인하였다. 기준격자는 결과 값의 범위가 가장 일정하게 나타난 격자수 240,000개를 선정하였다.

4.2 확장-굴절 노즐 설계 검증

한국형발사체 1단 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 설계를 진행하였기 때문에, 변경시킬 수 있는 설계변수에 제한이 있었다. 따라서 확장-굴절 노즐의 설계변수 중 핀틀 굴절 각도(θ_i)를 듀얼 벨 노즐 내에서 가장 크게 설계 가능한 17° 로 설계하였다[18]. 이는 앞서 언급한 바와 같이 국외에서 확장-굴절 노즐의 설계변수에 관해 연구한 내용[4,6]을 참고하여 진행하였다.

설계된 형상을 토대로 해석을 진행하기에 앞서 핀틀 굴절 각도(θ_i)를 고각으로 설계하는 것이 올바른가에 관해 검증이 필요했다. 따라서 Fig. 11과 같이 베이스 노즐에 핀틀 굴절 각도(θ_i)가 고각인 (a) 17° 와 저각인 (b) 5° 를 설계하여 해수면에서의 해석 결과를 비교하였다.

해석 조건은 앞서 언급한 수치해석 조건들과 동일하게 선정하였고, 해수면에서의 마하수 분포와 노즐 벽 압력 분포 데이터를 분석하였다.

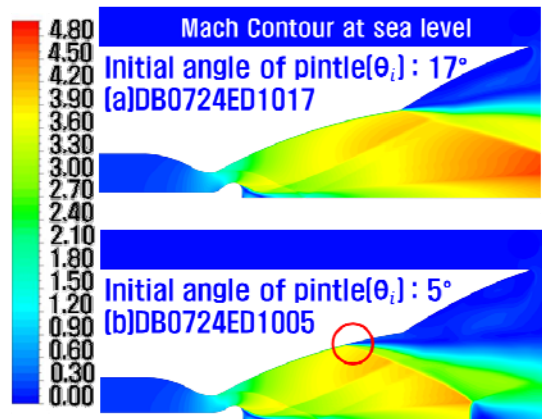


Fig. 11 Mach contour of (a) DB0724ED1017 and (b) DB1024ED1005 at sea level.

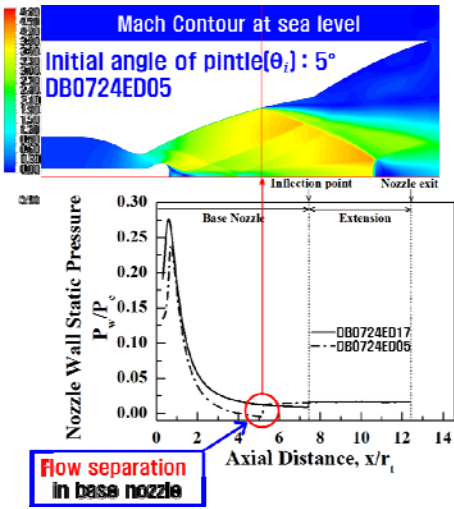


Fig. 12 Nozzle wall pressure distribution of DB0724ED1017 and DB0724ED1005.

Fig. 11과 같이 핀틀 굴절 각도가 저각으로 설계된 경우 해수면에서 노즐 내 유동이 노즐 끝단까지 발달하지 못하고 과대팽창 되는 것을 볼 수 있다. 이로 인해 Fig. 12와 같이 노즐 내 유동이 박리되는 지점이 생기게 되고, 이로 인해 해수면에서의 성능이 핀틀 굴절 각도가 고각을 이룬 경우보다 더 낮게 나타났다. 따라서 핀틀 굴절 각도(θ_i)는 듀얼 벨 노즐 내에서 가장 고각을 이루는 17° 로 선정하여 해석을 진행하였다.

4.3 듀얼 벨 노즐 천이 특성 분석

격자 민감도 해석을 통해 선정한 격자수 240,000개를 기준으로 듀얼 벨 노즐 형상 중 DB0724와 DB1024에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 고도에 따른 해석을 진행하였다. 고도에 대한 대기값은 국제 민항 기구(International Civil Aviation Organization, ICAO)에서 제시한 표준대기 조건을 활용하였다[20].

충남대학교에서 듀얼 벨 노즐에 관해 수행한 선행 연구에서는 한국형발사체에 듀얼 벨 노즐만을 적용하여 천이가 발생하는 고도와 노즐 성능을 분석하였다[10]. Fig. 13과 같이 형상 (a)와 (c)는 각각 고도 7 km와 3 km에서 천이가 발생하였다[10]. 이 때 천이가 더 높은 고도에서 발생할 경우 성능 손실 구간

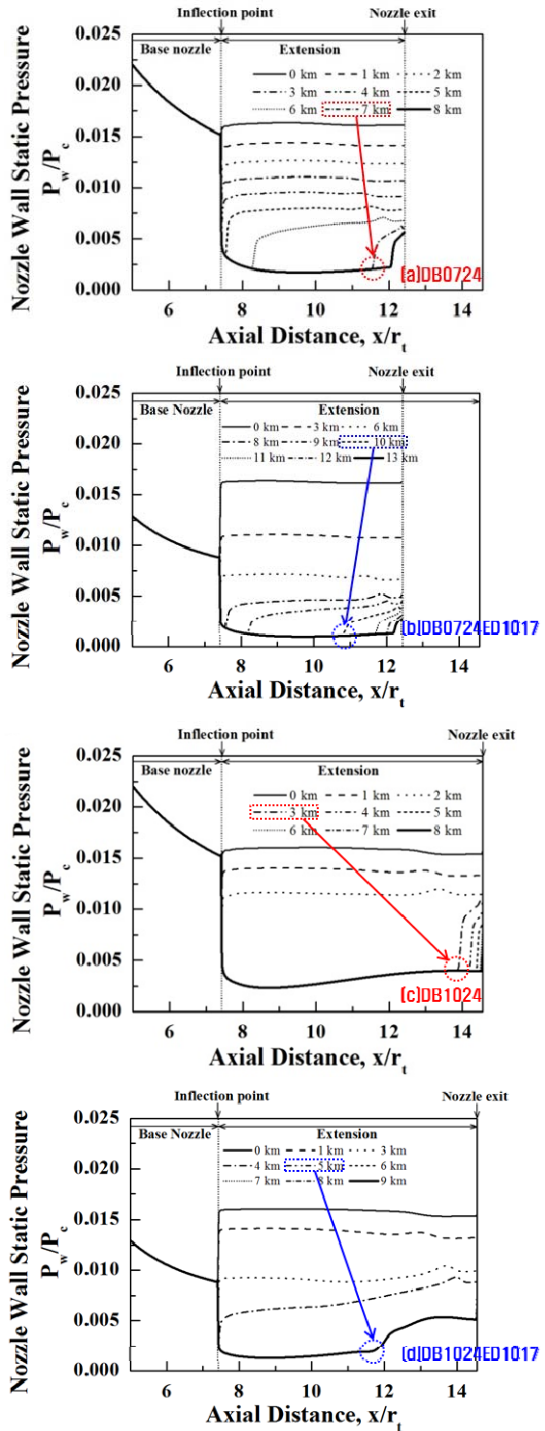


Fig. 13 Nozzle wall pressure distribution of (a) DB0724, (b) DB1024, (c) DB0724ED1017 and (d) DB1024ED1017[10].

이 더 작게 나타났다[10,16]. 이처럼 천이가 발생하는 시점에 따라 듀얼 벨 노즐 성능이 크게 변화되게 된다. 따라서 본 연구에서는 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용할 경우 이러한 천이 특성이 어떻게 변화되는지 중점적으로 분석하고자 하였다.

해석 결과 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용할 경우 천이고도가 더 높게 나타났다. Fig. 13의 형상 (b)와 같이 고도 10 km에서 천이가 발생하였고, (d)의 경우 고도 5 km에서 천이가 발생하였다. 이 때 (d) 형상에서는 벽 압력 분포가 중첩되어 나타났는데, 이는 핀틀 윗면을 따라 거동하던 유동이 떨어져 나가면서 발생한 충격파로 인해 생긴 현상이라 판단하였다. 발생한 충격파는 듀얼 벨 노즐 확장부의 일정한 위치에 재부착 되게 되었다. 이로 인해 천이가 발생한 5 km 지점 이후의 고도에서는 동일한 위치에서 재부착된 충격파로 인해 벽 압력 분포가 중첩되어 나타나게 된 것이라고 판단된다. 이와 같이 노즐 길이가 길어짐에 따라 충격파가 노즐 내에 재부착 되는 내용에 관해서는 추후 확장-굴절 노즐의 최적화 설계를 위한 연구 시 반영하여 연구를 수행해야 될 것이라고 판단된다.

기존에 듀얼 벨 노즐만을 적용한 (a)와 (c)에 비해 천이고도가 더 높게 나타난 이유로는 확장-굴절 노즐 개념을 적용하게 되면 노즐 내 유동이 과대팽창(over-expansion)하게 되고, 이로 인해 이상팽창 고도가 높아지게 되어 천이고도가 높아졌다고 판단된다. 실제로 듀얼 벨 노즐만을 한국형발사체에 적용한 케이스에 비해 확장-굴절 노즐 개념을 적용하게 되면 노즐 출구 압력이 더 낮게 형성되는 것을 확인하였다.

확장-굴절 노즐 개념 적용을 통해 천이고도를 변화시킬 수 있다는 것은 듀얼 벨 노즐의 천이고도를 제어하는 하나의 방안으로도 활용할 수 있기 때문에 의미가 있다고 판단된다.

4.4 노즐 길이 절감에 따른 천이고도 및 성능 분석

듀얼 벨 노즐의 경우 베이스 노즐에 확장부가 추가되기 때문에 무게가 증가된다는 문제점이 존재하게 된다. 이러한 문제점을 해결할 수 있는 방안으로 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 노즐 길이 절감을 통한 탑재중량이익 가능성을 확인

하고자 하였다.

따라서 Fig. 14와 같이 베이스 노즐 길이를 줄인 형상을 설계하였다. DB0724ED10의 노즐 길이 절감 시 베이스 노즐 길이는 변곡점이 2개 이상 생기지 않도록 5%, 10%까지 감소시켜 설계하였다. 수치해석 조건은 앞서 언급한 바와 동일하게 적용하였다. 추가적으로 해수면 이외에 한국형발사체 1단이 운용되는 고도 중 18 km까지의 고도에 따른 해석을 진행하였고 질량유량(\dot{m}), 추력(F)을 이용해 Eq. 1을 활용하여 비추력을 계산 후 선행연구 결과 값과 비교하였다[10].

선행연구에서 한국형발사체 1단 노즐에 듀얼 벨 노즐만을 적용한 DB0724의 경우 천이 현상 발생 시 성능 저하 구간이 발생하였다. 하지만 고도 54 km까지의 총역적을 계산하여 한국형발사체 1단과 비교하였을 때 0.92%의 성능이익을 얻을 수 있음을 확인하였다[10]. 이는 Fig. 15의 (a)를 보면 알 수 있듯이 천이 시 비추력이 저하되는 구간이 존재하지만, 천이를 통해 듀얼 벨 노즐 확장부 끝단까지 노즐 유동이 팽창하게 되고, 이 고도 보정 효과로 인해 한국형발사체 1단 노즐보다 큰 총역적을 얻었다고 판단된다[10].

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \quad (1)$$

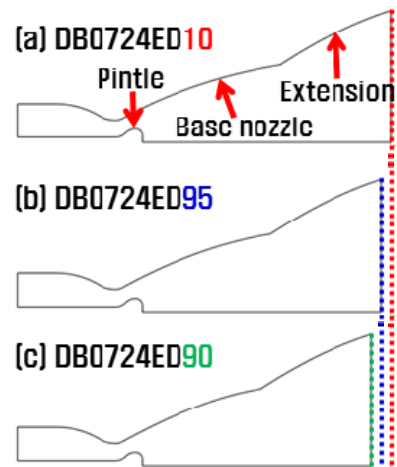


Fig. 14 Designed nozzle shape according to length reduction of base nozzle.

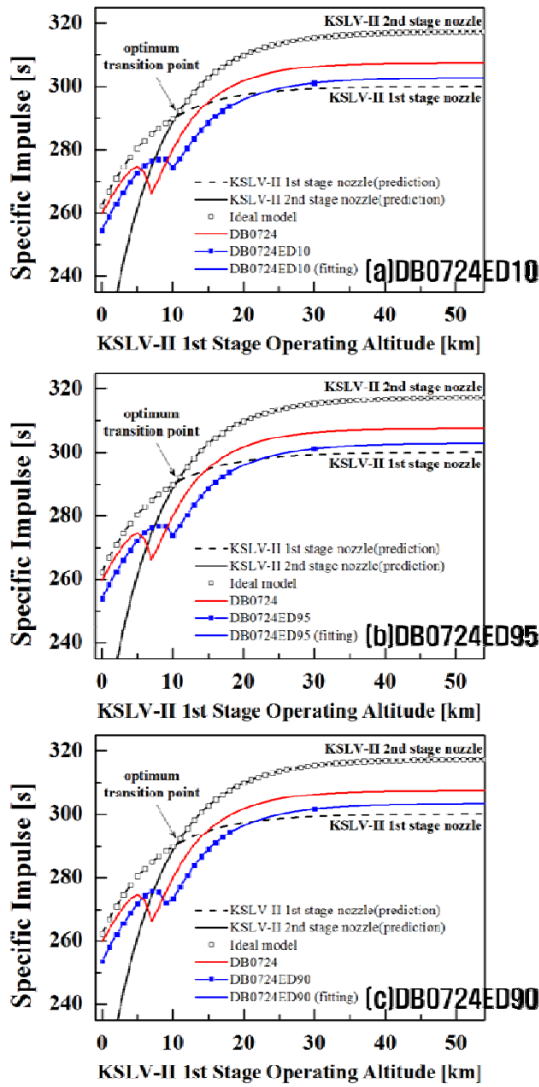


Fig. 15 Specific impulse graphs up to 54 km according to base nozzle reduction of (a) DB0724ED10, (b) DB0724ED95 and (c) DB0724ED90 [10].

이와 같은 현상은 듀얼 벨 노즐과 확장-굴절 노즐을 결합한 형상에서도 동일하게 발생하였다. Fig. 15와 같이 천이 시 발생하는 성능 손실은 동일하게 발생하였지만 감소하는 폭이 더 작게 나타났다.

반면 듀얼 벨 노즐의 선행연구[10]에서 총역적이 가장 높게 나타난 DB1024 형상에 확장-굴절 노즐을 적용한 DB1024ED1017의 경우 한국형발사체 1단 엔진에 비해 0.19%의 이득을 얻게 되었다. 이는

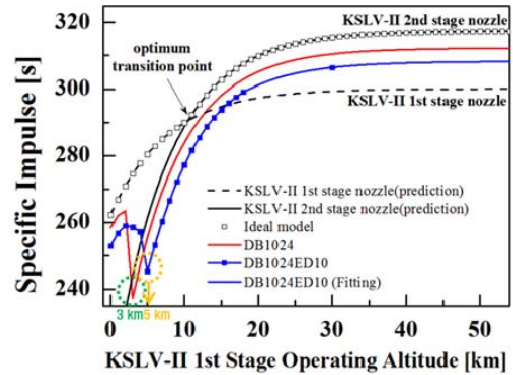


Fig. 16 Specific impulse graph up to 54 km of DB1024ED1017[10].

Table 4. Comparison of specific impulse gain (based on the KSLV-II 1st nozzle)[10].

Nozzle type	I_{sp} gain (up to 54 km)
DB0724[10]	0.92%
(a)DB0724ED10	-0.60%
(b)DB0724ED95	-0.59%
(c)DB0724ED90	-0.53%

DB1024 형상의 경우 천이가 낮은 고도인 3 km에서 발생하게 되고 천이 시 발생하는 성능 손실이 DB0724에 비해 큰 폭으로 발생하게 된다. 하지만 DB1024에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하면 Fig. 16과 같이 천이 고도가 5 km로 상승하고 비추력이 손실되는 폭이 감소되어 총역적에서 이득을 얻을 수 있었다고 판단된다.

듀얼 벨 노즐의 베이스 노즐 길이가 줄어들수록 고도 54 km까지의 총역적은 한국형발사체 1단 엔진의 총역적에 비해 Table 4와 같이 증가하는 결과를 나타내었다. 이를 통해 확장-굴절 노즐의 장점인 동일한 성능을 내고 노즐 길이 절감을 통한 탑재중량 이득을 얻을 수 있다는 가능성을 보았다고 판단하였다. 비록 한국형발사체 1단 엔진에 비해서는 총역적이 낮게 나타났지만, 이는 기존의 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 연구를 수행하였고 설계된 듀얼 벨 노즐이 최적화 형상이 아니었다는 한계점 때문이라 판단된다.

노즐 길이 절감의 신뢰성을 높이기 위해서는 추후 한국형발사체 1단 엔진에 확장-굴절 노즐 개념만을

적용하여 노즐 길이 절감에 따른 성능 분석 연구를 추가적으로 수행해야 할 것이라고 판단된다. 본 연구에서는 한국형발사체 1단 엔진을 기반으로 저고도 영역에서의 수치해석을 수행하였지만 국외에서는 고고도에서 운용되는 발사체 상단에 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 탑재중량이익을 얻는 연구를 수행하였다[8]. 따라서 고고도 영역에서 운용되는 한국형발사체 상단 엔진에 확장-굴절 노즐 개념을 적용한 연구를 수행한다면, 향후 차세대 발사체 개발을 위한 기초 자료 마련에 의미가 있을 것이라 판단된다.

5. 결 론

본 논문에서는 고도 보정 노즐 중 듀얼 벨 노즐과 확장-굴절 노즐을 결합한 형상의 가능성 확인을 위한 기초적인 수치해석을 수행하였다. 특히 기존의 듀얼 벨 노즐만을 한국형발사체에 적용한 형상과 비교하였을 때 천이고도가 어떻게 변화되는지 중점적으로 분석하였다.

한국형발사체 1단 엔진을 기반으로 한 듀얼 벨 노즐에 확장-굴절 노즐 개념을 적용할 경우 노즐 내 유동이 과대팽창 되는 경향을 나타냈다. 그로 인해 이상팽창 고도가 높아지게 되어 천이고도가 상승하는 현상이 나타났다. 이는 천이를 통해 성능 이익을 얻는 듀얼 벨 노즐에 있어 천이고도를 제어하는 하나의 방안으로도 활용 가능할 것이라고 판단하였다.

또한 확장-굴절 노즐 개념을 적용하여 노즐 길이 절감에 따른 탑재중량이익 가능성을 확인하였다. 듀얼 벨 노즐의 베이스 노즐 길이를 변곡점이 2개 이상 생기지 않는 5%, 10%까지 줄여 고도 18 km까지의 해석을 수행하였다. 한국형발사체 1단 엔진과 총역적을 비교한 결과 노즐 길이가 감소함에도 동일한 성능을 내는 것을 확인하여 길이 절감에 따른 탑재중량이익 가능성을 얻을 수 있을 것이라 판단하였다.

아직 최적 설계 단계가 아닐뿐더러 고도 보정 노즐 두 가지를 결합한 형상의 가능성을 보기 위한 기초적인 연구를 수행한 것이기 때문에, 실제 발사체

에 적용 여부는 본 연구에서는 판단하기 어렵다. 하지만 향후 고도 보정 노즐에 관한 수치해석이나 실험을 위한 기반을 마련한 것에 의의가 있을 것이라 판단된다. 본 연구에서 마련한 자료들을 토대로 한국형발사체에 확장-굴절 노즐을 적용한 중/고고도 영역 해석을 진행하여 탑재중량이익 가능성을 확인하고자 한다.

후 기

본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업(계약번호 NRF-2014M1A3A3A02034776)과 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(계약번호 NRF-2013R1A5A1073861)의 지원을 받아 수행된 것임.

References

1. Hagemann, G., Immich, H., Nguyen, T.V. and Dumnov, G.E., "Advanced Rocket Nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 620-634, 1998.
2. Frey, M. and Hagemann, G., "Critical Assessment of Dual-Bell Nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 1, pp. 137-143, 1999.
3. 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, pp. 363-376, Jun. 2013.
4. Taylor, N.V. and Hemsell C.M., "Throat Flow Modelling of Expansion Deflection Nozzles," *Journal of the British Interplanetary Society*, Vol. 57, pp. 242-250, 2004.
5. Schomberg, K., Olsen, J., Neely, A. and Doig, G., "Experimental Analysis of a Linear

- Expansion-Deflection Nozzle at Highly Overexpanded Conditions," *19th Australasian Fluid Mechanics Conference*, Melbourne, Australia, pp. 74-77, Dec. 2014.
6. Schomberg, K., Doig, G. and Olsen, J., "Geometric Analysis of the Linear Expansion-Deflection Nozzle at Highly Overexpanded Study of an E-D Nozzle Geometric parameters for Altitude Compensation Flow Conditions," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014-4001, Cleveland, O.H., U.S.A., Jul. 2014.
 7. Schneider, D., Génin, C., Stark, R. and Fromm, C.M., "Ariane 5 Performance Optimization Using Dual-Bell Nozzle Extension," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 4, pp. 743-750, 2016.
 8. 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*, Tucson, Az., U.S.A., AIAA 2005-3752, Jul. 2005.
 9. Dzianis P., Koichi Y., Hidekazu K., Hiroaki T., Angelo P., Yoshinobu T., Tatsuya K., Kazuhiko Y. and Angelo P., "Control of Operation Mode Transition in Dual-Bell Nozzle with Film Cooling," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, U.S.A., AIAA 2010-6815, Jul. 2010.
 10. Kim, J., "Transient Characteristics and Performance Gain of Dual Bell Nozzle Based on developing Korean Launch Vehicle, KSLV-II," *Master's Thesis*, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Korea, 2017.
 11. Kim, H. and Koo, B., "A Study of the Flow Characteristics through a Supersonic Dual Bell Nozzle," *Journal of The Korean Society for Propulsion Engineers*, Vol. 4, No. 4, pp. 70-77, 2000.
 12. Rajesh, G. and Kim, H., "A CFD study on the Supersonic Flow through a Dual Bell Nozzle," *38th KSPE Spring Conference*, Gumi, Korea, pp. 324-330, May 2012.
 13. 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, pp. 952-962, 2015.
 14. 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, pp. 456-465, 2015.
 15. Kim, J., Choi, J. and Huh, H., "Preliminary CFD Results of a Dual Bell Nozzle based on the KSLV-II," *Journal of The Korean Society for Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 6, pp. 18-28, 2016.
 16. Choi, J. and Huh, H., "Numerical Study on Transition Characteristics of Dual Bell Nozzle with Expansion Ratio Fixed," *Journal of The Korean Society for Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 3, pp. 68-75, 2017.
 17. Park, S., Moon, T. and Huh, H., "Study of an E-D Nozzle Geometric parameters for Altitude Compensation," *KSAS Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 1162-1163, Nov. 2016.
 18. Moon, T., Park, S., Choi, J. and Huh, H., "Numerical Study of Dual Bell Nozzle by applying the Concept of Expansion-Deflection Nozzle," *KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 679-681, May 2017.
 19. Moon, T., Park, S., Choi, J. and Huh, H., "Research Trends of an E-D Nozzle for Altitude Compensation," *Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 10, pp. 844-854, 2017.
 20. International Civil Aviation Organization (ICAO), "Manual of the ICAO Standard Atmosphere: extended to 80 kilometres (262

- 500 feet)," ICAO-OACI-HKAO 7488/3, 1993.
21. Moon, Y. and Nam, C., "A Study of KSLV-II Engine System Development Test Program," *KSPE Spring Conference*, Busan, Korea, pp. 732-736, May 2013.
22. Choi, H., Han, Y., Ryu, C. and Kim, S., "Analytic Considerations of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Design for the KSLV-II," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 4, pp. 71-80, 2010.
23. Kim, S., Moon, Y. and Park, T., "Development of Chemical Equilibrium CFD Code for Performance Prediction and Optimum Design of LRE Thrust Chamber," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 9, No. 1, pp. 1-8, 2005.
24. Im, J., Woo, S., So, Y., Kim, S., Lee, K. and Han, Y., "Design Point Hot-firing Test of Technology Demonstration Model for KSLV-II 75 tonf-class Combustion Chamber," *KSPE Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 697-700, Nov. 2015.
25. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., New Jersey, N.J., U.S.A., Ch. 3 and 5, 1992.