

전기펌프 사이클 상단 엔진을 적용한 소형발사체 성능 비교연구

유병일^{1,3}, 곽현덕², 김홍집^{3,†}

¹한국항공우주연구원 엔진시험평가팀

²한국항공우주연구원 터보펌프팀

³충남대학교 기계공학과

Comparative Study on the Performance of Small Satellites Launch Vehicle Employing ElecPump Cycle Upper Stage Engine

Byungil Yu^{1,3}, Hyun-Duck Kwak² and Hongjip Kim^{3,†}

¹Engine Test and Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute

²Turbopump Team, Korea Aerospace Research Institute

³Department of Mechanical Engineering, Chungnam National University

Abstract

The performance analysis of the small satellites launch vehicle using the electric pump cycle as the upper stage engines was performed. The first stage is the launch vehicle that uses the test launch vehicle of the Korea Space Launch Vehicle II and the second stage employs elecump cycle engine that uses liquid methane and kerosene (RP-1) as fuel. A model for the mass estimation was presented and the analysis was conducted for the range of thrust of 20 to 40 kN and combustion pressure of 3 to 6 MPa with a nozzle expansion ratio of 60 to 100. The mixture ratio with the maximum velocity increment was calculated and the performance of the LEO and SSO payload were calculated from the stage mass estimation. In both the cases, liquid methane, and RP-1 showed maximum payload for 20 kN thrust, 3 MPa combustion pressure, and the nozzle expansion ratio of 100, with a mixture ratio of 3.49 for liquid methane and 2.75 for RP-1. In addition, the ditching points of the first stage and the fairing in the LEO mission were analyzed using ASTOS.

초 록

전기펌프 사이클을 상단 엔진으로 사용하는 2단형 소형발사체의 성능 해석을 수행하였다. 1단은 한국형발사체 시험발사체를 사용하고 상단은 액체메탄과 케로신(RP-1)을 연료로 사용하는 전기펌프 사이클 엔진을 상정하였다. 상단 질량 예측을 위한 모델을 제시하고, 총 역적을 고정한 상태에서 20~40 kN의 추력과 연소압력 3~6 MPa, 노즐 확대비 60~100의 범위에 대하여 해석을 실시하였다. 최대 속도증분을 가지는 혼합비를 제시하고 단 질량 예측을 통해 LEO(Low Earth Orbit)와 SSO(Sun Synchronous Orbit) 궤도 투입 성능을 계산하였다. 액체메탄, RP-1 두 경우 모두 추력 20 kN, 연소압력 3 MPa, 확대비 100의 경우에 최대 궤도투입중량의 결과를 보였으며, 이 때의 혼합비는 액체메탄의 경우 3.49, RP-1의 경우 2.75이다. 또한 ASTOS를 이용하여 LEO 임무일 경우의 1단 및 페어링의 낙하점을 분석하였다.

Key Words : ElecPump(전기펌프), Small Satellites Launch Vehicle(소형발사체), LOx(액체산소), Methane(메탄), Kerosene(등유)

1. 서 론

2020년 유로컨설팅의 보고서[1]에 따르면 2028년까지 전세계에서 매년 평균적으로 약 990개의 위성이 발사될 계획이며, 이는 지난 10년간의 연간 평균 위성 발사 대수인 230여개를 4배 이상 상회하는 수준이다. 이에 따라 향후 10년간 위성 시장의 규모는 2920억 달러로 지난 10년간 시장 규모 대비 28% 이상의 성장이 예상된다. 이와 같이 폭발적으로 증가하는 위성

수요에 발맞추어 발사체 시장도 큰 성장을 하고 있다. 향후 발사 예정인 기수가 지난 10년 대비 연평균 4배 이상 증가하였음에도 불구하고 시장 규모 증가가 28%에 불과한 이유는 기당 단가가 비싼 대형위성보다 중 소형위성이 대부분을 차지하기 때문이며, 이러한 수요에 대응하기 위해 약 30여개의 소형발사체가 각국에서 정부 및 민간 주도로 개발 중이다[2]. 한편 대한민국에서는 한국형발사체(KSLV-II) 개발을 통해 축적된 기술을 바탕으로 탑재중량 500 kg 이하의 소형발사체 개발을 위한 기초연구가 수행되고 있다[3]. 현재 전세계 소형발사체 개발의 기본전략은 저비용과 빠른 발사 주기로 요약되며, 이를 달성하기 위한 대한민국 소형발사체 개발 전략도 다양하게 제시될 수 있다. 특히, 2018년 발사에 성공한 한국형발사체의 시험발사체(KSLV-II TLV)를 2단형 소형발사체의 1단으로 사용하는 방안은 개발기간 단축 및 비용 절감을 위한 합리적인 방안이다[4].

한편, 발사체에 전기펌프 사이클 엔진을 적용하는 구체적인 제안은 2002년에 Lockheed Martin사가 공개한 바 있으며[5], 미국의 민간기업인 RocketLab사가 액체산소와 RP-1을 추진제로 하는 전기펌프 사이클 2.2톤급 Rutherford 엔진 개발에 성공하였다. 이후 Rutherford 엔진을 사용하는 Electron 발사체를 시장에 출시하였으며, 2017년 시험발사 이후 총 10회의 상업 발사에 성공하였다. 2020년 2월까지 상업 발사로 궤도로 운송한 위성의 수는 48개에 이르며, 발사 성공률은 100%에 육박한다[6]. 이는 전기펌프를 사용하는 엔진의 신뢰도가 높은 것을 반증한다.

이에 본 논문에서는 한국형발사체 시험발사체를 1단으로 활용하고, 상단에는 전기펌프 사이클 엔진을 적용하는 2단형 소형발사체를 제안하고, 상단 사이클의 추진제 종류, 혼합비(O/F ratio), 연소압력(combustion pressure), 추력(thrust)에 따른 소형발사체의 궤도투입 성능에 대해 기술하고자 한다. 상단의 추진제 종류로는 액체산소+RP-1 조합과 액체산소+액체메탄 조합을 고려하였으며, 각 추진제 조합에서 최대의 속도증분(ΔV)을 얻는 혼합비를 제시하였다. 이후 각 추진제 별로 제시한 혼합비 조건에서 동일한 총역적(total impulse)을 가정하여 연소압력 및 추력을 변수로 한 궤도투입 성능을 해석하였다.

2. 소형발사체 제원

2.1 임무 정의

소형발사체 임무는 LEO 및 SSO 궤도 두 가지를 고려하였다. 300 km LEO 임무의 경우 궤도에 안착하기 위한 위성의 속도증분은 약 7,700 m/s이 된다[7]. 나

로우주센터에서 방위각 170°로 발사하여 궤도 경사각 80°의 300 km 원형 궤도에 투입한다고 가정할 때 항력 손실, 기동 손실 및 중력 손실 등을 고려하면 발사체의 속도증분은 9650 m/s이 필요하다[8]. 한편, 방위각 170°로 발사하여 궤도 경사각 97.4°의 500 km SSO 궤도에 투입하는 임무에서는 여러 손실을 고려하여 최종적으로 10500 m/s의 속도증분이 필요하며[9], 이를 Table 1에 정리하였다. 나로우주센터에서 방위각 170°로 발사하는 이유는 낙하물이 공해상에 떨어지는 범위가 가장 넓기 때문이다. 나로우주센터에서 방위각 170°로 발사할 경우 1단이 공해상에 낙하하기 위해서는 발사대로부터 300~500 km, 또는 1400~2800 km에 낙하점이 있어야 하며, 이를 만족시키기 위해 각 단 속도증분의 적절한 배분이 필요하다.

Table 1 Mission Statement of Small Satellites Launch Vehicle

Parameters	Value	
Launch Site	Naro Space Center	
Launch Azimuth	170°	
Orbit	300 km LEO	500 km SSO
Orbital Inclination	80°	97.4°
Required ΔV	9,650 m/s	10,500 m/s
Lift-off Acceleration	More than 1.2 g	

2.2 소형발사체 1단 성능 규격

시험발사체를 1단으로 사용할 경우의 성능 규격을 Table 2에 정리하였다. 실제 시험발사체의 경우, 페어링, 2단 구조체, 질량 모사체 등의 질량이 포함되어 있으나 소형발사체 1단으로 사용할 경우에는 필요 없기 때문에 이는 제외하고 순수한 1단의 질량만을 표기하였다. Table 2에 표기된 매개변수와 더불어 상단의 질량, 구조비(MR), 비추력 등을 구하게 되면 소형발사체의 궤도투입 성능을 예측할 수 있다. 이후 2.1절에서 기술한 바와 같이 1단 낙하점 제어를 위한 속도증분 배분을 위해 산출된 상단의 구조비, 비추력 등을 같이 고려하여 1단 연소 시간(t_b)을 조정할 필요가 생길 수 있다. 이 경우 1 단의 구조비, 속도증분이 바뀌게 되므로 전체 발사체의 성능을 재계산하여야 한다.

2.3 전기펌프 사이클 상단 엔진

Figure 1에 전기펌프 사이클 엔진의 구성을 도시하였다. 산화제 펌프와 연료 펌프가 각기 독립적인 모터에 의해 구동되는 구조를 채택하고 있으며, 이 경우 각 펌프의 회전속도를 독립적으로 제어할 수 있어 추력제어 및 혼합비 제어가 용이한 장점을 가진다. 배터

리 팩은 편의상 단일 팩으로 도시되어 있으나, 실제 구성에서는 단일 팩과 동일한 전체 용량을 가지는 다수의 작은 팩으로 대체할 수 있다. 이는 상단 연소 시간을 세분화하여 각 구간별로 각 단위 용량의 팩이 펌프 구동 에너지를 공급한 뒤 사출(jettison)되어 버려지는 구성을 위한 것으로 이런 경우 상단의 구조비를 개선시켜 궤도투입 성능을 향상시킬 수 있다. 아울러 선행연구[10]를 통해 밝혀진 바에 의하면, 배터리 팩의 성능저하를 방지하기 위해 냉각이 필요하며, 냉각 방식으로는 연료펌프 출구에서 연료 일부를 배터리 팩 냉각에 사용한 후 연료펌프 입구로 회수하는 방식을 고려할 수 있다. 그러나 연소 시간이 긴 경우 배터리

Table 2 Specifications of 1st Stage

Parameters	Value
Vacuum Thrust	744.5 kN
Sea-level Thrust	653.7 kN
Vac. Specific Impulse, I_{sp}	298.6 sec
Lift-off Mass	48,080 kg
Dry Mass (Including residual propellant)	5,190 kg
Mass Ratio	0.10795
Burning Time, t_b	141.7 sec
Max. Diameter	2.6 m

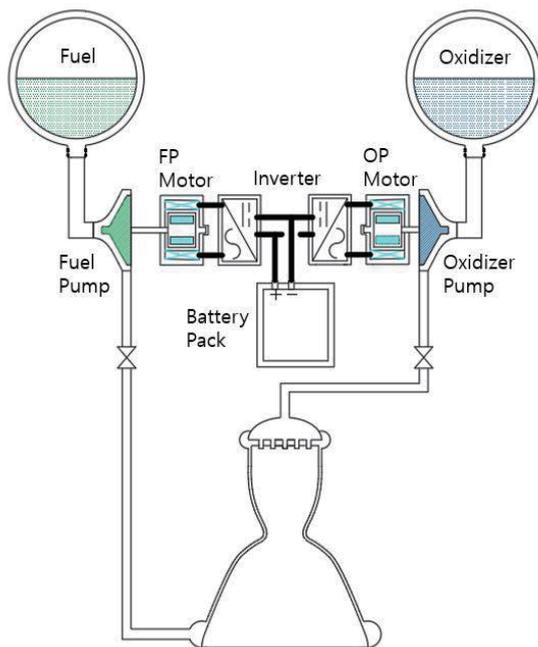


Fig. 1 Schematics of ElecPump Cycle

셀 발열에 의한 배터리 팩의 성능 저하는 크지 않지

때문에[15] 본 연구에서는 배터리 팩 냉각을 고려하지 않았다.

Table 3에 전기펌프 사이클 상단 엔진의 규격을 정리하였다. 산화제로는 액체산소를 사용하며, 연료로는 RP-1과 메탄을 고려하였다. 총역적은 15,000 kN-sec으로 고정하였으며, 추력은 20, 30, 40 kN의 세가지 경우를 고려하였다. 연소시간은 총역적이 동일하도록 추력에 따라 조정하였으며, 이 경우 총역적을 고정하면 본 연구에서 고려한 해석 케이스에서 비추력과 혼합비에 따라 변화하는 추진제 양이 3% 미만의 차이로 미미하여 기본설계 단계에서 최적 구간을 구하는 경우 그 차이는 무시할 수 있어 성능의 정량적 비교가 가능하다. 혼합비의 경우 각 추진제 조합별로 최대 속도증분을 얻도록 결정하여야 하며, 이는 3절에서 기술하기로 한다. 연소압력은 3.0, 4.0, 5.0, 6.0 MPaA로 설정하였다. 전기펌프 사이클의 경우, 연소압력이 특정 수준 이상으로 높을 경우 펌프 동력이 커져 배터리 팩의 질량이 과도해지며, 결국 연소압력 상승으로 인한 비추력의 이득보다 배터리 팩 질량 증가로 인한 구조비 손실이 커지는 경향이 있다[10]. 이에 본 연구에서는 최대 6.0 MPaA의 연소압력까지 해석을 실시하였다. 아울러 확대비(ϵ)는 60, 80, 100의 세가지 경우를 상정하였으며, 확대비의 증가로 인한 동체의 길이와 중량 증가의 단점을 고려하여 최대 면적비를 엔진 질량 모델의 기준으로 삼고 있는 한국형발사체 3단 엔진의 확대비인 94.5를 기준으로 하였다.

산화제 펌프 및 연료 펌프의 성능은 한국항공우주연구원에서 개발한 터보펌프를 기초로 추정하였다[11]. 산화제 펌프의 경우 입구압력을 0.4 MPaA로 설정하였으며, 효율은 0.65로 가정하였다. 또한 산화제 펌프 출구압력은 연소압력의 1.15배로 가정하였는데, 이는 배관 및 인젝터에서의 압력손실을 고려한 것이다. 연료 펌프 입구압력은 RP-1일 경우 0.2 MPaA, 메탄일 경우 0.4 MPaA로 설정하였으며, 각각의 효율은 0.7 및 0.65로 가정하였다. 마지막으로 연료 펌프의 출구압력은 배관, 재생냉각 및 인젝터 손실을 고려하여 연소압력의 1.55배로 가정하였다.

2.4 전기펌프 사이클 상단 구성품 정의

Figure 2에 전기펌프 사이클 상단 구성품을 정의하였다. 상단 구성은 크게 추진제(propellants), 단 구조체(stage structures), 단 유공압(stage hydraulics), 엔진(engine), 항법전자(avionics)로 나뉜다. 먼저 추진제에는 산화제와 연료, 그리고 탱크 선가압 및 밸브 구동을 위한 헬륨으로 구성된다. 아울러 본 논문에서는 전기펌프 구동을 위한 배터리 팩도 추진제 중량에

Table 3 Specifications of Upper Stage Engine

Parameters	Value
Cycle	ElecPump Fed Cycle
Oxidizer	Liquid Oxygen
Oxidizer Density, ρ_o	1132.8 kg/m ³
Fuel	RP-1
	Liquid Methane
Fuel Density, ρ_f	800.0 kg/m ³ (RP-1)
	423.6 kg/m ³ (Methane)
Total Impulse	15,000 kN-sec
Thrust, F	20, 30, 40 kN
Burning Time, t_b	750 sec @ 20 kN
	500 sec @ 30 kN
	375 sec @ 40 kN
O/F Ratio	TBD
Combustion Pressure, p_c	3.0, 4.0, 5.0, 6.0 MPaA
Expansion Ratio, ϵ	60, 80, 100
OP Inlet Pressure, $p_{op,i}$	0.4 MPaA
OP Outlet Pressure, $p_{op,o}$	1.15× p_c
OP Efficiency, η_{op}	0.65
FP Inlet Pressure, $p_{fp,i}$	0.2 MPaA (RP-1)
	0.4 MPaA (Methane)
FP Outlet Pressure, $p_{fp,o}$	1.55× p_c
FP Efficiency, η_{fp}	0.7 (RP-1)
	0.65 (Methane)
Motor Efficiency, η_{mot}	0.98
Inverter Efficiency, η_{inv}	0.95

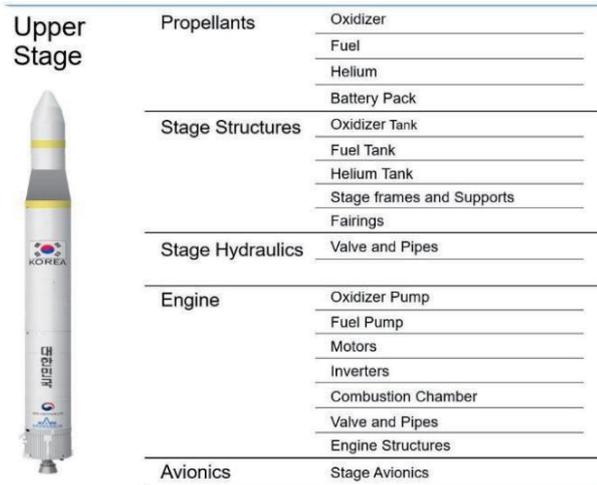


Fig. 2 Upper Stage Components Breakdown

포함하였는데, 배터리 팩 사출을 고려할 경우 순간적

으로 구조비가 바뀌게 되며, 이는 연소에 의해 추진제가 소모되어 구조비가 지속적으로 바뀌는 현상과 유사하기 때문이다. 단 구조체는 탱크, 단 지지 구조체 및 페어링으로 구성되며, 단 유공압에는 탱크에서 엔진까지 추진제를 공급하는 배관 및 제어 밸브 등이 포함된다. 엔진은 산화제 및 연료 펌프, 이를 구동하기 위한 모터와 인버터, 연소기, 제어밸브 및 배관 그리고 엔진 구조체로 구성된다. 상단 구성품 정의에 따른 각 구성품의 중량 추정은 4절에 기술하였다.

3. 혼합비 결정

로켓 방정식에 의하면 각 단 연소 종료 후의 속도증분은 Eq. 1과 같이 표현된다. 식(1)에서 g_0 는 표준 중력가속도, I_{sp} 는 비추력, m_0 와 m_1 은 연소시작 및 종료 시점의 중량을 뜻한다.

$$\Delta v = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln(m_0/m_1) \quad (1)$$

따라서 속도증분을 최대로 하기 위해서는 비추력과 구조비 역수의 곱이 최대로 되는 운용점을 찾아야 한다. 비추력의 경우 추진제, 혼합비, 연소압력, 확대비의 함수이며, 추진제 종류 및 연소압력에 따라 혼합비를 변화시켜 비추력을 추출했다. 계산에는 CEA[12]을 사용하였다. 이 때 액체산소+RP-1 조합의 경우 혼합비 2.2~3.2, 액체산소+액체메탄 추진제 조합의 경우 혼합비 2.4~3.8 사이의 범위를 대상으로 했다. Fig. 3에 액체산소+액체메탄 추진제 조합일 때 혼합비에 따른 비추력의 변화를 도시하였다. 연소압력이 높아질수록, 또한 확대비가 커질수록 최대 비추력을 얻는 혼합비가 점점 커진다. 따라서 최대 비추력을 얻는 혼합비는 연소압력 및 확대비의 함수이다.

한편, 혼합비에 따른 구조비를 최소로 하기 위해서는 상단 각 구성품 건조 중량의 합이 최소가 되는 지점을 찾아야 한다[13]. 그러나 각 구성품의 중량은 여러 설계 변수의 다양한 조합에 의해 결정되기 때문에 초기 단계에서 이를 모두 고려하는 것은 어렵다. 그러나 단 건조 중량의 많은 부분을 차지하는 탱크 중량은 체적에 영향을 받으며, 이는 추진제 체적과 관련된다. 산화제와 연료로 구성되는 추진제의 혼합비에 따른 체적 밀도(bulk density, ρ_{bulk})는 Eq. 2와 같이 쓸 수 있다.

$$\rho_{bulk} = \frac{1 + O/F}{\frac{O/F}{\rho_o} + \frac{1}{\rho_f}} \quad (2)$$

액체산소+RP-1 추진제의 경우 산화제와 연료의 밀

도 차이가 20% 정도이나, 액체산소+액체메탄 추진제의 경우 밀도가 100% 이상 다르기 때문에 혼합비에 따라 추진제의 체적 밀도가 유의미하게 변한다. 추진제의 체적 밀도가 크면 탱크 및 공급계의 체적이 작아져 건조 중량이 감소하며, 반대의 경우 증가한다. 이는 결국 혼합비에 따라 구조비가 변하는 것을 뜻한다. Fig. 4에 혼합비에 따른 체적 밀도를 도시하였다. 액체산소+RP-1 추진제의 경우 관심있는 혼합비 영역에서 체적 밀도는 1002~1030 kg/m³ 사이의 값을 가지며 최대 약 2.7%의 밀도 차이가 난다. 반면 액체산소+액체메탄의 경우 체적 밀도는 760~840 kg/m³까지 변하며 최대 9.5%의 차이를 보인다. 혼합비에 따른 비추력의 차이를 감안하면, 체적 밀도 차이도 무시할 수 없다.

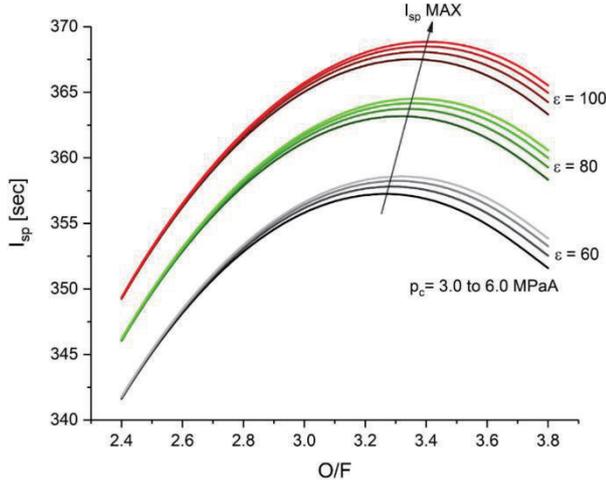


Fig. 3 Specific Impulse according to O/F Ratio: LOx-Methane

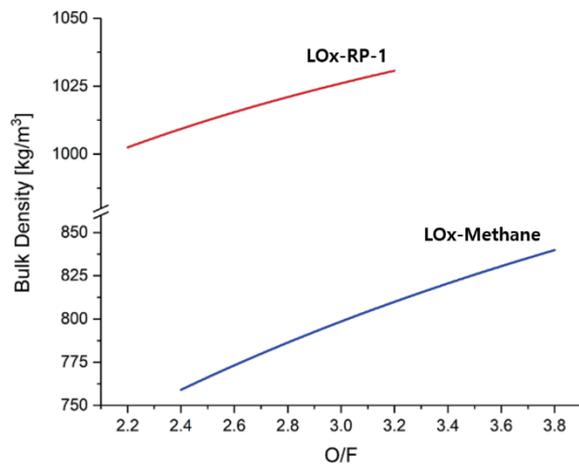


Fig. 4 Propellants Bulk Density according to O/F Ratio

탱크는 내부가 비어있는 셸(shell) 구조이므로 이들

의 건조 질량(m_T)은 표면적(S_T)에 비례하며, 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$m_T = \delta_T \cdot S_T = \delta_T \cdot f(\rho_{bulk}) \quad (3)$$

여기서 δ_T 는 단위 표면적당 탱크의 질량을 뜻하며, 단위는 kg/m²이다.

한편 Eq. 1은 탱크 건조 질량의 함수로 아래와 같이 표현 가능하다. Eq. 4에서 m_{other} 는 탱크를 제외한 나머지 구성품의 건조 질량, m_{propl} 은 추진제 질량이다.

$$\Delta v = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{m_T + m_{other} + m_{propl}}{m_T + m_{other}} \right) \quad (4)$$

Figure 5에 액체산소+액체메탄 추진제 조합에서 추력 20 kN, 연소압 3.0 MPaA, 확대비 60 일 때의 추진제 질량과 탱크 건조 질량을 혼합비의 함수로 도시하였다. 추진제 질량의 경우 혼합비 3.26에서 최소값을 보이며 이는 Fig. 3에서 비추력이 최대가 되는 혼합비와 일치한다. 그러나 탱크 건조 질량은 혼합비가 증가할수록 계속 감소한다. 이는 단 건조 질량이 혼합비의 함수인 것을 뜻하며, 따라서 속도분분이 최대로 되는 혼합비는 비추력과 건조 질량, 즉 구조비의 변화를 고려하여 결정해야 한다.

Figure 6에 Eq. 4로 계산한 속도분분을 도시하였다. 이 때 Eq. 4에서 m_{other} 는 상단 구조비가 0.10~0.20 사이의 범위가 되도록 가정하였다. 계산 결과 최대 속도분분을 얻는 혼합비는 구조비 0.10~0.20 범위에서 3.37에서 3.43 사이의 값을 가진다. 이는 혼합비가 증가함에 따라 추진제의 체적 밀도가 증가하여 탱크의 건조 질량을 감소시키는 영향에 의한 것으로 Fig. 5에서 추진제 질량을 최소화하는, 즉 비추력이 최대가 되는 혼합비 3.26과는 최소 3.4%에서 최대 5.2% 다르다.

한편 초기 설계 단계에서 상단 구조비를 정확히 산출하는 것은 불가능하다. 그러나 Fig. 6에서 밝힌 바와 같이 0.10~0.20 사이의 넓은 영역의 구조비 변화에 비해 최적 혼합비는 3.37~3.43 사이에 분포하며, 각 최적 혼합비의 차이는 최대 약 1.7% 미만이다. 이에 본 연구에서는 0.10부터 0.20 사이 구조비(0.10, 0.15, 0.20)에 따른 최적 혼합비를 각기 계산하여 중간값을 대표 혼합비로 결정하였다. Table 4에 추진제 종류, 추력, 연소압력 및 확대비에 따른 대표 혼합비를 정리하였다. 총 역적이 같기 때문에 추진제의 총 중량은 추력에 관계없이 동일하다. 따라서 추진제 조합별 대표 혼합비는 연소압력 및 확대비에만 영향을 받으며, 이후에는 제시한 혼합비를 이용하여 상단 성능을 계산하

었다.

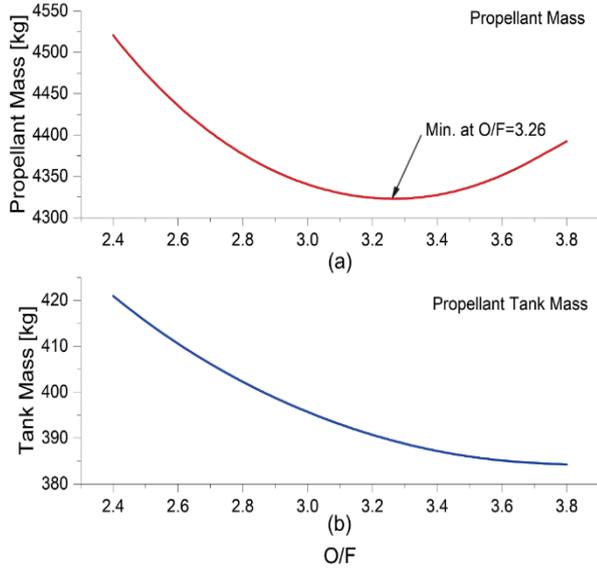


Fig. 5 Mass Variation according to O/F Ratio of LOx-Methane at $F = 20$ kN; $p_c = 3.0$ MPaA; $\epsilon = 60$: (a) Propellant Mass (b) Tank Mass

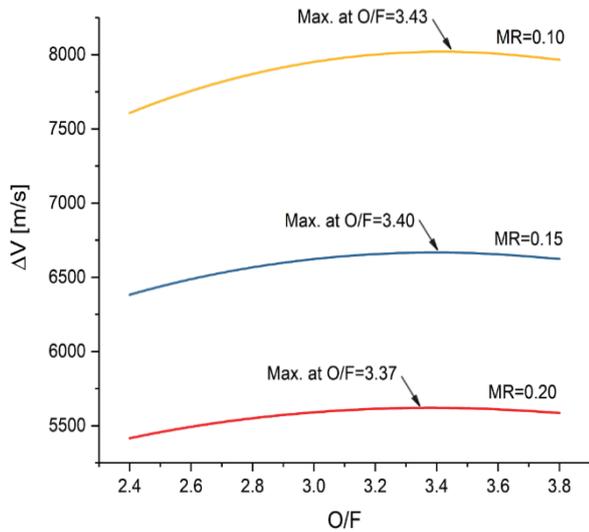


Fig. 6 Δv Variation according to O/F Ratio of LOx-Methane at $F = 20$ kN; $p_c = 3.0$ MPaA; $\epsilon = 60$

Table 4 O/F Ratio according to Operating Conditions

LOx-Methane			
Thrust, kN	p_c , MPaA	ϵ	O/F Ratio
20~40	3.0	60	3.40 (3.37~3.43)
		80	3.45 (3.42~3.47)
		100	3.49 (3.46~3.52)
	4.0	60	3.41 (3.39~3.43)
		80	3.47 (3.45~3.48)
		100	3.50 (3.48~3.52)
	5.0	60	3.44 (3.40~3.47)
		80	3.48 (3.45~3.51)
		100	3.53 (3.51~3.55)
	6.0	60	3.45 (3.43~3.47)
		80	3.50 (3.47~3.52)
		100	3.55 (3.52~3.57)
LOx-RP-1			
Thrust, kN	p_c , MPaA	ϵ	O/F Ratio
20~40	3.0	60	2.67 (2.66~2.68)
		80	2.72 (2.71~2.72)
		100	2.75 (2.74~2.76)
	4.0	60	2.68 (2.67~2.69)
		80	2.74 (2.73~2.74)
		100	2.77 (2.76~2.78)
	5.0	60	2.72 (2.71~2.72)
		80	2.75 (2.74~2.76)
		100	2.79 (2.78~2.79)
	6.0	60	2.72 (2.72~2.72)
		80	2.77 (2.75~2.78)
		100	2.79 (2.78~2.80)

4. 상단 질량 모델

상단 질량 예측을 위한 모델은 선행연구[10]에서 제시한 방법을 바탕으로 하였으며 연소기, 항법전자, 구조체 등 선행연구에서 포함되지 않았던 중량 모델을 추가하였다.

4.1 추진제 질량

각 추진제에 따른 질량은 CEA를 통해 계산한 연소 가스의 질량유량을 혼합비에 따라 산화제 및 연료의 유량으로 구분한 후 연소시간을 곱하여 구할 수 있

며, 아래 식과 같이 주어진다.

$$m_o = \kappa_p \cdot (\dot{m}_o \cdot t_b) \quad (5)$$

$$m_f = \kappa_p \cdot (\dot{m}_f \cdot t_b) \quad (6)$$

Equation 5 및 6에서 m_o 및 m_f 는 산화제 및 연료의 질량을 의미하며, κ_p 는 추진제 탑재 여유율이다.

펌프 입구 압력 제어를 위한 추진제 탱크 가압 헬륨 가스의 질량(m_{He})은 이상기체의 등엔트로피 가정에 따라 아래와 같이 계산한다[14].

$$m_{He} = \frac{p_T V_T}{RT_{He}^0} \left(\frac{\gamma}{1 - p_{He}^1 / p_{He}^0} \right) \quad (7)$$

위 식에서 p_T 와 V_T 는 추진제 탱크의 가압압력 및 부피이며, p_{He}^0 , p_{He}^1 는 헬륨 사용 전후의 압력이다. 한편, R , T_{He}^0 , γ 은 기체상수, 헬륨온도 및 비열비를 의미한다.

마지막으로 본 논문에서 추진제 계열로 분류한 배터리 팩의 질량은 동력 제한(power-constrained) 조건에서의 질량과 에너지 제한(energy-constrained) 조건에서의 질량 두 가지를 계산하여, 그 중 큰 값을 취하여야 한다. 선행연구[10,15,16]에 따르면 배터리 팩의 질량은 Eq. 8과 같이 계산된다. 아래 식에서 $m_{P,bat}$, $m_{E,bat}$ 는 동력 제한 조건 질량 및 에너지 제한 조건 질량을 뜻하며, κ_{bat} 는 케이스, 전선 등의 질량을 고려하기 위한 보정계수이다.

$$m_{bat} = \kappa_{bat} \cdot \max(m_{P,bat}, m_{E,bat}) \quad (8)$$

Equation 8에서 동력 제한 및 에너지 제한 조건 질량은 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$m_{P,bat} = \frac{P_{bat}}{\delta_{P,bat}}; \quad m_{E,bat} = \frac{E_{bat}}{\delta_{E,bat}} = \frac{P_{bat} \cdot t_b}{\delta_{E,bat}} \quad (9)$$

위 식에서 P_{bat} 및 E_{bat} 는 배터리 팩의 동력 및 에너지를 의미한다. $\delta_{P,bat}$ 및 $\delta_{E,bat}$ 는 각각 배터리 셀의 단위 질량당 동력(kW/kg) 및 단위 질량당 에너지(Wh/kg)이다. 마지막으로 t_b 는 연소시간을 뜻하며, 이는 배터리 팩의 방전시간과 동일하다.

4.2 단 구조체 질량

추진제 탱크는 얇은 쉘(shell) 구조이므로 탱크의 벽 두께와 표면적을 계산하여 질량을 산출할 수 있다. 탱크 벽 두께 산출에는 내압용기 설계에 사용되는 얇은 박판 이론(thin-walled theory)를 적용할 수 있으나, 탱크 자중을 지지하지 못할 정도로 벽 두께가 얇게 계

산되는 단점이 있다[16]. 이에 본 연구에서는 단위 표면적당 질량 개념을 도입하여 추진제 탱크 질량을 계산하였다. 산화제 탱크의 경우 필요한 부피(V_{OT})는 아래와 같다.

$$V_{OT} = \kappa_u \cdot (V_o + V_{HT}) \quad (10)$$

위 식에서 κ_u 는 얼리지(ullage)를 고려하기 위한 계수, V_o 및 V_{HT} 는 각각 산화제 및 헬륨 탱크의 부피를 의미한다. 본 연구에서는 추진제 가압을 위한 헬륨 탱크가 산화제 탱크 내부에 있는 경우를 상정하였기 때문에 헬륨 탱크의 부피를 산화제 탱크 부피에 포함시켰다. 탱크 형상을 구형으로 가정하면 표면적은 아래와 같다.

$$A_{OT} = 4\pi r_{OT}^2 = 4\pi \left(\frac{3}{4\pi} V_{OT} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (11)$$

따라서 산화제 탱크의 질량은 Eq. 12와 같이 주어지며, 여기서 $\delta_{s,OT}$ 는 산화제 탱크의 단위 표면적당 질량을 의미한다.

$$m_{OT} = \delta_{s,OT} \cdot A_{OT} \quad (12)$$

연료 탱크의 질량도 산화제 탱크와 동일한 방법으로 아래와 같이 주어지며, 이때 산화제 탱크와 다르게 연료 탱크 부피에는 헬륨 탱크의 부피가 포함되지 않는다.

$$m_{FT} = \delta_{s,FT} \cdot A_{FT} = 4\pi \left(\frac{3}{4\pi} \kappa_u V_F \right)^{\frac{2}{3}} \quad (13)$$

한편, 헬륨 탱크의 부피는 Eq. 7로부터 다음과 같이 쓸 수 있으며, 아래 식에서 R_{He} , T_{He}^0 , p_{He}^0 는 각각 헬륨의 기체상수, 온도 및 초기 압력을 뜻한다.

$$V_{HT} = \frac{m_{He} R_{He} T_{He}^0}{p_{He}^0} \quad (14)$$

구형 탱크를 가정하고 산화제와 연료의 가압 압력을 각각 p_{OT} 와 p_{FT} 일 때 헬륨 탱크의 질량은 아래와 같이 구해진다. 아래 식에서 κ_{HT} , ρ_{HT} 및 σ_{HT} 는 각각 구조 마진, 탱크 재료의 밀도 및 항복 강도를 뜻한다.

$$m_{HT} = \kappa_{HT} \kappa_u \frac{3\rho_{HT}\gamma}{2\sigma_{HT}} \left(\frac{p_{OT} V_o + p_{FT} V_f}{1 - p_{He}^1 / p_{He}^0} \right) \quad (15)$$

한편 단 지지 구조체(stage frames and supports)의 질량은 탑재 추진체의 질량과 가속도의 조합으로 유발되는 하중에 비례한다. 따라서 단 지지 구조체의 질량(m_{sfs})과 추진체 질량은 아래와 같은 관계가 성립한다.

$$m_{sfs} \sim g_{max} \cdot m_{propl} \quad (16)$$

위 식에서 g_{max} 는 최대 가속도이며, 일반적인 발사체는 1단 연소 종료 직전에 최대 가속도에 도달한다. 한편 상세설계 이전 단계에서 단 지지 구조체의 질량을 정확히 산출하는 것은 불가능하기 때문에 본 연구에서는 기준이 되는 상단 모델로부터 단 지지 구조체의 질량을 추정하는 방식을 사용하였다. 기준 상단 모델(baseline model)의 단 지지 구조체 질량을 $m_{sfs,ref}$ 라 하면 Eq. 16은 다음과 같이 쓸 수 있으며, 이를 통해 단 지지 구조체의 질량을 계산할 수 있다.

$$\frac{m_{sfs}}{m_{sfs,ref}} = \left(\frac{g_{max}}{g_{max,ref}} \right) \left(\frac{m_{propl}}{m_{propl,ref}} \right) \quad (17)$$

단 구조체 질량 중 마지막으로 페어링(fairing) 질량($m_{fairing}$)은 현재 형상 설계 자료가 없기 때문에 한국형발사체 및 시험발사체의 형상 및 질량 데이터를 참고하여 추정하였으며, 본 연구에서는 300 kg으로 가정하였다.

4.3 단 유공압 질량

단 유공압은 추진체 충전, 배출 및 엔진 공급을 위한 배관 및 밸브 등으로 구성된다. 단 지지 구조체의 질량과 마찬가지로 상세설계 이전 단계에서 단 유공압 질량을 정확히 산출하는 것은 불가능하므로 기준 상단 모델로부터 질량을 추정하는 방식을 적용하였다. 단 유공압 구성품의 질량($m_{vp,stg}$)은 체적에 비례하며, 아래와 같은 관계가 성립한다[17].

$$m_{vp,stg} \sim (L_{vp,stg})^3 \sim d_{vp,stg} \frac{\dot{m}_{propl}}{\rho_{bulk} \cdot v} \sim \frac{p_T \cdot \rho_{vp,stg}}{\sigma_{aw}} \frac{\dot{m}_{propl}}{\rho_{bulk} \cdot v} \quad (18)$$

Equation 18에서 $d_{vp,stg}$ 는 단 유공압 구성품의 대표 직경, \dot{m}_{propl} 은 추진체의 질량 유량, v 는 유속이며, $\rho_{vp,stg}$ 및 σ_{aw} 는 각각 구성품 재질의 밀도 및 허용 응력을 의미한다. 배관 내 유속은 동일하게 설계한다는 가정하에, Eq. 18로부터 기준 상단 모델을 바탕으로 한 단 유공압 질량은 아래와 같이 계산된다.

$$\frac{m_{vp,stg}}{m_{vp,stg,ref}} = \left(\frac{p_T}{p_{T,ref}} \right)^a \left(\frac{\rho_{vp,stg}}{\rho_{vp,stg,ref}} \right)^b \left(\frac{\sigma_{aw}}{\sigma_{aw,ref}} \right)^c \left(\frac{\rho_{bulk}}{\rho_{bulk,ref}} \right)^d \left(\frac{\dot{m}_{propl}}{\dot{m}_{propl,ref}} \right)^e \quad (19)$$

Equation 19에서 지수 a ~ e는 질량에 영향을 주는 인자 사이의 비례관계를 정의하는 계수이며, 단위 길이, 단위 면적 혹은 단위 체적 중 지배적인 영향을 받는 항목에 따라 0.3~1.0 사이의 값을 가진다.

4.4 엔진 질량

엔진 질량 중 산화제 펌프, 연료 펌프, 모터 및 인버터의 질량을 추정하기 위해 선행연구[15]에서 제안한 단위 질량 당 동력 계수로 계산하는 방법을 차용하였다. 산화제 펌프 및 연료 펌프의 동력(P_{pu})과 단위 질량 당 동력 계수(δ_{pu})를 사용할 때 각 펌프의 질량은 아래와 같이 계산한다.

$$m_{pu,o} = \frac{P_{pu,o}}{\delta_{pu,o}} = \frac{1}{\delta_{pu,o}} \cdot \frac{\Delta p_{pu,o} \cdot \dot{m}_o}{\rho_o \cdot \eta_{pu,o}} \quad (20)$$

$$m_{pu,f} = \frac{P_{pu,f}}{\delta_{pu,f}} = \frac{1}{\delta_{pu,f}} \cdot \frac{\Delta p_{pu,f} \cdot \dot{m}_f}{\rho_f \cdot \eta_{pu,f}} \quad (21)$$

$\Delta p_{pu,o}$ 및 $\Delta p_{pu,f}$ 는 산화제 펌프 및 연료 펌프의 압력 상승, $\eta_{pu,o}$ 및 $\eta_{pu,f}$ 는 각 펌프의 효율을 뜻하며, $\delta_{pu,o}$ 와 $\delta_{pu,f}$ 는 각각 산화제 펌프 및 연료 펌프의 단위 질량당 동력 계수이다. 한편 펌프 구동을 위한 모터 동력(P_{mot}) 및 인버터 입력 동력(P_{inv})은 아래와 같다.

$$P_{mot,o} = \frac{P_{pu,o}}{\eta_{mot,o}}; P_{mot,f} = \frac{P_{pu,f}}{\eta_{mot,f}} \quad (22)$$

$$P_{inv,o} = \frac{P_{mot,o}}{\eta_{inv,o}}; P_{inv,f} = \frac{P_{mot,f}}{\eta_{inv,f}} \quad (23)$$

위 식에서 η_{mot} 와 η_{inv} 는 모터와 인버터의 효율이다. 모터 및 인버터의 단위 질량당 동력 계수를 δ_{mot} 와 δ_{inv} 라 하면 모터와 인버터의 질량은 다음과 같다.

$$m_{mot,o} = \frac{P_{mot,o}}{\delta_{mot,o}}; m_{mot,f} = \frac{P_{mot,f}}{\delta_{mot,f}} \quad (24)$$

$$m_{inv,o} = \frac{P_{inv,o}}{\delta_{inv,o}}; m_{inv,f} = \frac{P_{inv,f}}{\delta_{inv,f}} \quad (25)$$

한편 연소기의 질량은 추력, 연소압력, 확대비 등의 함수이다. 이에 본 연구에서는 주어진 조건에 따라 연소기 형상을 라우팅하고 그에 따른 표면적을 계산하여 질량을 추정하는 방법을 사용하였다. 연소기 형상 라우팅은 G. Rao[18]가 제안한 방법을 사용하였으며,

Appendix에 상세하게 기술하였다. 연소기 표면적(A_{cc})과 연소기 질량(m_{cc})의 관계는 다음과 같다.

$$m_{cc} \sim A_{cc} \sim (A_{MH} + A_{nz}) \quad (26)$$

위 식에서 A_{MH} 는 분사헤드(mixing head)의 표면적, A_{nz} 은 연소실 및 축소/확대 노즐부의 표면적을 뜻한다. Eq. 19와 동일한 개념으로 기준 질량 개념을 도입하면 Eq. 26은 아래와 같이 고쳐 쓸 수 있다.

$$m_{cc} \sim \left(m_{MH,ref} \frac{A_{MH}}{A_{MH,ref}} + m_{nz,ref} \frac{A_{nz}}{A_{nz,ref}} \right) \quad (27)$$

Equatn 27은 연소기 라우팅에 따른 표면적 변화를 고려하기 때문에 기준 연소기 모델에서 추진제 유량 및 확대비가 변하는 경우에 유효하며, 추진제 밀도, 연소압력, 연소기 재질 등의 효과는 반영하지 못한다. 따라서 이를 반영하기 위한 보정이 필요하다. 보정식은 Eq. 19와 유사하게 아래와 같이 쓸 수 있으며, ρ_{cc} 및 σ_{aw} 는 연소기 재질의 밀도 및 허용 응력을 의미한다.

$$m_{cc} = \left(\frac{p_c}{p_{c,ref}} \right)^a \left(\frac{\rho_{cc}}{\rho_{cc,ref}} \right)^b \left(\frac{\sigma_{aw}}{\sigma_{aw,ref}} \right)^c \left(\frac{\rho_{bulk}}{\rho_{bulk,ref}} \right)^d \cdot \left[m_{MH,ref} \frac{A_{MH}}{A_{MH,ref}} + m_{nz,ref} \frac{A_{nz}}{A_{nz,ref}} \right] \quad (28)$$

엔진에 사용되는 밸브 및 배관의 질량($m_{vp,eg}$)은 기준 모델 질량을 기반으로 연소 압력, 재질의 밀도 및 질량 유량에 비례하고 허용 응력 및 추진제 밀도에 반비례한다는 가정하에 계산할 수 있으며, 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{m_{vp,eg}}{m_{vp,eg,ref}} = \left(\frac{p_c}{p_{c,ref}} \right)^a \left(\frac{\rho_{vp,eg}}{\rho_{vp,eg,ref}} \right)^b \left(\frac{\sigma_{aw}}{\sigma_{aw,ref}} \right)^c \left(\frac{\rho_{bulk}}{\rho_{bulk,ref}} \right)^d \left(\frac{\dot{m}_{propl}}{\dot{m}_{propl,ref}} \right)^e \quad (29)$$

마지막으로 엔진 지지 구조체 질량(m_{st})의 경우, 일반적으로 엔진 질량의 10% 내외를 차지한다고 알려져 있다[19]. 그러나 개별 엔진에 따른 편차가 크기 때문에 본 연구에서는 기준 엔진의 회귀분석을 통해 제안된 모델을 사용하였으며, 연소 압력, 재질의 밀도, 허용 응력 및 노즐목 반경의 함수로 표현된다[17].

$$\frac{m_{st}}{m_{st,ref}} = \left(\frac{p_c}{p_{c,ref}} \right)^{0.92} \left(\frac{\rho_{st}}{\rho_{st,ref}} \right)^1 \left(\frac{\sigma_{aw}}{\sigma_{aw,ref}} \right)^{-1} \left(\frac{r_t}{r_{t,ref}} \right)^{1.84} \quad (30)$$

4.5 항법전자 질량

항법전자 질량은 엔진의 추력, 연소 압력, 추진제 종류, 확대비, 혼합비 등과는 무관하며, 기준 사례를 참고하여 상수로 가정할 수 있다. 이에 본 연구에서는 한국형발사체 및 시험발사체 자료를 참고하여 항법전자 질량을 80 kg으로 가정하였다.

4.6 상단 질량 모델 파라미터 정의

앞서 기술한 질량 산출을 위한 기준 상단 모델로는 한국형발사체 3단을 사용하였으며, 질량 모델에 사용한 파라미터를 Table 5에 정리하였다. 추진제 여유율(κ_p), 배터리 팩 보정계수(κ_{bat}), 얼리지(κ_u) 및 헬륨탱크 구조마진(κ_{HT})은 각각 1.01, 1.10, 1.05 및 1.05로 정했다. 헬륨의 충전온도(T_{He}^0)는 92 K이며, 사용 전후의 압력(p_{He}^0 , p_{He}^1)은 22.0 MPaA 및 4.0 MPaA이다. 헬륨탱크의 재질은 티타늄(Ti-6AL-4V)으로 가정하였다. 모터(δ_{mot}), 인버터(δ_{inv}), 배터리 팩($\delta_{p,bat}$, $\delta_{E,bat}$) 및 펌프($\delta_{pu,o}$, $\delta_{pu,f}$)의 단위 질량당 동력(에너지) 계수는 선행연구[15]에서 제안한 값을 사용하였다. 한편, 추진제 탱크의 단위 표면적당 질량 계수($\delta_{s,OT}$, $\delta_{s,FT}$)는 한국형발사체 3단 데이터로부터 추출하였다. 마지막으로 단 유공압 질량, 연소기 질량 및 엔진 밸브 및 배관의 질량을 계산하기 위한 근사식의 지수는 참고문헌[17]에서 제시한 방법 중 기준 엔진들의 회귀분석을 통해 얻어진 값을 사용하였다. 이 때 기준 상단 모델과 동일한 소재의 부품을 사용하는 것으로 가정하여 이와 관련된 지수 b와 c는 0으로 설정하였다.

5. 해석 결과

5.1 상단 중량 분석 및 페이로드

Table 4에 제시한 각 운용점에서의 상단 중량 해석 결과를 Fig. 7에 도시하였으며, 페이로드를 제외한 경우의 상단 이륙 중량만을 비교하였다. 추력 및 연소압력과는 무관하게 확대비가 커질수록 이륙중량은 줄어들 수 있으며, 이는 비추력 증가에 따른 탑재 추진제 중량 감소에서 기인한다. 한편, 추력이 증가할수록 이륙 중량이 증가한다. 모든 추력 조건에 따라 총역적은 동일한 경우로 한정하여 해석하였으므로 추력 증가에 따른 추진제 탑재량 증가는 없으며, 이 경우 추진제 유량 증가에 따른 전기펌프 소모동력이 커지는

Table 5 Parameter Definition of Mass Model

Parameters	Value	Parameters	Value
κ_p	1.01	T_{He}^0 , K	92.0
κ_{bat}	1.10	p_{He}^0 , MPaA	22.0
κ_u	1.05	p_{He}^1 , MPaA	4.0
κ_{HT}	1.05	ρ_{HT} , kg/m ³	4430
g_{max} , g	4.5	σ_{HT} , MPa	1100
$\delta_{P,bat}$, kW/kg	6.95	δ_{mot} , kW/kg	5.3
$\delta_{E,bat}$, Wh/kg	198	δ_{inv} , kW/kg	60
$\delta_{pu,o}$ & $\delta_{pu,f}$, kW/kg		20.0	
$\delta_{s,OT}$ & $\delta_{s,FT}$, kg/m ²		18.4	
Exponents for Stage Hydraulics Mass Model			
$a=0.3; b=0; c=0; d=-0.625; e=0.625$			
Exponents for Combustion Chamber Mass Model			
$a=1; b=0; c=0; d=-0.625$			
Exponents for Engine Valve and Pipe Mass Model			
$a=0.3; b=0; c=0; d=-0.625; e=0.625$			

것에서 배터리 팩 등 관련 구성품의 중량이 증가하기 때문에 이륙중량이 증가하는 것이다. 연소압력의 경우도 마찬가지로 연소압력 증가에 따라 비추력이 개선되어 추진제 탑재량이 소폭 감소하기는 하나 전기펌프 소모동력 증가에 따른 배터리 팩 중량 증가가 상대적으로 더 크기 때문에 전체 이륙중량이 증가한다. 추진제에 따른 차이를 보면 액체산소+RP-1 조합이 액체산소+액체메탄 조합보다 더 무거우며, 이는 상대적으로 낮은 비추력과 높은 체적밀도에서 기인한다.

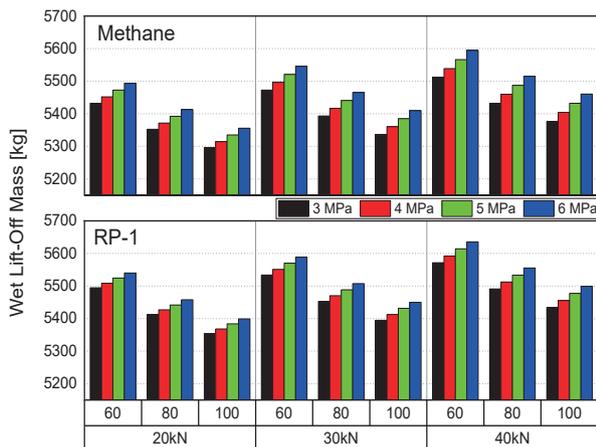


Fig. 7 Wet Lift-off Mass of Upper Stage (w/o Payload)

Figure 8에 전기펌프 사이클 엔진의 추력 대 중량비 (Thrust to Weight Ratio, T/W)를 도시하였다. 전체적

으로 RP-1 엔진이 메탄 엔진보다 추력 대 중량비가 우수하며 이는 액체산소+RP-1 조합의 체적 밀도가 액체산소+액체메탄 조합보다 크기 때문에 밸브 및 배관 등의 부피가 작기 때문이다. 또한 확대비가 증가할수록 추력 대 중량비는 나빠지며, 이는 연소기 질량이 증가하는 것에서 기인한다. 마지막으로 RP-1 및 메탄 엔진 모두 낮은 확대비(=60)에서는 추력이 30 kN일 때 가장 좋은 추력 대 중량비 특성을 보이며, 추력이 더 증가하면 추력 대 중량비가 악화된다. 이는 추력 대 중량비만을 놓고 볼 때 확대비에 따라 상대적으로 가장 가벼운 엔진을 만들 수 있는 최적의 추력 설계점이 있다는 것을 의미한다. 그러나 이는 엔진 자체만을 고려할 때의 최적 설계점 중 하나이며, 전체 발사체 성능 측면에서는 최적 설계점이라고 할 수 없다.

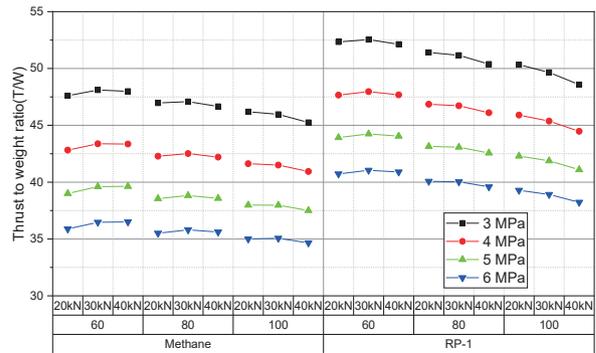


Fig. 8 ElecPump Engine Thrust to Weight Ratio

Table 1에 정의한 LEO 및 SSO 임무에 따른 페이로드를 계산하여 Fig. 9에 도시하였다. 이 때 질량모델의 불확실성을 보정하기 위해 LEO 및 SSO 임무 속도분분과 더불어 100 m/s의 추가 여유를 고려하여 페이로드를 계산하였다. 액체산소+액체메탄 및 액체산소+RP-1 추진제 조합 모든 케이스에서 Fig. 7의 이륙중량이 작을수록 더 큰 페이로드를 가지는 것을 확인할 수 있으며, 두 추진제 조합 모두 확대비가 크고, 연소압력이 낮을수록 페이로드 이득이 커진다. 한편, Fig. 7에서 도시한 바와 같이 액체산소+RP-1 추진제 조합의 이륙중량이 액체산소+액체메탄 추진제 조합보다 무거워 1단 속도분분이 더 낮음에도 불구하고 최종적인 페이로드는 더 크다. 이는 초기 추진제 중량과 연소 종료 후 추진제 중량의 비, 즉 구조비가 액체산소+액체메탄 추진제 조합보다 우수하기 때문이다. 페이로드는 추진제 조합에 관계없이 추력 20 kN, 연소압력 3.0 MPaA, 확대비 100일 때 가장 크다.

Table 6에 최대 페이로드를 가지는 경우의 주요 성능변수를 추진제별로 비교하였으며, 이 때의 상단 질량 분포를 Fig. 10에 표기하였다. 산화제인 액체산소의

질량 차이는 크지 않으나 액체메탄과 RP-1의 밀도차이로 인한 추진제 질량 및 연료탱크 질량에서 차이를 보인다. 결국 액체산소+액체메탄 추진제 조합이 높은 비추력을 가짐에도 불구하고 구조비의 증가로 인해 상대적으로 낮은 페이로드를 보인다.

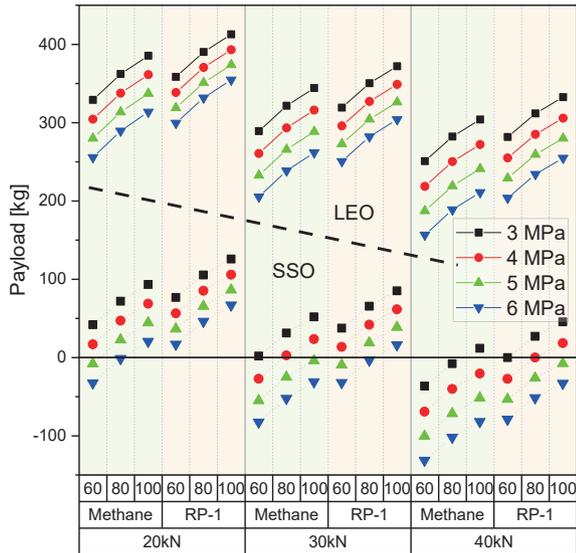


Fig. 9 Payload Estimation according to Missions

Table 6 Design Parameters at $F = 20$ kN; $p_c = 3.0$ MPaA; $\epsilon = 100$

	Methane	RP-1
O/F ratio	3.49	2.75
Isp, sec	367.1	356.3
Bulk density, kg/m ³	825.1	1019.7
Propellant mass, kg	4,206	4,335
Propellant tank mass, kg	358	313

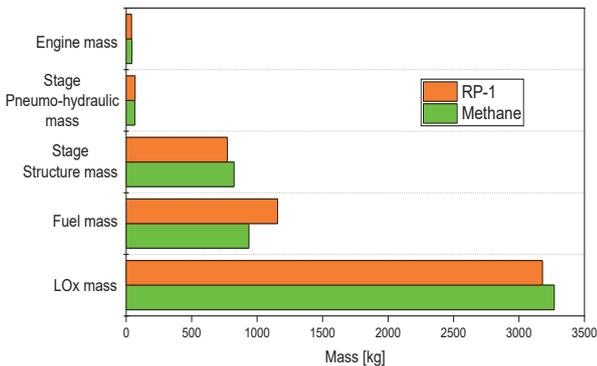


Fig. 10 Mass Fraction of Upper Stage

5.2 낙하점 분석

Table 7은 Table 6에 제시한 두 가지 경우에 대하여 LEO 임무에서의 발사체의 낙하점 및 페이로드를

ASTOS[20]로 상세 분석한 결과이다. 1단 및 페어링은 모두 나로우주센터 남방 1310 km 근방에 낙하하는 것으로 예측되었으며, 이는 낙하점 제한조건(1400 km 이상)을 근소하게 만족하지 못한다. 해결책으로는 1단 추력 증가, 1단 구조비 개선, 1단 연소시간 증대 또는 이륙 시 상단 중량을 가볍게 하는 방안 등을 고려할 수 있다. 이를 위해서는 각 방안에 따른 소요 비용, 투입 성능 등을 종합적으로 고려한 최적화가 필요하며, 이는 본 연구의 후속 과제로 남겨둔다. Figure 11에 나로우주센터에서 방위각 170°로 발사할 경우의 궤적 및 1단 낙하점을 제시하였다.

Table 7 LEO Mission Trajectory Results for $F = 20$ kN; $p_c = 3.0$ MPaA; $\epsilon = 100$

	Methane	RP-1
1 st Stage MR	0.108	0.108
Upper Stage MR	0.166	0.151
1 st Stage Ditching Point, km	1314	1301
Fairing Ditching Point, km	1330	1323
Payload, kg	252	270



Fig. 11 Vehicle Trajectory

페이로드의 경우 추진제에 따라 각각 252 및 270 kg을 얻었으며, 이는 Fig. 9에서 제시한 결과보다 약 35% 정도 작은 값이다. 이는 상단 엔진의 추력이 적정수준보다 낮은 것에서 기인한다. Figure 12에 시간에 따른 발사체의 속도 프로파일을 도시하였는데, 상단 연소가 시작한 후에 발사체의 속도가 약간 감소하는 구간이 나타난다. 이는 상단 추력이 상단 초기 중량에 비해 가속을 이어가기에 부족하기 때문에 나타나

는 현상이며, 결과적으로 페이로드 손실로 이어진다. 따라서 최적의 추력 수준을 파악하기 위해서 본 연구에서 대상으로 한 20, 30, 40 kN 추력보다 세밀하게 나누어 계산하는 것이 필요하다.

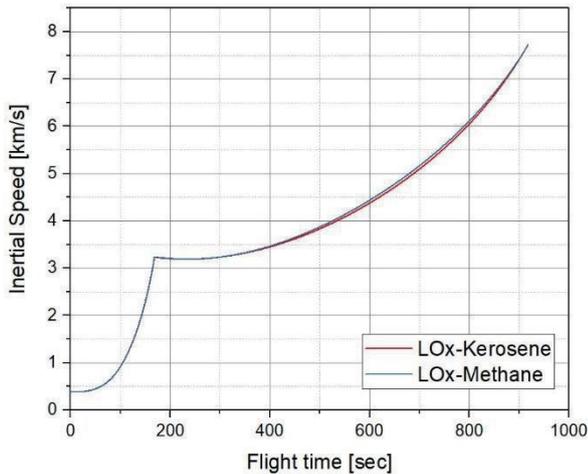


Fig. 12 Vehicle Velocity Profile

6. 결 론

본 연구에서는 한국형발사체 시험발사체를 1단으로 하는 2단형 소형발사체를 대상으로 하여, 상단에 전기 펌프 사이클 로켓엔진을 사용하는 경우의 성능분석을 실시하였다. 추진제로는 액체산소+메탄 및 액체산소+RP-1 조합을 고려하였다. 총역적을 고정하고 혼합비, 연소압력 및 확대비를 다르게 하여 LEO 및 SSO 임무에 따른 궤도투입중량을 비교하였으며, 아래와 같은 결과를 얻었다.

1. 최대 비추력은 연소압력, 확대비가 증가할수록 높아지며 이 때 혼합비도 증가한다.
2. 혼합비, 연소압력, 추력, 확대비를 고려하여 엔진 및 단의 질량예측 모델을 제시하였다.
3. 페이로드를 제외한 상단의 이륙중량은 연소압력과 추력이 증가할수록 커지며 이는 주로 펌프의 동력 증가에 따른 배터리팩 중량 증가에서 기인한다.
4. 본 논문에서 고려한 조건에 한정할 경우, 최대 궤도투입중량은 추력 20 kN, 연소압력 3 MPa, 확대비 100에서 얻어진다.
5. 액체산소+RP-1 엔진의 단 이륙중량이 액체산소+액체메탄 엔진의 경우보다 높고 낮은 비추력을 가지지만 낮은 구조비로 인해 궤도투입중량이 증가하여 LEO에서 27 kg, SSO에서 33 kg 더 크다.

6. ASTOS를 이용한 궤도 분석에서 계산결과보다 약 35% 적은 투입중량이 제시되었으며 이는 낮은 추력에 의한 상단 연소 초기 가속도 부족에서 기인한다.

이상의 결과는 향후 소형발사체 설계의 기초자료로 활용될 것으로 기대되며, 마지막으로 본 연구의 한계와 추가적으로 필요한 연구는 다음과 같다.

1. 본 연구에서는 혼합비 결정에 연소실 연소온도 및 재생냉각 특성을 고려하지 못하였으나, 최적 설계를 위해서는 연소온도 제한조건이 혼합비 결정에 반영되어야 한다.
2. 해석 조건을 세분화하여 ASTOS 궤도 해석과 연계하는 추가 연구가 필요하다. 이를 통해 속도 손실이 없는 최적 설계 조건을 도출해야 한다.

후 기

본 연구는 항공우주연구원 주요사업 액체엔진고성능화 선행기술 개발 사업의 지원을 받아 수행되었으며, 연소기 질량 모델 및 낙하점 분석에 도움을 주신 한국항공우주연구원의 박순영 선임연구원과 서대반 선임연구원에게 감사의 말씀을 드립니다.

References

- [1] Satellites to be Built and Launched by 2028, Euroconsult, <http://euroconsult-ec.com/node/565>, accessed on 30 March, 2020.
- [2] C. Niederstrasser and W. Frick, "Small Launch Vehicles – A 2016 State of the Industry Survey", IAC-16-B4.5.10, 2016.
- [3] 3rd Basic Plan for Space Development, Ministry of Science and ICT, Republic of Korea, 2020.
- [4] J. E. Kim and J. Y. Choi, "Analysis of small projectile transport capacity improved KSLV-II TLV", *Proc. of the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conf.*, pp. 334-338, 2018.
- [5] T. M. Abel and T. A. Velez, "Electrical drive system for rocket propellant pumps", US patent, Registration No. 0647306, 2002.
- [6] RocketLab, <http://www.rocketlabusa.com>, accessed on 27 February, 2020.
- [7] W. S. Yang, S. Y. Kim and J. Y. Choi, "Performance Analysis of Derivative Type and Advanced Type of KSLV-II", *Proc. of the Korean Society of Propulsion*

- Engineers Spring Conf.*, pp. 424-427, 2013.
- [8] W. R. Roh, S. B. Cho, B. C. Son, K. S. Choi, D. W. Jeong, C. H. Park, J. S. Oh and T. H. Park, "Mission and System Design Status of Korea Space Launch Vehicle-II succeeding Naro Launch Vehicle", *Proc. of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences Fall Conf.*, pp. 233-239, 2012.
- [9] W. R. Roh and S. R. Lee, "Staging Design Analysis of a Low-Cost Two-Stage Small Satellite Launch Vehicle", *Proc. of the Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conf.*, pp. 466-471, 2019.
- [10] H. D. Kwak, S. Kwon and C. H. Choi, "Performance assessment of electrically driven pump-fed Lox/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 77(C), pp. 67-82, 2018.
- [11] H. D. Kwak, D. J. Kim, J. S. Kim, J. Kim, J. G. Noh, P. G. Park, J. H. Bae, J. H. Shin, S. H. Yoon, H. Lee, "Performance test of a 7 tonf liquid rocket engine turoupump", *J. of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, pp. 65-72, 2015.
- [12] Glenn Research Center, NASA, Chemical Equilibrium Analysis, <http://cearun.grc.nasa.gov>, accessed on 27 February, 2020.
- [13] H. D. Kwak and C. H. Choi, Preliminary Design of Low Thrust LOX/Methane ElecPump Cycle Rocket Engine", *Proc. of the Society for Aerospace System Engineering Spring Conf.*, 2019.
- [14] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 8th Ed., Wiley, New York, 2010.
- [15] H. D. Kwak, "Electrically Driven Pump-Fed Cycle Rocket Engine", Ph. D. Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2019.
- [16] P. A. Pavlo Rachov, H. Tacca, and D. Lentini, "Electric feed systems for liquid-propellant rockets", *J. of Propulsion and Power*, Vol. 29, pp. 1171-1180, 2013.
- [17] J. M. Tizon and A. Roman, "A Mass Model for Liquid Propellant Rocket Engines", *Proc. of 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, AIAA-2017-5010, 2017.
- [18] D. K. Huzel and D. H. Huang, *Design and Liquid Propellant Rocket Engines*, NASA SP-125, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1971.
- [19] R.W. Humble, H. N. Gary and W. J. Larson, *Space propulsion analysis and design*, McGraw Hill, NY, 1995.
- [20] Astos Solutions, <http://www.astos.de>, accessed on 09 July, 2020.

Appendix

연소기 라우팅 설계를 위한 G. Rao의 방법은 중형 노즐에 대하여 포물선 근사를 사용한다. 노즐 목 직径의 아음속 구간의 형상은 노즐 목 반경의 1.5배에 해당하는 원($1.5 R_t$)으로 설계하고, 노즐 목 직후의 초음속 구간이 시작되는 부분은 $0.382 R_t$ 인 반경인 원으로 근사하여 포물선과 접하게 하며, 이후 노즐 출구까지 포물선으로 근사하는 방법이다. 초음속 노즐 형상을 결정하기 위해서는 노즐 확대비와 노즐 길이 그리고 포물선 입구 각(θ_n) 및 노즐 출구 각(θ_e)를 사전에 정의할 필요가 있으며, 연소기 아음속 부의 축소 노즐 형상을 결정하기 위하여 노즐 축소 반각(θ_c)와 초음속 노즐 확대각(θ_{n1})을 사전에 결정해야 한다. 본 연구에서는 Fig. A와 같이 초음속 확대 노즐부에서의 손실이 가장 적은 80% 벨 형상 노즐을 적용하는 것으로 가정하였으며, 작도법에 필요한 관계식을 정리하면 Table A와 같다. 우선, 초음속 노즐 포물선을 3차 식으로 근사하면 아래와 같다.

$$y = \alpha_0 + \alpha_1 x + \alpha_2 x^2 + \alpha_3 x^3 \quad (A1)$$

Equation A1의 계수 α_0 , α_1 , α_2 , α_3 를 구하기 위한 경계조건은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (y)_{x=L_{n1}} &= 0.382R_t; (y)_{x=L_e} = R_e \\ \left(\frac{dy}{dx}\right)_{x=L_n} &= \theta_e; \left(\frac{dy}{dx}\right)_{x=L_{n1}} = \theta_n \end{aligned} \quad (A2)$$

Equation A1과 A2를 행렬 형태로 정리하면 아래와 같으며, 이를 풀이하여 초음속 노즐부의 포물선 관계식을 정의할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 & 2L_{n1} & 3L_{n1}^2 \\ 1 & L_{n1} & L_{n1}^2 & L_{n1}^3 \\ 1 & L_e & L_e^2 & L_e^3 \\ 0 & 1 & 2L_e & 3L_e^2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_n \\ R_{e1} \\ R_e \\ \theta_e \end{bmatrix} \quad (A3)$$

Equation A3로 구한 초음속 노즐부 라우팅과 Table A에 정의한 형상 파라미터를 이용하여 아음속 구간 및 노즐목 구간의 라우팅을 작도하면 아래와 같이 전체 연소기 라우팅을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} &R_{cyl} \quad \text{where } -(L_{cyl} + L_{con}) \leq x < -L_{con} \\ &R_{cyl} - R_2 + \sqrt{R_2^2 - (x + L_{con})^2} \\ &\quad \text{where } -L_{con} \leq x < -R_1 \sin \theta_c \\ y = &R_t + R_1 - \sqrt{R_1^2 - x^2} \\ &\quad \text{where } -R_1 \sin \theta_c \leq x < 0 \\ &1.382R_t - \sqrt{(0.382R_t)^2 - x^2} \\ &\quad \text{where } 0 \leq x < L_{n1} \\ &\alpha_0 + \alpha_1 x + \alpha_2 x^2 + \alpha_3 x^3 \\ &\quad \text{where } L_{n1} \leq x \leq L_e \end{aligned} \quad (A4)$$

Equation A4로 정의한 연소기 라우팅 중심축을 기준으로 면적분을 수행하여 노즐의 표면적(A_{nz})을 계산할 수 있다.

$$A_{nz} = \int_{-(L_{cyl}+L_{con})}^{L_e} \pi y^2 dx \quad (A5)$$

마지막으로 분사 헤드의 표면적(A_{MH})은 다음 식으로 계산한다.

$$A_{MH} = \pi \cdot R_{cyl}^2 \quad (A6)$$

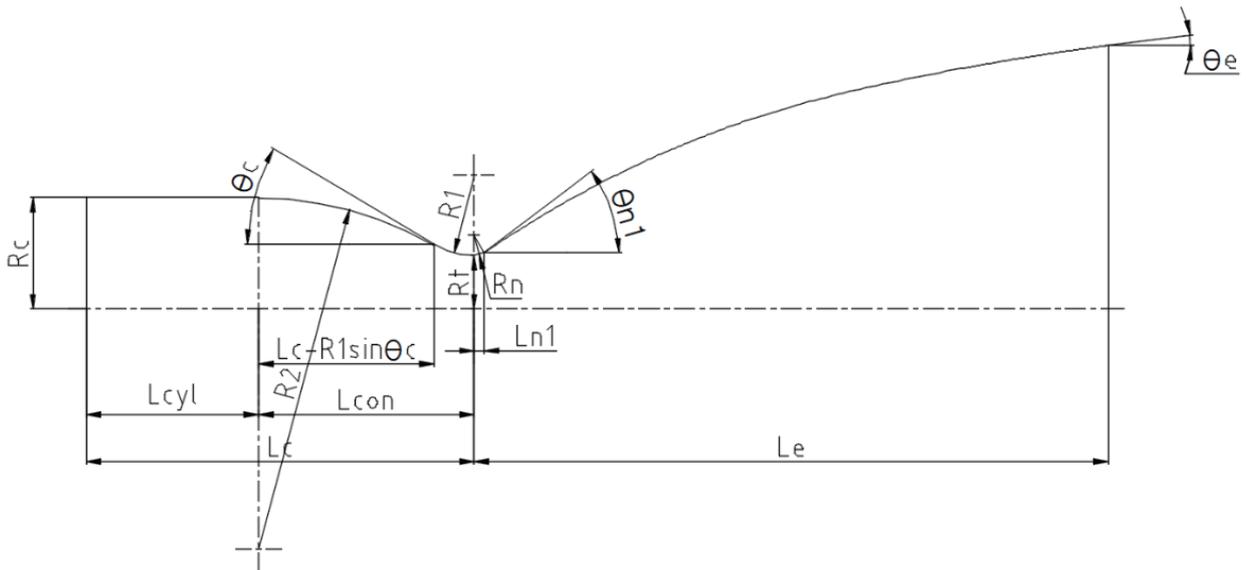


Fig. A Geometrical Parameters for Combustion Chamber Routing

Table A Parameter Definition for Combustion Chamber Routing

Nozzle Stagnation Pressure	$p_{cns} = \frac{p_{cc}}{(1 + \gamma M_i^2) \left(1 + \frac{\gamma + 1}{2} M_i^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$	Expansion Ratio	$\epsilon_e^{cal} = \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{p_{cns}}{p_e}\right)^{\frac{1}{\gamma}} / \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_{cns}}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right)}$
Characteristic Length	$L^* = \tau_s C^* \gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}$	Thrust Coeff. at Sea Level	$C_{F,sea} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_{cns}}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right)} + \epsilon_e \frac{p_e - p_a}{p_{cns}}$
Throat Area	$A_t = \frac{\tau_{vac}}{p_{cc} C_{F,vac}}$	Thrust Coeff. at Vacuum	$C_{F,vac} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_{cns}}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right)} + \epsilon_e \frac{p_e}{p_{cns}}$
Throat Dia.	$D_t = \sqrt{4A_t/\pi}$	Chamber Volume	$V_c = L^* A_t = A_t \left(L_{cyl} \epsilon_c + 1/3 \sqrt{\frac{A_t}{\pi} \cot \theta_c (\epsilon_c^{1/3} - 1)}\right)$
Chamber Cylinder Area	$A_{cyl} = A_t \epsilon_c$	Chamber Cylinder Dia.	$D_{cyl} = \sqrt{4A_{cyl}/\pi}$
Propellant Mass Flow Rate	$\dot{m}_{cc} = p_{cns} A_t / c^*$	Characteristic Velocity	$c^* = \sqrt{\gamma R T_{cns}} / \gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}$
Cylinder Volume	$V_{cyl} = A_{cyl} L_{cyl}$		
Geometrical Parameters for Routing		$L_{cyl} = \left(\frac{V_c}{A_t} - 1/3 \sqrt{\frac{A_t}{\pi} \cot \theta_c (\epsilon_c^{1/3} - 1)}\right) / \epsilon_c$ $R_1 = 1.5R_t$ $R_2 = (R_{cyl} - (R_1 + R_t) + R_1 \cos \theta_c) / (1 - \cos \theta_c)$ $L_{con} = (R_1 + R_2) \sin \theta_c$ $R_{n1} = 0.382R_t$ $L_e = 0.8R_t(\sqrt{\epsilon_e} - 1) + 1.5R_t(\sec \theta_{bell} - 1) / \tan\left(\frac{\theta_{bell}}{2}\right)$ $A_{exit} = \epsilon_e A_t$ $D_{exit} = \sqrt{4A_{exit}/\pi}$	