

한국형발사체 3단 터빈배기부 개념설계

신동순* · 김경석** · 한상엽** · 방정석*** · 김현웅*** · 조동혁***

Conceptual Design of Turbine Exhaust System for 3rd stage of Launch Vehicle

DongSun Shin* † · KyungSeok Kim** · SangYeop Kim** ·
JeongSuk Bang*** · HyenWoong Kim*** · DongHyuk Jo***

ABSTRACT

The turbine exhaust system consists of a turbine flange, heat exchanger, exhaust duct and thrust nozzle. Heat exchanger is used for the launch vehicle because of the advantage of reducing the weight of the helium gas and the storage tank by using the heat exchanger pressurization method compared to the cold gas pressurizing method.

Since the gas generator is combusted in fuel-rich condition, the soot is contained in the combustion gas. Hence, the heat exchanger should be designed considering the reduction of the heat exchange efficiency due to the soot effect. In addition, the uncertainty of the heat exchange calculation and the evaluation of the influence of the combustion gas soot on the heat exchange can not be completely calculated, so the design requirements must include a structure that can guarantee and control the temperature of the heat exchanger outlet.

In this paper, it is described that the component allocation, the design method considering the manufacture of internal structure, the advantages of new concept of nozzle design.

초 록

3단 터빈배기부 구성은 터빈 플랜지, 열교환기, 배기덕트와 추력노즐로 이루어진다. 냉가스 가압 방식에 비하여 열교환기 가압 방식을 사용함으로써 추진제탱크 가압을 위한 헬륨가스 자체 무게와 저장 탱크 무게가 감소하는 장점이 있기 때문에 발사체에 열교환기를 사용한다.

가스발생기는 추진제 연료과농 조건에서 연소가 이루어지며, 연소가스 중에 그을음이 많이 포함되어 있기 때문에 열교환 효율이 감소하는 것을 고려하여 열교환기를 설계해야 한다.

본 논문에서는 터빈배기부 구성품 배치, 열교환기 내부 구조 및 제작성을 고려한 설계기법, 기 설계된 노즐 설계를 바탕으로 3단 터빈배기부 재 노즐 설계 형상에 대한 장점을 기술하였다.

Key Words: Launch vehicle(발사체), Exhaust system(터빈배기부), 스파이럴 튜브(Spiral Tube),
Heat exchanger(열교환기), Rib Channel(Rib 채널)

*† 한국항공우주연구원 발사체추진제어팀

** 한국항공우주연구원 발사체추진제어팀

*** 비즈로넥스텍

교신저자, E-mail: msepl@kari.re.kr

3단 터빈배기부 개념설계를 진행하는 과정에서 다음과 같은 사항에 설계 주안점을 두었다.

열교환기 구조에는 고온 헬륨 가스와 냉각 헬륨 가스를 혼합시킬 수 있는 별도의 냉각 헬륨 가스 공급 바이패스 라인을 설치한다. 바이패스 라인을 설치하는 목적은 열교환기 제작과정에서 발생한 제작공차와 계산오차를 보상함으로써 최종적으로 열교환기 출구 온도를 조절하는 역할을 한다.

3단 터빈배기부의 열교환기를 터빈후방부 입구에 배치시킴으로서 고온의 연소가스와 헬륨 가스 사이에 높은 열전달이 이루어져 열교환기 성능이 향상된다. 또한 연소가스 측에서 헬륨으로 전달되는 열교환 능력을 높이기 위하여 열교환기 내부벽면에 Rib 형상 적용과 Spiral tube 표면에 TiN 코팅을 한다[1,2,3]. 보조 추력 생성 노즐은 엔진 노즐 끝단에 위치시켜서 엔진의 무게 중심과 겹쳐짐으로서 안정적인 구조를 구현할 수 있다.

한국형발사체 3단 터빈배기부 개발은 해외 협력을 통해 얻어진 설계 기법을 반영하여 재설계하였기 때문에 구조와 작동원리가 유사하다[4].

2. 터빈배기부 구성

그림 1에 터빈배기부 전체 형상을 나타내며, 터빈후방부 체결 플랜지(1), 열교환기 블록(2), 배기덕트(3), 노즐(4)과 하부 지지부(5)로 구성하였다. 터빈배기부의 열교환기 부분은 단일 시험이 가능할 수 있도록 분리형으로 제작하여 개발시험을 수행한다. 각 부품간의 접합은 Tig 및 전자빔으로 용접한다. 헬륨 공급 배관 및 바이패스 라인은 나타내지 않는다.

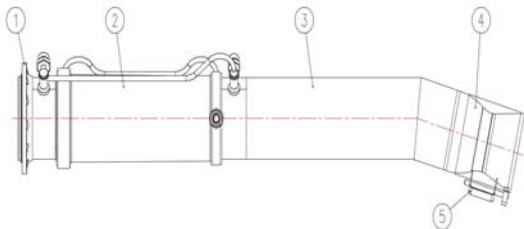


그림 1. 터빈배기부 기본 구성도

터빈후방부 체결 플랜지는 터빈후방부와 터빈 배기부를 체결하는 역할을 하며, 추진기관 개발 시험을 할 경우를 대비하여 누설이 있어서는 안 된다. 열교환기 블록은 가스발생기에서 생성한 연소가스의 열원을 이용하여 요구하는 헬륨의 온도를 상승시켜서 추진제탱크에 공급하여 가압하는 역할을 한다. 연소가스가 노즐을 통과하면서 보조 추력생성 및 터빈후방부의 요구압력을 보장시킨다.

3. 열교환기 구성

그림 2에서 보는 바와 같이 열교환기 블록은 산화제 및 연료탱크 가압용 열교환기로 구성되어 있다. 추진제탱크 가압용 열교환기의 외부 형상을 나타낸다. 산화제탱크 가압용 열교환기는 Rib 채널과 Spiral tube 및 바이패스 라인으로 구성되어 있기 때문에 각 라인에 맞는 유량을 배분하여 공급해야 한다.



그림 2. 열교환기 블록 형상

그림 3에서 보는 바와 같이 추진제 탱크 가압용 열교환기는 내부벽면(1), 헬륨 출구 콜렉터(2), 바이패스 라인(3), 외부 벽면(4), 헬륨 공급 콜렉터(5), Boss(6), 열교환기 입구 및 출구 피팅(7,8)으로 구성되어 있으며, 배기덕트의 중간부분의 열교환기 내부벽면에 축 방향 Rib 형상과 Spiral tube로 구성한다.

열교환기 내부벽면과 연소가스 접촉면의 열저항 감소와 경계 면에서 열교환 정도는 연소가스의 물리적 성질과 속도와 압력에 의하여 결정된다. 위에서 언급한 변수 중에서 연소가스 속도를 제어 할 수 있으나, 속도를 너무 증가시키면 유체저항 계수가 급격하게 문제가 발생한다.

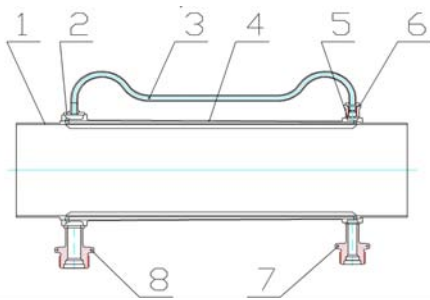


그림 3. 추진제탱크 가압용 열교환기 구성

열교환기 내부벽면에 Rib 형상을 적용하는 것은 열교환 효율 증대와 Rib 표면에 그을음이 증착되어 열교환 효율이 저하되는 것을 보상해 주는 목적으로 사용한다[2].

4. 터빈배기부 노즐 설계 및 구조

터빈배기부에서 가스발생기 연소가스를 배출시키기 위하여 Laval 노즐을 사용하며, 노즐은 아음속과 초음속 구간으로 나뉘어진다. 노즐의 초음속 가스 유동은 외부의 조건이 바뀌어도 일정해야 한다. 액체추진기관에서 일반적으로 사용되고 있는 아음속 노즐 설계 변수를 그림 4에 나타낸다.

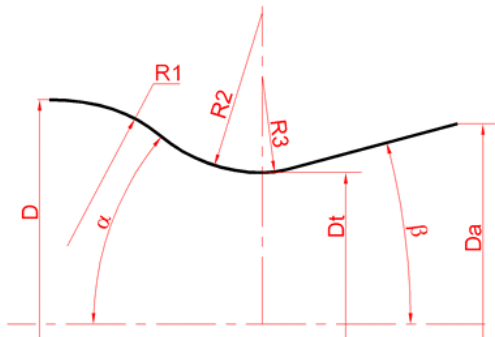


그림 4. 노즐 설계 변수

기 설계된 곡선형 입구는 노즐 내부 벽면의 열 부하를 감소시키는 경계층의 외부유동을 형성시킨다. 이와 같은 노즐 형상은 연소가스가 생성하는 추력 손실을 최소화 한다.

노즐 목 입구의 반지름이 마찰에 의한 손실에

영향을 준다. 즉 반지름이 크면 클수록 아음속 속도 구간이 길어진다. 또한 불규칙한 유동과 관련된 손실이며, 반지름이 적으면 적을수록 불규칙 유동속도는 증가한다.

노즐목 입구 반지름이 대략적으로 40mm 일 경우 아음속 노즐 부분의 마찰에 의한 전체 손실과 노즐 출구에서의 불규칙한 유동의 손실이 최소가 된다는 사실을 경험을 통해서 알고 있다 [4]. 이러한 반지름을 가진 노즐의 유량 계수는 0.994 이상이다.

기술규격에 명시되어 있는 터빈배기부 설계 시 배기덕트 직경은 주어져 있었다(터빈배기부 노즐 끝 단 직경은 주 연소기 옆에 배치되기 때문에 크기에서 제약 조건을 받는다). 이러한 방식으로 축 방향 길이 때문에 아주 적은 기하학 팽창비로 노즐이 설계되었다. 노즐 목 후의 Rounded 반지름은 노즐목 단면의 반경에 따라 경험 수치로 결정한다[4].

터빈배기부의 제작 공정 및 구조를 단순화시키기 위하여 삼각 노즐을 선택하였다. 삼각 노즐의 전개 각도는 100에서 150도 범위 내이며, 터빈배기부 작동 조건 및 제약 조건을 고려한 노즐의 최적의 전개 각도는 150° 이다.

3단 터빈배기부 설계결과에 따르면 가스 유동 직경을 고려한 초음속 노즐 절단면의 직경은 $D_a=95\text{mm}$ 이며, 기하학적 노즐 확장비는 $F_a=1.89$ 를 얻었다.

5. 터빈배기부 구조 제작

터빈배기부 제작 공정을 단순화하기 위한 방안으로 헬륨 공급/배출을 위한 컬렉터를 원형이 아닌 평면으로 가공하였다. 이러한 경우 컬렉터 제작은 배관을 기계적으로 가공하여 제작하기 때문에 후가공이 필요 없다. 이러한 구조가 가능한 것은 헬륨 공급 유량이 1/2단 터빈배기부 열교환기에 비하여 현저하게 적고, 공급 및 배출 배관의 직경이 줄어들었기 때문에 3단 터빈배기부에 적용할 수 있다.

열교환기 Spiral tube는 배기덕트 내부벽면 가까이 배치하며 튜브는 일정한 간격으로 감아

서 배기덕트 내부로 밀어 넣고 누른 후 스퀘어럴 튜브를 3개의 평판에 단단하게 고정한다. 튜브 장착이 완료된 후에 열교환기 블록 내부 표면에 TiN 코팅을 수행한다.

열교환기 구조에서 Rib 채널로 헬륨 유량을 공급하기 위하여 2mm의 직경의 60개의 홀을 형성하며, 헬륨가스가 팽창되어 출구로 배출되기 위해서는 3mm 직경의 52개의 홀을 통해서 헬륨가스가 추진제탱크로 공급된다. 열교환 채널은 36개의 채널로 구성되었으며 Rib 채널의 넓이는 1.3mm이고 Rib 두께는 1mm이다. 채널의 유로면적의 크기는 브레이징 용접 후 잔류물질이 생기지 않고, 밀링으로 제작가능성 및 유체 손실을 고려하여 결정하였다.

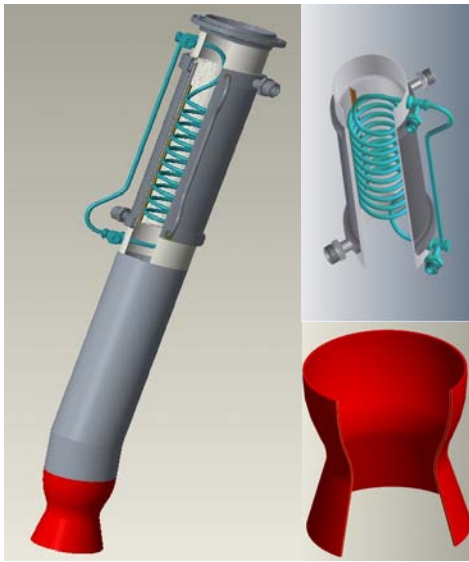


그림 5. 터빈배기부 제작 형상

산화제탱크 가압을 위한 열교환기 유량 조절은 바이패스라인을 용접하기 전에 수행한다. 열교환기 구조 연소시험 수행 후 유량을 조절하기 위하여 Boss에 설치된 오리피스를 변경하며, 연료 탱크 가압용 열교환기도 유사하게 조절한다.

열교환기 출구 배관에서 가열된 헬륨과 바이패스 라인의 냉각 헬륨이 콜렉터에서 서로 혼합되어 추진제탱크 가압을 위해 시스템으로 보내진다.

6. 터빈배기부 소재 선정 및 무게

3단 터빈배기부를 구성하는 대부분의 구조물에 대하여 연소가스 온도가 상대적으로 높지 않기 때문에 스테인리스스틸 계열의 소재를 선정하였으며, 2단 터빈배기부 추력 노즐 개발 경험을 토대로 노즐부 제작은 니켈합금 Inconel 601을 사용하였다. 터빈배기부의 제작 및 단가를 감소시키기 위하여 사용하는 소재의 종류를 최소화 하였다.

열교환기와 노즐 및 체결류를 제외하고, 배기덕트 두께를 1.5 mm 사용하였을 경우 터빈배기부 전체 무게는 7.36kg이다. 발사체 개발에 있어서 중량은 무척 민감한 부분이므로, 만약 무게에 대한 요구조건이 변경되어 배기덕트의 두께를 1.0mm로 제작할 경우 대략 1kg까지 감소시킬 수 있다.

참 고 문 헌

1. 신동순, 김경석, 한상엽, 방정석, 김현웅, 발사체용 Rib-tube방식 열교환기 개념설계, 한국추진공학회, 제47회 추계학술대회
2. 길아름, 김현웅, 방정석, 이병호, 신동순, 한상엽, 액체추진기관용 헬륨 열교환기 그을음증착 방지를 위한 TiN코팅 공정 개발, 한국추진공학회, 제43회 추계학술대회
3. 신동순, 김경석, 방정석, 채명일, 한국형발사체 터빈배기부 개념설계, 한국항공우주학회, 춘계학술대회
4. Предварительное описание выхлопной подсистемы для кислород-керосиновой о ЖРД второй ступени РКН KSLV-II