

【별표 제1호_상용화 대상 기술 조사표】

상용화 대상 기술 조사표

연구자	신동순 / 발사체연구소/우주추진연구부	
기술명(국문)	액체로켓엔진용 터빈배기부 설계/해석 및 성능 평가 기법	
기술명(영문)	Method of design, analysis and performance evaluation of turbine exhaust system for liquid rocket engines	
기술개요	<ul style="list-style-type: none"> - 발사체 추진제 탱크 얼리지 볼륨에 일정 압력과 유량을 선형적으로 공급하기 위해서 Cold 가스와 Hot 가스를 사용함. Cold 가스를 이용하여 추진제 탱크를 가압하는 방식은 운용은 쉬우나 무게가 많이 나가는 단점이 있음. 현재 대부분 발사체에는 Hot 가스를 이용하여 추진제 탱크 얼리지 볼륨을 가압함. 터빈배기부의 구성품인 열교환기가 생성한 Hot 가스를 사용하여 추진제 탱크 얼리지볼륨에 가압함으로서 가압제 탱크 무게와 가압제 충전량이 감소함으로서 최종적으로 발사체 무게가 경량화 되는 장점이 있음. - 터빈을 회전시키고 난 연소가스가 노즐을 통과하면서 보조 추력 발생함 - 터빈배기부는 열교환기와 추력 노즐로 구성됨. 1) 나선형 스파이럴 튜브 방식이 아닌 실린더 채널 형상의 열교환기 설계/해석 및 성능 예측 기술 2) 고도 증가에 따라서도 추력 손실이 적은 Aero spike 소형 추력 노즐의 설계/해석 기술 	
기술동향	국내	<ul style="list-style-type: none"> - 발사체 개발에 있어서 터보펌프 가압 방식의 액체로켓엔진에 사용되는 구성품은 여러 가지 규제에 인하여 해외 협력이 어려우며, 협력이 추진될 경우 계약 비용이 증가할 것으로 예상됨 - 국내 연구기관 및 우주분야 스타트업 기업을 포함한 산업체 컨소시엄 등이 발사체 시스템에 맞는 독자적인 열교환기와 소형 노즐 개발 시도를 하고 있음
	해외	<ul style="list-style-type: none"> - 스페이스X가 개발한 멀린 엔진은 한국형발사체에서 사용하는 엔진과 유사하게 액체 산소와 RP-1 연료를 사용하는 엔진으로, 터빈배기부의 열교환기는 엔진의 가스발생기에서 나온 연소가스를 이용하여 가압제를 열교환하여 추진제 탱크에 공급하여 발사체 무게 감소 효과와 안정적인 엔진 작동을 위해 사용함 - 엔진 무게를 감소시키기 위하여 연소가스 배관을 열교환기로 활용하기도함 - 우주개발 선진국은 액체로켓엔진용 구성품 설계/해석 기술을 독자 구축하여 배타적으로 활용 중임
시장동향	국내	<ul style="list-style-type: none"> - 열교환기와 노즐 제작 비용 및 시간을 단축시키기 위하여 제작 기술 효율성 증대와 적층제조기술 활용 범위를 확대함
	해외	<ul style="list-style-type: none"> - 해외 발사체에서는 연소가스 배관 내에 스파이럴튜브를 말아서 열교환기를 제작하는 방법과 다양한 종류의 기계적 가공 방법과 3D 프린터 제작 기술을 활용함 - 액체로켓엔진용 열교환기와 노즐 제작 단가와 시간 감소와 구성품 무게를 낮추는 방향으로 개발이 진행되고 있음
활용방안	<ul style="list-style-type: none"> - 본기술은 발사체 상단 엔진의 고효율 노즐 설계와 최소 설치 공간과 작은 무게를 요구하는 고성능 열교환기 설계 및 Open cycle 방식의 액체로켓엔진의 터빈배기부 설계 및 다단엔진용 고효율 열교환기 설계에 활용 가능함 	
관련 연구과제	한국형발사체개발사업	
실투입 연구개발비		
특허정보	없음	
기술이전범위 (세부 대상)	액체로켓엔진용 터빈배기부 설계 기법 및 해석 방법, 성능 평가 방법	