

## 액체추진로켓엔진용 고압 터보펌프 개발

이경훈\* · 김경호\* · 우유철\*

### 1. 서 론

로켓 기술은 21세기를 지향하는 우주시대의 핵심 기반기술로서 미국과 러시아를 축으로 하는 주요 선진국들은 오래전부터 국가전략사업으로 추진하여 군사, 과학적 목적뿐만 아니라 상업용 위성 발사 서비스 시장에서의 경쟁력 제고를 위해 노력해오고 있다.

로켓은 추진제의 상태에 따라 고체추진로켓과 액체추진로켓으로 분류할 수 있다. 고체추진로켓은 점화 특성이 뛰어난 반면에 재점화가 불가능하기 때문에 군사적 목적의 추진기관으로 주로 사용되고 있으며, 액체추진로켓은 제어성이 좋고 연소 중단 및 재점화가 가능하므로 인공위성의 발사나 대기권을 넘나드는 로켓 등에 광범위하게 사용되고 있다<sup>(1)</sup>.

우주발사체용 액체추진로켓에서는 연소실로 공급되는 추진제를 가압하는 추진제 공급시스템이 필수적인 구성요소가 되며 압축가스를 이용한 가압 방식과 터보펌프 방식이 있다. 추진제탱크 가압방식의 경우에는 시스템이 단순하고 개발비가 저렴하다는 장점이 있는 반면에 추진제가 고압 상태로 있어야 하므로 추진제 탱크의 두께가 두꺼워져야 한다. 장시간의 로켓 작동을 위해서는 추진제 탱크의 중량이 크게 증가하게 되므로 추진제탱크 가압방식은 비교적 소형이며 작동 시간이 짧은 로켓엔진에 적합하다. 이에 반해 터보펌프 가압방식은 터보펌프에 의해 추진제가 가압되므로 추진제 저장 탱크의 내부 압력을 높은 수준으로 유지할 필요가 없으므로 우주 발사체의 무게를 크게 절감할 수 있는 장점이 있다. 따라서 터보펌프 방식은 개발 기간과 비용이 상대적으로 많은 단점에도 불구하고, 고추력과 긴 연소시간을 요구하는 발사체에 적합한 방식으로 알려져 있으며, 전 세계적으로도 정지궤도에는 물론 저궤도 진입용 발사체에서 활용도가 크다<sup>(2)</sup>.

본 연구에서는 (주)로템이 민군겸용기술개발과제인 액체로켓엔진용 고압터보펌프 개발 과제의 주관연구기관으로서 한국항공우주연구원, 한국과학기술연구원, 한국기계연구원 등의 공동연구기관과 한돌펌프, BM금속, 비츠로테크 등의 참여기업 및 위탁연구기관인 서울대학교와 함께 액체로켓엔진의 핵심부품인 고압터보펌프의 설계, 제작 및 시험 평가 기술의 구축과 국산화 모델의 개발을 목표로 하여 수행한 연구내용을 기술하고자 한다.

### 2. 본 론

#### 2.1 고압 터보펌프시스템의 개발 사양

본 연구에서 개발 중인 고압터보펌프의 설계요구조건은 10톤급 개방형 가스발생기 사이클을 갖는 액체로켓엔진 시스템의 개념설계 결과로부터 결정되었으며 추진제로는 액체산소 (LOX)와 차세대 환경 친화적 연료로 알려져 있는 액체메탄 (LCH<sub>4</sub>)을 사용하고 있다.

개발중인 고압터보펌프는 Fig. 1과 같이 단일 축 구동 방식이며 기본 구성은 산화제 펌프 조립체, 복합기밀장치 그리고 연료 펌프와 터빈 조립체로 구분된다. 산화제와 연료 펌프의 경우 주 임펠러 앞에 인듀서가

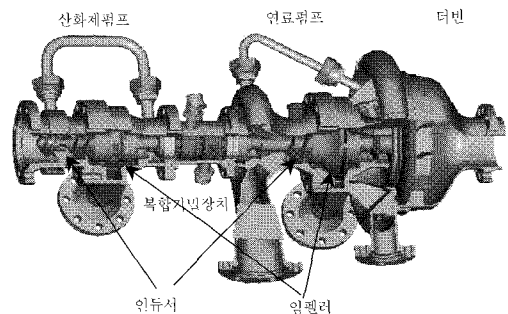


Fig. 1 터보펌프시스템 구성

\* (주)로템기술연구소  
E-mail : marklee@rotem.co.kr

장착되어 50,000 rpm의 고속회전에서 요구 흡입성능을 충족시킬 수 있도록 설계되었으며 이를 위해 산화제 펌프에서는 흡입성능 향상을 위해 추가로 보조 인듀서가 장착되었다. 구동 터빈은 부분 흡입식 초음속 충격형으로 설계되었으며 터빈 출구에는 외류 성분을 줄여 주기 위한 가이드 베인이 설치되어 있다. 또한 산화제 펌프와 연료 펌프 사이에 추진제간의 혼합 방지를 위하여 헬륨 가스를 이용하는 복합기밀장치가 사용되었으며, 고속 회전에 적합한 베어링과 플로팅 링 실이 장착되어 있다.

10톤급 개방형 가스발생기 액체엔진을 대상으로 요구되는 터보펌프시스템의 사양은 Table 1과 같다.

Table 1 터보펌프시스템 설계 사양

항목	성능변수	설계조건	항목	성능변수	설계조건		
연료 펌프	입구 압력	0.3 MPa	터빈	작동 매체	연소가스		
	유량	9 kg/s		형태	충동형		
	출구 압력	15.3 MPa		입구 전압력	6.8 MPa		
	입구 온도	110K		출구 정압력	0.5 MPa		
	밀도	424 kg/m <sup>3</sup>		입구 전온도	1000K		
	기화 압력	0.086 MPa		회전수	50,000 rpm		
산화제 펌프	입구 압력	0.3 MPa	베어링 실	Type	Radial ball Floating ring		
	유량	23.7 kg/s				요구 파워	860 kW
	출구 압력	10.3 MPa					
	입구 온도	93K					
	밀도	1110 kg/m <sup>3</sup>					
	기화 압력	0.14 MPa					

2.2 연구개발 체계 및 소요기술

터보펌프는 액체엔진 내에서도 가장 개발 난이도가 높은 시스템으로 본 연구개발과제 이전에 국내 개발경험이 전무하였기 때문에, 유사터보기계 연구개발 경험을 보유하고 있는 연구기관들과의 공동 연구개발 체계 구축을 통하여 개발 효율을 극대화하고자 하였다. 원천 핵심 기술은 러시아 KeRC (Keldysh Research Center) 연구기관과의 국제협력개발을 통해 확보하였

으며 이를 토대로 성능개량을 통한 국산화 시제개발을 통해 독자설계 및 개발능력을 확보하고자 하였다. 이러한 공동연구개발체계는 개발과정에서 획득한 기술의 관련 연구 기관으로의 직접적인 파급을 통해 터보펌프에 대한 국내 연구개발 기반 구축이 가능하였으며 전문 생산업체 등의 참여로 해당 분야의 산업 기반을 육성할 수 있었다. Table 2는 공동연구기관 구성을 보여주고 있다.

Table 2 공동연구기관 구성

분류	설계/해석	시제 제작	시험/평가
터보펌프시스템 종합	로템	-	-
산화제 펌프 개발	항공우주 연구원	로템 비즈로테크 한돌펌프 BM금속	항공우주 연구원
연료 펌프 개발	한국기계 연구원		
터빈 개발	로템		
동특성 & tribology 개발	한국과학기술연구원		
위탁 연구	서울대학교		
해외 기술 도입	러시아 KeRC		

고압 터보펌프 개발에 소요되는 기술을 Table 3에 나타내었다. 주요 기술로는 설계/해석 분야의 경우 인듀서와 임펠러에서의 수력/흡입 성능설계와 비정상 유동현상 제어기술, 극저온 환경의 베어링과 실에 대한 누수특성/진동 설계 기술, 부분유입 초음속 충동형 터빈의 공력설계 및 고속 회전하는 터빈의 비선형 열구조 해석기술 등이다. 제작 분야에서는 극저온 환경에 적합한 소재 선정과 5축 정밀가공, 정밀주조, 브레이징 접합기술, 방전 가공 등이다. 시험설비/평가 분야는 성능시험 설비 구축 및 운용 기술, 펌프/터빈의 단품 성능 시험, 터보펌프 조립체 시험, 베어링/실 시험 등이 필수 핵심 기술로 분류될 수 있다.

2.3 개발 일정 및 주요 연구 개발 내용

고압터보펌프 개발은 응용연구단계 (2년)와 시험연구단계 (3년)로 나누어 진행되어 왔다. Table 4는 일정별 주요 연구개발 내용을 나타내고 있으며 현재 시험연구 최종년도 개발을 수행 중에 있다.

액체추진로켓엔진용 고압 터보펌프 개발

Table 3 개발 소요 기술

요소 항목	소요 기술
산화제 펌프 및 연료 펌프 설계	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 고압펌프 수력 및 3차원 형상 설계와 평가 기술</li> <li>· 캐비테이션 방지를 위한 인두서 최적화 기술</li> <li>· 극저온 및 고압/고회전수에서의 열구조 설계기술</li> <li>· 비정상 유동현상 제어 기술</li> </ul>
회전축 동특성 해석 및 베어링/ 실의 요소 설계	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 극저온/고점도 유체에 의한 베어링 최적 윤활 기술</li> <li>· 고압 유체 실 해석 및 설계 기술</li> <li>· 시스템 시동/종료시 진이 진동 해석</li> <li>· 진동 모니터링 기술</li> </ul>
터빈 설계	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 증동 터빈 공력/3차원 형상 설계 및 평가 기술</li> <li>· 블레이드 정적/동적 비선형 응력 해석 및 분석 기술</li> <li>· 터빈 작동 성능 및 예측/평가 기술</li> <li>· 고온에서의 소재 피로파괴 예측/평가 기술</li> </ul>
시스템 종합 및 평가	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 터보펌프 성능 예측/평가/분석 기술</li> <li>· 펌프/터빈 메칭 기술</li> <li>· 산화제/연료펌프간 파워 밸런싱 기술</li> <li>· System Interfacing 기술</li> <li>· 축추력 해석 및 제어 기술</li> </ul>
소재/제작	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 펌프하우징 정밀 주조 및 터빈 디스크 소결</li> <li>· 회전품 밸런싱 평가 및 조절 기술</li> <li>· 고온/고강도/초저온 환경 적합 소재 및 사양 개발</li> <li>· 5축 정밀 가공 및 브레이징 접합 공정 기술</li> </ul>
시험/평가	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 상사조건 및 유사 작동 유체를 이용한 시험 평가</li> <li>· 모사 시험을 통한 실제 작동 예측 평가 기술</li> <li>· 시스템 종합 시험/성능 평가 및 데이터 베이스 구축 기술</li> </ul>

Table 4 개발 일정

단계	년도	설계	해석	제작	시험/평가
응용 연구	99	TP 설계사양, TP 개념설계	유동해석, 열구조해석, 진동해석	소재 선정	시험설비 사양, 시험설비문서 개발
	00			상세설계 및 수정	
시험 연구	01	국내 독자형 TP 개념 설계(1-3차)	설계안 검토, 최적설계안 도출	대체소재, 공정개발	국내성능 시험장 구축, 시험설비 제작, 시험설비문서 수정
	02			TP 시제 제작 (국내) 치공구 제작	
	03	상세 설계/수정		TP 수정 가공	TP 시제 시험 평가 (국내)
	04			터보펌프 개발 평가/종합	

\* TP : Turbo Pump

응용연구단계의 주요 연구 내용으로는 러시아 기술 협력을 통한 터보펌프 개념설계, 상세 설계도면 생성, 제작/시험문서 개발, 선행시제 제작 및 러시아 현지 시

험 등이 이루어졌다. 시험연구단계에서는 국내 시험설비 구축, 러시아 기본형 시제를 토대로 국내 독자 기술로 최적화 설계를 수행한 후 독자형 터보펌프 설계,

제작 및 시험평가 등이 이루어졌다.

2.4 개념 및 상세 설계

Fig. 2와 같이 설계조건에 기초하여 산화제 펌프, 연료 펌프 및 터빈의 성능 설계 연구를 수행하였다. 또한 펌프/터빈의 유동/열구조 해석과 회전축, 베어링 및 실을 고려한 임계 속도 및 불평형 응답 해석 등을 수행하여 고압터보펌프 및 각 구성요소에 대해서 성능 및 구조적, 기능적 안정성을 해석적으로 검증하였다.

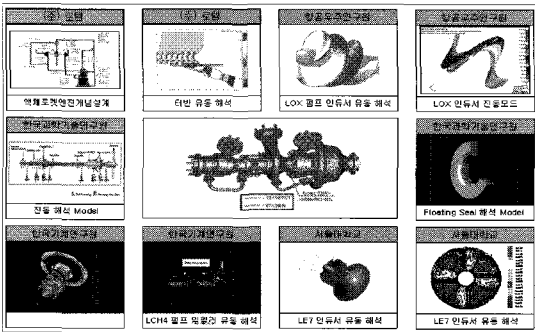


Fig. 2 설계/해석 수행 결과

2.5 제작 및 소재

고압터보펌프용 소재 및 표준품은 산화제와 연료 펌프의 고압 및 극저온 환경과 터빈에서의 고온 작동 환경 하에서의 소재의 열적 안정성을 고려하여 확정되었다. 선정된 터보펌프의 소재는 Table 5와 같다.

Table 5 터보펌프 소재

부 품		엔 진	LE-7 (일본)	SSME (미국)	본 개발품
연료펌프	Volute casing		Al alloy	Tens 50	SUS 321
	Inducer		Ni superalloy	K monel	SUS 631
	Impeller		Ti-5Al-2.5Sn	Ti-5Al-2.5Sn	SUS 631
	Bearing		Stainless steel	Inconel 718	Inconel
	Manifold casing		Ni superalloy	Incoloy 903	SUS 321
산화제펌프	Volute casing		Al alloy	Tens 50	SUS 321
	Inducer		Ni superalloy	K monel	SUS 631
	Impeller		Ni superalloy	Ti-5Al-2.5Sn	SUS 631
	Bearing		Stainless steel	Inconel 718	Inconel
	Manifold casing		Inconel 718	Incoloy 903	SUS 321
터빈	Blade		Ni superalloy	Mar-M-246	эл-741H1
	Disk		Ni superalloy	Mar-M-246	эл-741H1
	Shaft		Inconel 718	Inconel 718	13X11H2B2MΦ-III

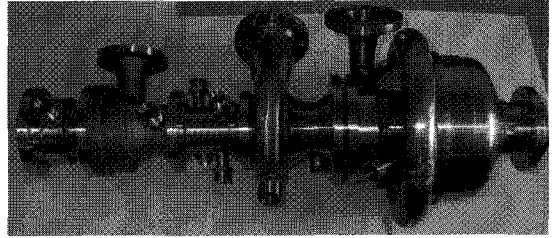
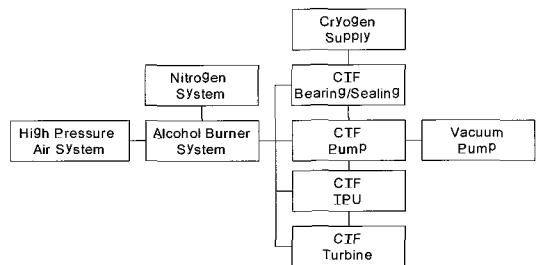


Fig. 3 터보펌프 시험용 시제

Fig. 3은 국내 제작기술로 만든 터보펌프 시제를 보여주고 있다.

2.6 시험 및 평가

고압터보펌프의 성능시험은 크게 산화제 펌프와 연료펌프의 성능시험, 터빈 성능시험 및 터보펌프 조립체에 대한 시험으로 구성되며, 성능시험기는 Fig. 4와 같이 구성된다.



(CTF : Component test facility)

Fig. 4 터보펌프 성능시험기 구성도

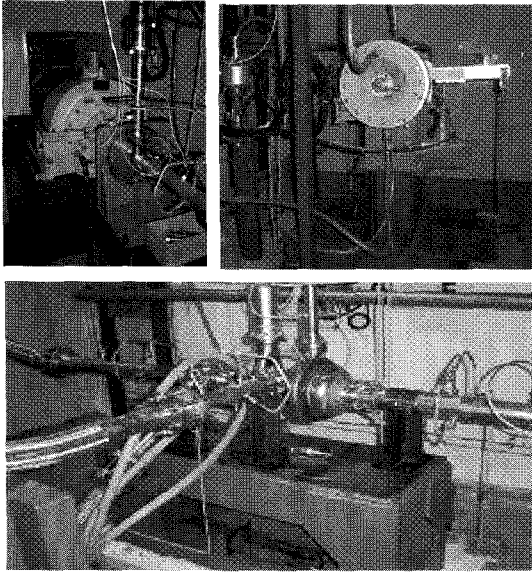


Fig. 5 터보펌프 성능시험기

터보펌프 성능시험기는 고유량과 고압력의 펌프 특성에 따른 고수두 시험 능력과 고회전수에 따른 캐비테이션 시험 능력 그리고 극저온 추진제에 따른 베어링, 실 등의 시험 능력이 부가적으로 갖추어져야 한다.

터보펌프의 단품 및 조립체 성능시험설비는 추후 개발 대상의 확대를 고려하여 20톤급 엔진용 터보펌프에 대한 시험이 가능하도록 설계되었으며 터빈 성능시험기, 펌프 성능시험기, 터보펌프 성능 시험기의 형상은 Fig. 5와 같다. 이렇게 국내에 구축된 시험설비를 이용하여 시험연구단계에서 러시아 협력을 통해 개발된 기본형 터보펌프와 국산화 독자형 터보펌프의 시험연구가 진행되었다.

또한 터보펌프 개발의 여러 핵심 기술 가운데 베어링과 실의 설계 기술은 높은 신뢰도를 유지하기 위한 필수적인 기술로서, 일반적으로 터보펌프 개발 실패의 주요 원인 중에 하나인 베어링/실의 시험평가를 위해 극저온 베어링/실 시험설비를 이용하여 터보펌프의 실제 작동매체인 액체 산소 환경 하에서의 베어링의 작동성과 실의 시간에 따른 누수특성을 검토하였다. 극저온 시험설비의 사양은 Fig. 6과 같으며, 극저온 시험장치는 Table 6과 같이 구성되어 있다.

Fig. 7은 작동 유체의 누설량을 제어하기 위한 플로팅 링 실과 산화제 펌프와 연료 펌프 사이의 추진제간 혼합 방지를 위한 극저온 성능시험 결과를 보여주고 있다.

Table 6 극저온 베어링/실 시험설비 사양

구분	단위	시험 조건	
베어링 실링 성능시험	작동매체	-	물/액체질소/액체산소
	시험압력	MPa	15
	시험유량	kg/s	0.5~2.0
	시험온도	℃	300 / 90 / 100

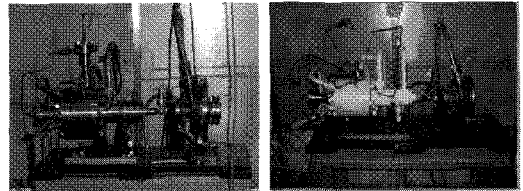


Fig. 6 극저온 베어링/실 시험설비

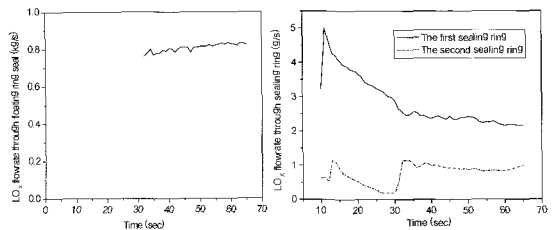


Fig. 7 극저온 실 성능시험 결과

### 3. 결론

국내에서 최초로 액체추진로켓엔진용 터보펌프 개발이 민군겸용기술개발과제를 통해 수행 중에 있으며 2004년에 개발 완료 예정인 본 과제를 통해 소형 터보펌프에 대한 국산화 개발 능력을 확보하였다. 또한 확보된 설계/제작 기술, 시험설비/평가 기술 등의 연구개발 인프라는 한국형 위성 발사체 (KSLV)의 액체추진로켓엔진에 적용될 수 있는 터보펌프를 개발할 수 있는 기반을 구축하는데 큰 역할을 담당해오고 있으며 향후 국내에서 개발될 로켓엔진 터보펌프의 기술 자립화에 큰 기여를 할 것으로 본다.

### 후기

본 연구는 과학기술부 주관 “민군겸용기술사업”의 과제인 “고압 터보펌프 개발” 연구의 일환으로 수행되

있으며 관계자 여러분께 감사의 말씀을 드립니다.

### 참고문헌

- (1) D. Huzel and D. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA
- (2) G. Sutton, "Rocket Propulsion Element," Jones Wiley & Sons
- (3) 홍용식, 우주추진공학, 청문각
- (4) G. Kalmykov and Y. Lebedinsky, 1996, Some Aspects of Development of New-Generation Economical Environmentally-Friendly Engines for Promising Injection Systems," AIAA
- (5) 우유철, 2001, "액체로켓엔진용 고압터보펌프 개발", 우주발사체기술 심포지엄
- (6) K. H. Lee, Y. C. Woo, 2001, "Design of centrifugal pump with inducer in turbo-pump for 9.5ton liquid oxygen/methane rocket engine", The International Space Forum 2001 Russia
- (7) C. O. Hong, Y. C. Woo, 2001, "Development of turbine in turbo-pump for 9.5ton liquid oxygen/methane rocket engine", The International Space Forum 2001 Russia