

## 액체로켓엔진용 터보펌프 개발사업 소개

최창호\* · 김진한\* · 이수용\*

### 1. 서론

액체로켓은 액체연료와 산화제를 연소시켜 분사시킴으로써 추진력을 얻는다. 이 때 액체연료와 산화제가 가압상태로 연소실에 공급되어야 하며, 가압을 위한 방식에는 크게 두 가지가 있다. 즉, 압축가스를 이용하여 고압의 연료를 탱크에 직접 저장하는 가압식과 저압으로 탱크 내에 저장된 연료를 터보펌프로 가압시키는 터보펌프식이 있다. 가압식은 구조가 간단한 장점이 있지만, 고압을 유지하기 위하여 탱크의 무게가 증가하게 되고 결국 발사체의 구조비가 나빠지는 단점이 있다. 반면, 터보펌프식은 고속으로 회전하는 터보펌프와 관련한 진동, 공동화 제어, 누설에 의한 폭발 등의 고도의 기술을 필요로 하여 개발상의 난제가 많으나 공급탱크의 경량화 등 추진기관의 구조비를 적게 할 수 있는 장점이 있다<sup>(1)</sup>. 참고로 Fig. 1에 가압식과 터보펌프식을 비교하여 나타내었는데, 터보펌프식이 가압식에 비해 엔진시스템이 복잡한 것을 확인할

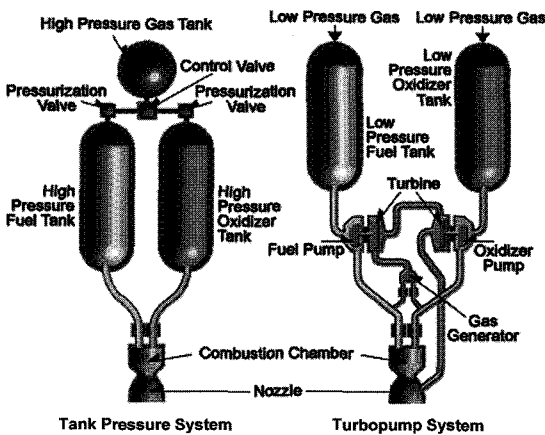


Fig. 1 Schematic sketch of engine systems

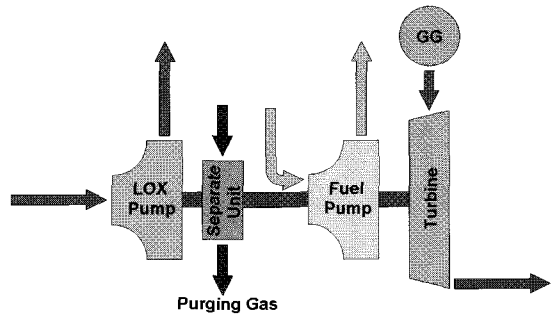


Fig. 2 Typical layout of a single shaft turbopump unit

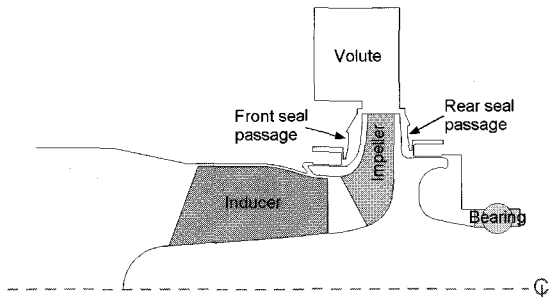


Fig. 3 Typical layout of a pump unit

수 있다.

터보펌프는 일반적으로 산화제펌프, 연료펌프, 펌프들을 구동하는 터빈, 그리고 산화제와 연료가 섞이는 것을 방지하는 세퍼레이트 유닛으로서 크게 4가지로 구성되어 있다. Fig. 2에는 산화제펌프와 연료펌프가 하나의 터빈으로 구동되는 일축식 터보펌프의 일반적인 예를 나타내었다. Fig. 3은 고속회전에 따른 흡입 성능저하를 극복하기 위한 인듀서, 양정을 높이기 위한 임펠러 및 벌류트로 이루어진 일반적인 펌프의 개요도를 나타낸다.

### 2. 국외 기술개발 동향

전 세계적으로 액체로켓엔진 발사체의 개발, 생산

\* 한국항공우주연구원 우주발사체 추진기관실  
E-mail: cch@kari.re.kr

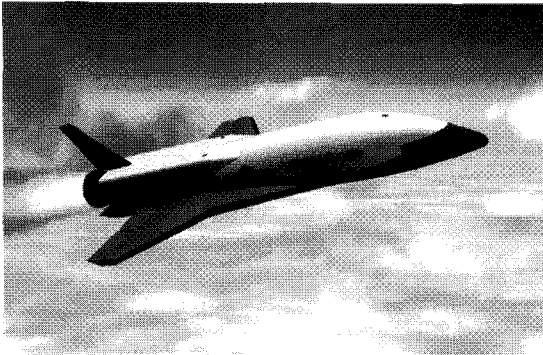


Fig. 4 X-34 rocket vehicle

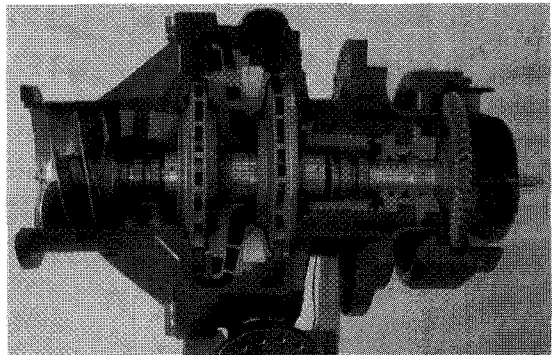


Fig. 5 LE-7 fuel (LH2) turbopump

및 발사 서비스 능력을 갖춘 나라는 미국, 러시아, 유럽연합, 중국, 일본 등이 있다. 이러한 선진국들은 다양한 시험설비를 구축하고 액체로켓엔진에 대하여 연구를 활발히 추진한 결과, 현재 다수의 발사체용 액체로켓엔진들을 개발/운용하고 있다. 한편 기술 선진국들은 이와 관련한 고난도 기술의 제3국 유출이나 기술이전을 통제하고 있으며, 기술력을 바탕으로 한 비용감소를 도모하여 발사체서비스의 경쟁력을 높이고 타국의 개발연구를 억제하고 있는 실정이다.

해외 발사체 기술 선진국에서는 터보펌프 개발을 1960년대부터 지속적으로 수행하고 있으며, 터보펌프는 고추력을 요구하는 현대의 인공위성 발사용 액체로켓엔진에 대부분 사용되고 있다. 대표적인 터보펌프 관련 기술 선진국으로 러시아와 미국을 들 수 있는데, 이들은 각기 목적에 따라 수많은 터보펌프를 개발하였다. 항우연에서 현재 개발하고 있는 30톤급 엔진과 동일한 급으로서 미국의 Fastrac 엔진과 러시아 RD 0110 엔진용의 터보펌프가 있다. Fastrac 엔진은 미국에서 차세대 저비용 재사용 로켓비행체인 X-34 (Fig. 4)의 엔진으로 1999년에 개발하였으나 현재 상용화되지는 못한 상태이고, RD0110 엔진의 경우 러시아에서 1964년부터 소유즈 로켓엔진의 상단에 성공적으로 사용되어왔다. 일본에서도 터보펌프에 대한 연구를 활발히 수행하고 있는데, 잘 알려진 엔진으로는 추력 10톤급의 LE-5 엔진, 100톤급의 LE-7 엔진이 있다. LE-7엔진의 경우 1999년 터보펌프 인두서의 결함으로 발사에 실패한 경험이 있다. 이러한 사고를 기화로 일본에서는 터보펌프의 안정성을 높이기 위한 연구가 더욱 활발히 수행하게 되었고 터보펌프의 안정성에 대한 경각심이 더욱 높아졌다고 할 수 있다.

### 3. 국내 터보펌프 개발 현황

국내 터보펌프 개발은 과기부 주관의 민군겸용개발사업의 일환으로 수행한 '고압터보펌프개발' 사업이 시작이라고 할 수 있다<sup>(2)</sup>. 이 사업에서는 (주)로템이 주관기관, 항우연, KIST, 한국기계연구원이 공동연구기관, 비츠로테크, 한돌펌프, BM금속 등과 같은 여러 제작 업체들이 참여하여 10톤급 메탄엔진용 터보펌프 개발을 1999~2004의 5년간 수행하였다. 이 사업은 터보펌프 개발에 필요한 설계/제작 및 실매질 시험 전단계인 물과 공기를 작동매체로 사용하는 상사시험 등의 인프라를 국내에 구축함으로써 국내 터보펌프 개발의 발판을 마련한, 의미 있는 과제였다. 다만, 개발 터보펌프의 실제 적용을 목표로 하는 발사체 또는 엔진의 부재로 인한 설계요구조건 의 느슨함, 실매질 시험의 미수행으로 인한 극저온/극고온 상태에서의 안정성 입증의 미흡, 실험회전속도에서의 축추력 측정시험 및 피로파괴시험 부재 등 실용화까지는 아직 남아야 할 실질적 문제가 많이 남아있는 아쉬움이 있었다. 그러나 이러한 문제는 개발일정 및 예산상의 문제와 연관된 것으로서 주어진 예산과 기간 동안 충실히 수행한 과제로 판단된다.

지난 2002년 11월에 발사한 KSR-Ⅲ 액체로켓은 독자적으로 개발하여 발사하였다는 의미만으로도 매우 뜻 깊은 일로 여겨진다. 이러한 첫발은 현재 개발 중인 KSLV용 발사체 개발에 있어 우리가 갖추어야 할 기술들을 파악하고 위성발사용 발사체 개발이라는 목표를 향해 도전할 수 있는 자신감을 제공했다고 본다. 그러나 KSR-Ⅲ 로켓엔진은 알려진 바와 같이 가압식엔진으로서 1단 엔진으로 사용하기에는 고압의 연소를 통한 성능의 극대화 측면에 있어 한계를 가지

Table 1 Design requirements of the KARI turbopump

	Lox pump	Fuel pump	Turbine
Flow rate (kg/s)	64.1	29.1	< 4.4
Inlet total pressure (Mpa)	0.40	0.25	5.78
Outlet total pressure (Mpa)	9.81	14.32	-
Inlet total temp. (K)	95	288	900
Density (kg/m <sup>3</sup> )	1,117	796.7	-
Rotational speed (rpm)	20,000		

고 있다.

KSR-Ⅲ 발사 이후, 국가 우주개발 중장기 기본계획에 의한 우주개발목표 실현을 위해서 고성능 액체로켓엔진의 개발이 필요하고, 고성능을 낼 수 있는 터보펌프식을 채택하였다. 이에 따라 2002년도에 과기부 주관하에 항우연을 주축으로 한 산학연 연합의 형태로 '소형위성발사체 (KSLV-I) 개발사업'이 시작되었고, 동사업의 일환으로 국내 최초로 케로신을 연료로 사용한 30톤급 개방형 (open cycle) 액체로켓엔진에 적용 가능한 터보펌프를 개발하게 되었다<sup>(3)</sup>. 터보펌프개발은 2003년 5월에 시작하여 2004년도에 1차 시제의 설계/제작을 완료하여 상사시험을 수행하였다. 현재 터보펌프개발에 참여 중인 산학연의 역할은 (주)로템 및 (주)삼성테크윈의 시제품 제작, 서울대, 부산대 및 KAIST의 펌프와 터빈의 기초 설계자료 축적, KIST의 실(seal) 설계 등이다. 1차 시제의 시험결과로서 흡입성능, 양정, 효율 등의 성능에서 만족할 만한 결과를 얻었다. 현재 축추력, 회전체 진동 등의 운전 안정에 대한 추가 시험을 수행 중에 있으며, 무게감소, 운전안정성 및 흡입성능의 향상을 목표로 2차 시제를 설계 중에 있다. Table 1에 개발 중인 터보펌프의 설계요구조건을 나타내었다. 개발 중인 터보펌프는 Fig. 2와 같은 방식으로 액체산소 및 케로신을 공급하기 위한 단단 원심형 펌프들과 단단 충동식 터빈으로 구성되어 있다. 또한, 일축식으로 구성되어 있어 액체산소와 연료가 만나는 것을 방지하기 위하여 액체산소펌프와 연료펌프의 사이에 세퍼레이트 유닛을 두고 있다. 본 연구 개발에서는 전술한 민군겸용과제에서 구축된 인프라를 충분히 활용하고, 산학연협력 하에 한계조건인 극저온 및 실매질 성능검증을 수행하여, KSLV용 발사체에 적용하는 것을 목표로 하고 있다.

터보펌프시스템의 핵심요소기술은 크게 극저온 펌

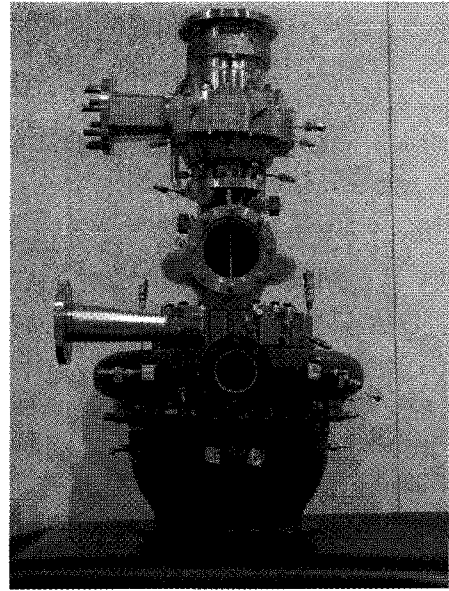


Fig. 6 The 1st KARI turbopump unit

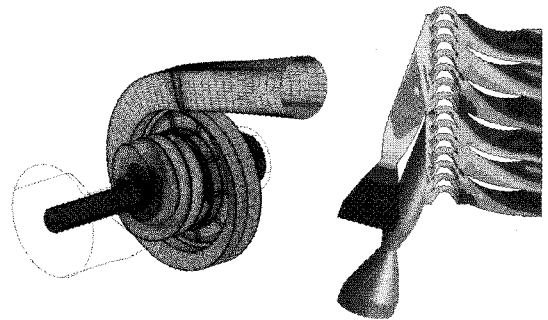


Fig. 7 CFD techniques used for turbopump designs

프 설계기술, 극고온 터빈 설계기술, 세퍼레이트 유닛 등의 실 설계기술, 고속 회전체 설계기술 등의 4가지로 나눌 수 있다. 극저온 펌프 설계기술의 향상을 위해서 항우연에서는 액체질소를 사용한 극저온 환경시험을 위한 시험기 및 상온 흡입성능 전용시험기를 현재 운용하고 있으며<sup>(4)</sup>, 극저온 베어링 및 실 시험기를 개발하고 있는 중이다. 터빈의 경우 현재 항우연의 터빈 시험기에서는 중/저온에서 실험이 가능한 상태이다. 터보펌프시스템은 최종적으로 국외에서 실매질 시험을 통하여 고온에서의 작동 안정성을 점검할 계획이다.

Fig. 6은 국내에서 개발된 최초의 액체산소-케로신용 터보펌프 1차 시제의 형상을 나타내며, 이것을

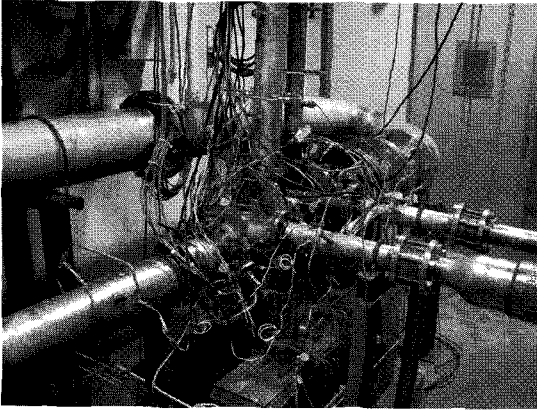


Fig. 8 KARI turbopump unit test facility

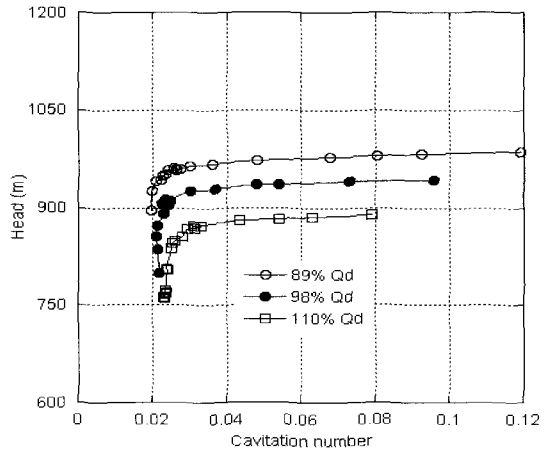


Fig. 9 Suction performance test results of the LOX pump

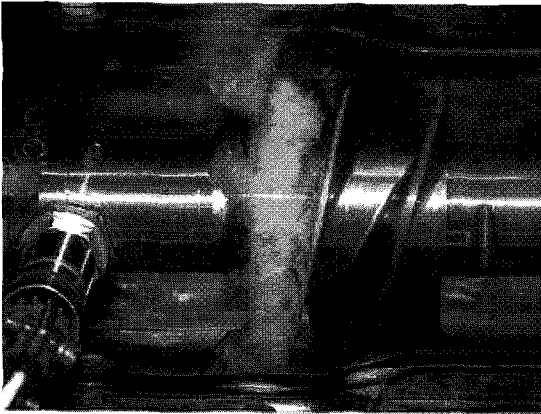


Fig. 10 Inducer suction performance test

개발하기 위한 핵심부품개발내용을 간략히 소개하고자 한다. Fig. 7은 터보펌프 수력 및 공력 설계에 사용된 유동해석 기법을 나타낸다<sup>(5),(6)</sup>. Fig. 8은 터보펌프 조립체 시험기를 나타내며, Fig. 9는 산화제펌프 흡입성능 시험결과를, Fig. 10은 인듀서 흡입성능 시험 중 캐비테이션 유동 가시화를 나타낸다.

#### 4. 맺음말

지금까지 액체로켓 엔진용의 터보펌프시스템과 관련된 국내외 기술개발 동향을 살펴보고, 현재 ‘소형위성발사체 (KSLV-1) 개발사업’의 일환으로 수행되고 있는 30톤급 터보펌프 개발을 요약해 보았다.

항우연에서는 지난 2년 동안의 1차 터보펌프시스템의 개발을 통하여 상온 조건에서의 설계/제작/운용

기술을 개발하였으며, 국내에 실패질 시험기가 건설되기 전까지 해외 협력업체와 실패질 시험을 통하여 터보펌프의 작동 안정성 및 최종 성능을 점검할 계획이다.

터보펌프시스템은 큰 추력을 요하는 위성 발사체의 특성상 향후 국산위성발사체 (KSLV)에 필수적으로 적용될 것이며, 성공적인 발사를 위해서 기술의 안정화가 필요하다. 이와 관련하여 항우연은 산학연의 협력하에 터보펌프의 설계/제작 및 성능시험에 관련된 기술을 성공적으로 개발하고 있다. 그러나 실용화를 위해서는 극한조건인 실패질에서의 실험을 통한 검증이 필요한 실정이다. 따라서 이에 대한 적극적인 정부의 지원이 필요한 시점이다. 터보펌프는 발사체 외에도 항공기 등의 연료펌프에도 적용될 수 있으므로 개발에 따른 상업적인 효과도 있을 것으로 사료된다.

#### 참고문헌

- (1) Huzel, D. K. and Huang, D. H., 1992, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA Press.
- (2) 이경훈, 김경호, 우유철, 2004, “액체추진로켓엔진용 고압 터보펌프 개발,” 유체기계저널, 제7권, 제3호, 51~56.
- (3) 김진한, 이은석, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, 2004, “액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황,” 제

5회 우주발사체기술 심포지움 논문집.

- (4) 홍순삼, 임현, 김대진, 차봉준, 강정식, 임병준, 김진한, 2004, “터보펌프 성능시험 장치,” 제3회 한국 유체공학 학술대회 논문집.
- (5) 최창호, 노준구, 김대진, 홍순삼, 김진한, 2005,

“유동해석을 이용한 터보펌프 설계,” 한국항공우주학회 2005년도 춘계학술발표회 논문집.

- (6) 박편구, 이은석, 정은환, 김진한, 2004, “노즐과 로터가 장착된 초음속 충동형 터빈의 전산유동해석,” 2004 유체기계 연구개발 발표회 논문집.