

국내 터보펌프 개발 현황

김진한*

Status of the Development of Turbopumps in Korea

Jinhan Kim*

ABSTRACT

The development of turbopump in Korea has been practically started from 1999. Recently, the turbopump for a LRE with 30-ton level thrust has been successfully developed, which is able to work for all the required LRE regimes. This success is considered as a breakthrough in development of LRE because the turbopump, a core component of LREs, has been considered as a critical barrier in domestic technology point of view. In this paper, status of the turbopump development in Korea is provided and some suggestions are made for the prospective future.

초 록

국내에서는 1999년부터 터보펌프의 개발을 실질적으로 시작하였다. 최근 국내에서 독자적으로 개발한 30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프는, 엔진에서 요구하는 모든 작동영역에서의 실매질성능시험을 성공적으로 통과하였다. 이는 터보펌프가 우리나라의 액체로켓엔진의 독자개발에 있어 큰 기술적 장벽으로 여겨져 왔다는 점에서 큰 의미를 갖는다. 본 논문에서는 그간 국내에서 수행되어온 터보펌프관련 개발 현황과 향후 나아가야 할 방향에 대하여 제언하고자 한다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

현재 우리나라는 우주개발중장기계획에 의하여 자력위성발사를 목표로 우주개발을 진행 중에 있다. 곧 발사될 KSLV-I 발사체는 잘 알려진 바와 같이 1단은 러시아의 액체엔진을 사용

하며 2단은 국내에서 개발한 고체모터를 사용하는. KSLV-I 개발사업 까지는 발사체 시스템기술의 국내구축에 역점을 두어 개발하여 왔다면 향후 후속으로 진행될 KSLV-II(발사체명 미정)는 발사체 추진기관기술의 국내구축에 역점을 두어 1단의 액체로켓엔진을 국내에서 개발 할 것으로 예상된다.

액체로켓엔진의 국내개발을 위해서는 여러 가지 극복해야할 기술들이 있으나 그간 국내에서

† 2008년 9월 17일 접수 ~ 2008년 10월 12일 심사완료

* 종신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀
연락처, E-mail: jhkim@kari.re.kr

기술적 병목으로 여겨져 온 것이 터보펌프기술이다. 터보펌프는 그 중요성과 함께 고압으로 연료와 산화제를 공급해주는 그 기능상 '발사체의 심장'이라 불린다. 터보펌프는 저온의 산화제와 고온의 터빈구동가스가 공존하며, 엔진에서 가장 높은 압력으로 작동되는 반면 고속으로 회전하는 회전체를 갖고 있다. 즉, 열구조적 측면, 기밀/누설의 측면, 회전체진동 안정성 측면, 추진계탱크의 압력을 최소화하기 위한 펌프캐비테이션 측면에서 다른 어떠한 발사체 부품들 보다 기술적으로 극복하기 어려운 요소를 갖고 있음을 의미하며 결과적으로 오작동이 일어나기 쉬운 부품으로 세심한 관심이 필요하다. 국내에서는 이러한 터보펌프의 개발이 1999년부터 본격적으로 시작되었고 2008년 현재에는 실매질상태에서 설계점/탈설계점 모두 성능이 검증되어 실용화의 단계에 이르렀다. 지난 논문[1]에서 30톤급 터보펌프개발과 함께 국내의 터보펌프개발에 대한 내용을 개괄적으로 소개한 바 있으나 본 논문에서는 그간 국내에서 수행되어 온 터보펌프관련 연혁과 향후 국내에서 액체로켓엔진의 개발을 위한 우리의 나아가야할 방향에 대해 제안하고자 한다.

2. 국내 터보펌프 개발 연혁

그동안의 국내 터보펌프 개발은 교육과학기술부((구)과기부) 주관 하에 수행된 민군겸용개발사업, 한국항공우주연구원(이하 항우연)의 기관고유사업 및 교육과학기술부 주관 KSLV-I 사업의 일환으로 수행된 '액체엔진 선행연구'가 전부라고 할 수 있다. 이들 세 가지 사업의 개발 성격을 규정한다면 민군겸용개발사업은 '러시아기술의 도입을 통한 국내 기술 구축'으로, 기관고유사업은 '터보펌프관련 핵심애로기술의 국내 독자적 구축'으로, KSLV-I 사업의 일환으로 수행된 '액체엔진 선행연구'의 경우 '실용화를 위한 개발 기술 구축'이라고 할 수 있다.

민군겸용개발사업으로 수행된 '고압터보펌프개발'과제에서는 (주)로템이 주관기관이 되어 러시

아로부터 기술을 도입하여 개발하는 형식으로 수행되었다[2]. 공동연구기관으로 항우연이 산화제펌프와 10톤급 터보펌프용 시험설비구축 및 성능시험을, KIST가 회전체진동 및 플로팅링실을, 한국기계연구원이 연료펌프를 개발 내용으로 맡아 역할을 담당하였고 비즈로테크 등과 같은 여러 업체들이 제작업체로 참여하여 10톤급 메탄엔진용 터보펌프개발을 지난 1999년부터 2004년까지 5년간 수행하였다. Fig. 1에 이 사업으로 개발된 메탄엔진용 10톤급 터보펌프의 개요도와 Fig. 2에 시제품 외형이 제시되었다. 이 사업은 러시아의 기술을 도입하여 설계, 제작 그리고 실험 시험 전단계인 상사시험을 마치고 이에 필요한 설계 및 10톤급 터보펌프의 시험설비관련 기초인프라를 구축함으로써 국내 터보펌프 개발의 발판을 마련한 과제였다. 다만, 목표로 하는 발사체 및 엔진의 부재로 개발구속조건의 불명확성, 축추력에 대한 시험적 검증과정 누락, 실제 회전수에서의 진동시험 및 회전체 피로시험 검증 부재, 실매질 상태에서의 수력/공력학적 및 재질적 성능검증부재, 해외 재료의 국산화 혹은 대체소재의 적용 미흡, 극저온 상태에서의 성능 입증부재, 실매질/실회전수 상태에서의 성능 및 내구성 검증 부재, 터보펌프의 과도한 설계회전수(러축 설계)와 이에 따른 산화제펌프의 흡입성능 조건 불만족 등 실용화까지는 아직 넘어야 할 실질적 문제가 많이 남은 아쉬움이 있다.[1] 지난 몇 년간 상기 터보펌프는 실매질 상태에서 시험이 수행되었으나 10여초 내외의 작동에도 불구하고 기밀과 회전체의 안정성 측면에서(베어링과손 등) 어려움을 겪은 것으로 파악되고 있다. 데이터가 공개되지 않아 알 수는 없으나 이 터보펌프는 전술한 바와 같이 축추력이 시험적으로 검증되지 않았고 critical speed 보다 높은 회전영역에서 작동하는데 반해 이에 대한 설계적 배려 및 단품에서의 시험적 검증이 부족하여 발생했던 것이 아닌가 판단된다.

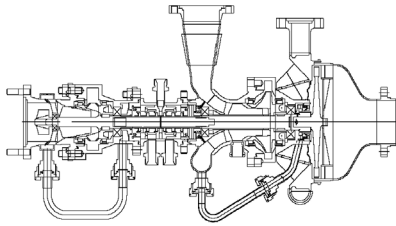


Fig. 1 Layout of a LOX-LCH4 turbopump for 10-ton LRE



Fig. 2 10-ton class LOX-LCH4 turbopump

그 다음으로 국내에서 터보펌프개발과 관련되어 수행된 과제로는 2002년도부터 2006년까지 5년간 수행한 “극저온 펌프 캐비테이션 성능예측 및 시험/평가 기술개발”과제(항우연 기관고유사업)가 있다.[3] 전술한 민군겸용과제의 일환으로 수행된 ‘고압터보펌프개발’과제에서는 터보펌프를 개발하는 것에 역점을 둔 나머지 러시아의 기술을 도입하고 국내에 구축하기에 역력이 없었다. 결국 핵심기술들과 관련한 심도 있는 연구와 설계기술 개발이 미흡하였으며 특히, 기술도입의 상대인 러시아 기관은 비행용엔진을 개발하는 기관이 아닌 선행개발을 수행하는 기관으로 실제 비행용과는 다소 거리가 있는 기술을 이전 받게 되었다. 따라서, 항우연에서는 발사체에 필요한 터보펌프관련 애로기술을 재분류하고 그중 가장 시급하고 핵심이 되는 펌프의 흡입성능 향상에 관한 연구를 수행하게 되었다. 펌프의 흡입 성능은 발사체무게의 상당부분을 차지하는 탱크의 무게와 직결되어 있고 이는 발사체의 성

능과 직결되는 중요한 변수이지만 당시 러시아에서 도입해온 인듀서의 설계기술은 낙후된 것이었다. 이는 전술한 바와 같이 비행용 엔진을 개발하는 개발기관이 아닌 선행연구를 수행하는 러시아의 기관으로서 관련된 설계기술이 뒤떨어진 것으로 판단된다.

항우연에서 수행된 “극저온 펌프 캐비테이션 성능예측 및 시험/평가 기술개발”과제는 흡입성능향상관련 기술구축에 역점을 두어 인듀서의 설계기술을 선진국 수준으로 끌어 올리는데 성공하였으며 30톤급 액체로켓엔진에 사용가능한 인듀서를 설계 및 실험을 통하여 개발하였고 극저온 상태에서의 산화제펌프 성능특성을 도출하였다. 인듀서의 흡입성능 측면에서 볼 때, 초기 설계대비 무려 40% 향상된 성능을 갖게 되었다.(Fig. 3 참조) 이러한 개발 과정에서 물을 작동유체로 하는 인듀서의 가시화를 위한 성능시험 설비(Fig. 4)를 구축하였으며 또한, 안정된 작동유체로 액체산소의 환경을 예측하기위하여 액체질소를 이용한 극저온 환경에서의 인듀서 및 펌프의 성능시험이 가능한 시험설비(Fig. 5)를 구축하였다. 이러한 시험 설비는 실제 펌프와 인듀서가 액체산소환경에서 열구조적으로 어떤 특성을 가질 것인지를 알 수 있게 하였으며 변형된 이후의 성능을 도출할 수 있게 되었다.[4-6] 이들 정보는 그간 경험해보지 못한 것들로 터보펌프 개발에 있어 극저온 환경을 고려한 설계의 중요성을 인식하게 된 과정이었다.

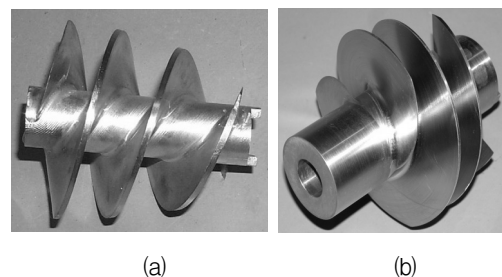


Fig. 3 Russia designed inducer(a) vs. KARI designed inducer(b)

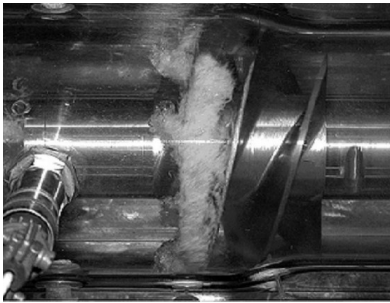


Fig. 4 Visualization of cavitation characteristics for KARI design inducer

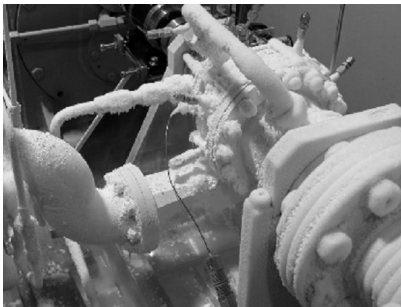


Fig. 5 Cryogenic performance test of a Lox pump using LN2

다음으로 국내에서 수행된 과제는 KSLV-I 사업의 일부로 수행된 터보펌프개발과제이다.[7] 이 과제에서는 액체산소와 케로신을 이용한 30톤급 개방형(open cycle) 액체로켓엔진에 적용 가능한 터보펌프의 개발을 수행하였으며 2003년 5월에 시작하여 2년이 갓 지난 2005년 8월까지 1차 시제에 대한 설계와 제작은 물론 단품 및 시스템 상사시험을 모두 마쳤다. 이 기간 동안에는 전술한 민군겸용과제에서의 미흡했던 모든 기술들을 구축하였고 관련된 많은 문제들을 해결하였다. 2008년 현재 설계기술 측면에서는 펌프와 터빈의 고효율화를 통하여 선진국 수준에 도달하였고, 터빈의 경우 개발초기 러시아설계기법으로 51%의 효율이 가능하였으나 최종적으로 정착된 국내설계기술로는 61.4%의 효율을 달성하였다. 이 효율값은 동일한 유동변수 조건에서 NASA의 FASTRAC에 사용된 터빈과 동등한 성

능을 갖는 값이다. 특히, 터보펌프의 국산화를 위하여 국내에서 수급 가능한 소재로 제작/개발하여 부품별 소재선정의 타당성을 실험적으로 검증한 것, 초음속 터빈동익의 5축 방전가공기술을 국내에 구축한 것, 그리고 회전체의 축추력을 맞추기 위한 장치를 자체적으로 설계/개발하여 펌프에 적용한 것은[8] 국내의 터보기계와 관련한 기술력을 보여준 매우 의미 있는 개발 결과들이다. 터빈 동익 제작의 경우 터빈의 성능을 높이기 위하여 동익의 현결비(solidity)를 크게 하고 로터가 슈라우드를 갖도록(shrouded rotor) 하였다. 제작은 fir-tree 방식으로 할지 블리스크형으로 할 것인지를 검토한 결과 fir-tree의 구조적 결합 가능성을 고려하여 블리스크형으로 결정하였다. 이에 따라 통상적인 제작 방법(5축기계가공 혹은 주조)으로는 제작 자체가 어려웠으며, 민군겸용과제를 통하여 러시아로부터 도입된 방법인 방전가공으로 블레이드 하나씩을 가공하기에는 제작시간이 엄청나게 소요되어 실제 엔지니어링개발시에는 개발일정상 문제가 될 것이어서 채택할 수 없었다. 이에 따라 5축 방전으로 한꺼번에 블레이드를 가공하는 기술을 국내제작업체에서 개발하였다. 이 외에도 러시아의 설계기술 중 많은 곳에서 새로운 개념의 설계가 이루어졌다. 예를 들어, IPS (Inter-propellant Seal)와 MFS (Mechanical Face Seal)의 경우 누설을 최소화하기 위한 구조로 설계개념을 바꾸었고 성능시험을 통한 최적 카본재질을 선정하였다. 국내에서 터보펌프의 설계를 마치고 1차 시제의 제작이 이루어지는 동안 실제 비행용 터보펌프로의 미흡한 부분이 없는지 검증하기 위하여 해외에 터보펌프의 설계요구조건만을 주고 설계용역을 의뢰 하였으며 용역 결과를 토대로 국내 설계의 장단점을 비교/검토하였다. 국내 터보펌프의 경우 공력/수력 설계측면에서는 오히려 해외기관의 설계결과 보다 우수하였으며 구조적인 측면에서는 동등한 것으로 나타났다. 이 해외 용역설계로부터 국내 독자 터보펌프에 도입한 유일한 개념은 플로팅 실의 형상이다. 이렇게 탄생된 터보펌프는 러시아의 설계기술에서 시작하였으

나 이제 해외의 설계가 아닌 독자적으로 설계된 한국형 터보펌프라고 할 수 있게 되었다.

선행개발로 수행된 것 중 또 하나의 중요한 것으로 터보펌프의 시험설비 수정/구축을 들 수 있다. 즉, 기존 민군겸용과제로 구축된 10톤급 시험설비의 수정 및 추가구축이 이루어졌다. 러시아의 시험설비를 운용한 결과 부대설비는 그 운용/안정성 측면에서 매우 우수하다고 판단되었다. 그러나 부대시험설비(자료획득장치 및 설비제어 포함)를 제외한 시험부에 있어서는 측정 기법상 측정 불확도가 매우 커 수정을 추진하게 되었다. 그간 구축해온 국내의 터보기계 측정기술을 토대로 대폭적으로 수정이 이루어졌다. 또한, 터보펌프개발에 있어 중요한 측정요소중 하나인 축추력(터보펌프의 고압에 의한 축방향 하중) 측정시험관련 기술이 러시아에서는 도입되지 않았고 이것은 실매질 시험전에 반드시 수행되어야 할 항목이다. 왜냐하면 축추력에 의해 베어링이 파손되고 결국 회전체가 파손될 수 있기 때문이다. 이에 따라 성능시험 개념과 시험장치를 항우연에서 자체 개발하여 시험을 수행하였다. 이 외에도 상온/극저온환경에서의 베어링/실의 시험이 가능한 시험 설비를 구축/운용하였다. 항우연에서 개발한 30톤급 엔진용 터보펌프는 국내 수급 가능소재로 국내독자설계 및 국내 제작이 이루어진 순 국산화제품이며 해외에서 수입한 부품은 베어링만이 유일하다. Fig. 6에 항우연에서 개발한 30톤급 엔진용 터보펌프조립체 및 내부 회전체 형상이 제시되었다. 국내의 설비로는 터보펌프의 각종 부품시험(산화제펌프 시험, 연료펌프시험, 터빈시험, 각종 실시험 등) 및 상사터보펌프시스템 시험(산화제펌프-연료펌프-터빈의 매질로 LN₂-물-고온가스를 사용, Fig. 7)이 가능하다. 이러한 제반 시험을 모두 마친 후 액체산소-케로신-고온가스(산화제펌프-연료펌프-터빈)의 작동유체로 실매질 성능시험을 수행하기 위하여 러시아의 시험 전문기관에서 시험을 수행하였다. 이 시험의 운용조건은 30톤급 액체로켓엔진의 요구조건으로서 설계점은 물론 탈 설계점을 갖는 전 작동영역에서 성공적으로 수

행되었다.(Fig. 8) Fig. 8은 해외에서 수행된 터보펌프 실매질 직후의 장면이다.



Fig. 6 30-ton class LOX-kerosene turbopump

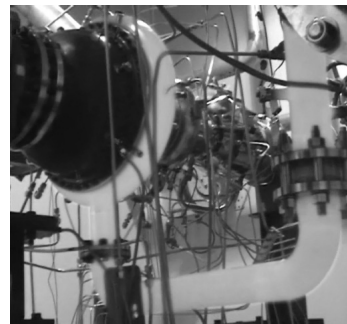


Fig. 7 Turbopump hot test using similitude working fluid

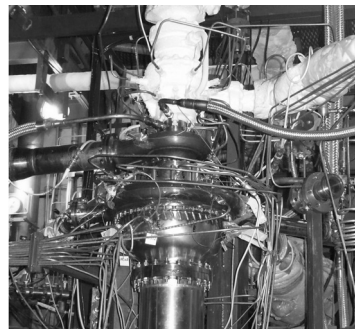


Fig. 8 Real propellant test of the turbopump

3. 결론 및 제언

참고문헌

국내에서 터보펌프의 개발을 시작한지 근 10년이 되어가는 지금, 관련 제반 기술을 국내에 구축한 것은 물론 엔진이 요구하는 전 작동점에서 실패질 작동성능이 검증된 것은 향후 독자적 액체로켓엔진개발에 있어 큰 산을 넘은 고무적인 사건이라고 판단된다. 그간 헌신적으로 개발에 노력을 아끼지 않은 많은 산학연 엔지니어분들에게 박수를 보낸다.

2008년 현재 우리나라는 여러 가지 측면에서 발사체의 개발은 반드시 필요하고 시급하다는 공감대가 형성되고 있다고 본다. 발사체개발에 있어 시작 시점이 선진국 대비 최소 30-40년이 뒤진 후발 주자인 우리나라는 시간적으로 그 효율성을 더욱 높이고 과감할 필요가 있다고 본다. 그러나 현실은 이와 좀 다르게 진행되고 있어 안타까움을 더하고 있다. 국내에는 차기발사체에 사용되어야 할 실패질환경의 엔진시험설비는 물론 터보펌프시험설비를 비롯한 핵심부품시험설비가 없다. 정부에서 목표로 하는 국가우주개발 중장기계획 일정을 만족하기 위해서는 시험설비의 조기 구축이 매우 절실하다. 발사체 개발시 터보펌프와 연소기는 최초의 개발납품항목으로서 이들 설비가 아직 구축되지 않은 우리나라의 현 상황에서는 이들 시험설비의 구축시점은 발사체개발의 전체일정에 직접적인 영향을 미치게 된다.

발사체개발 사업은 그 국가적 중요성은 물론 매우 많은 참여자들이 함께 마치 톱니바퀴와 같이 수행해야하는 시스템사업으로 개발을 위한 공감대의 형성은 매우 중요하다고 본다. 국내의 발사체개발에 참여하는 산학연 모든 분들과 관심을 가지고 후원해 주시는 모든 분들이 함께 '인공위성 자력발사'라는 국가적인 공동의 목표를 가지고 앞으로 나아가기를 간절히 소망하며 이를 위하여 우리 모두 하나가 되어 두려움 없이 도전해야 할 것이다.

1. 김진한, 홍순삼, 정은환, 최창호, 전성민, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황" 제25회 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.375-383
2. 이경훈, 김경호, 우유철, "액체추진로켓엔진용 고압 터보펌프 개발," 유체기계저널 제7권 제3호, 2004, pp.51-56
3. 김진한, 홍순삼, 최창호, 김진선, "극저온 펌프 캐비테이션 성능 예측 및 시험/평가 기술 개발," 한국항공우주연구원 보고서 FR06520, 2007
4. Hong, S. S., Kim, J. S., Choi, C. H., and Kim, J., "Effect of Tip Clearance on the Cavitation Performance of a Turbopump Inducer," Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 1, 2006, pp.174-179
5. 홍순삼, 김대진, 김진선, 최창호, 김진한, "터보펌프의 수력 성능시험," 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집, 2005. pp. 243-247
6. 김진선, 홍순삼, 김대진, 최창호, 김진한, "액체질소를 이용한 산화제펌프의 극저온 성능 시험," 대한기계학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, 2006, pp.806-811
7. J. Kim, S. S. Hong, E. H. Jeong, C. H. Choi, S. M. Jeon, "Development of a Turbopump for a 30 Ton Class Engine," Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH., 2007
8. 최창호, 김진한, "축추력 제어부재가 설치된 원심형 터보기계," 특허등록번호 10-0616153, 2006