

技術論文

유성기어를 적용한 터보펌프의 개념설계

김진한* · 정은환** · 최창호** · 전성민** · 김진선**

Conceptual Design of a Turbopump Adopting a Planetary Gear System

Jinhan Kim* · Eun-Hwan Jeong** · Chang-Ho Choi** · Seong-Min Jeon** · Jin-Sun Kim**

ABSTRACT

The present paper describes a conceptual design of a turbopump which employs a planetary gear system. In a launcher system, weight is one of the most important design factor. In turbopump systems using propellants such as kerosene, or methane, single shaft systems are employed because of simplicity. One of the main disadvantages of this system, however, is the same rotational speed of both pumps and a turbine which forces to operate under non-optimum condition. To operate each component in optimum or favorable rotational speeds, a planetary gear system seems to be the best choice when the compactness and efficiency of a turbopump system is considered. A conceptual design and feasibility of the turbopump system adopting a planetary gear system is suggested.

초 록

본 논문은 유성기어를 적용한 터보펌프의 개념설계에 대하여 기술하였다. 발사체시스템에서는 무게가 가장 중요한 설계인자 중 하나이다. 케로신 혹은 메탄을 연료로 사용하는 터보펌프의 경우 통상 시스템의 간단성 때문에 1축(혹은 동축) 형식이 사용된다. 이 경우 단점은 산화제펌프와 연료펌프의 회전수가 서로 최적이지 아닌 상태에서 작동하게 되는 것이다. 각 펌프가 최적 회전수에서 작동하고 또한 증가된 회전속도로 부터 부품의 효율 증대와 무게이득을 최대화하기 위해서는 터보펌프에 유성기어를 적용하는 것이 최선의 방법으로 판단된다. 본 논문에서는 유성기어를 도입한 터보펌프의 개념설계를 수행하여 유성기어의 적용가능성을 제시하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Planetary Gear(유성기어), Pump(펌프)

접수일 2010. 11. 29, 수정완료일 2011. 4. 1, 게재확정일 2011. 4. 20

* 종신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

† 교신저자, E-mail: jhkim@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회(2010. 11. 25-26, 제주 샤인빌리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

지난 2008년 한국항공우주연구원에서는 우리나라 최초로 액체산소와 케로신을 이용한 30톤급 개방형(open cycle) 액체로켓엔진에 적용 가

능한 터보펌프개발을 완료하였다[1, 2]. 이 터보펌프는 산화제펌프와 연료펌프/터빈이 동일 축상에서 스플라인으로 연결(이후 편의상 '동축식'이라고 표기하기로 한다)되어 산화제펌프와 연료펌프/터빈이 동일한 회전수를 갖는다. 이 터보펌프의 회전수는 액체산소를 사용하는 산화제펌프의 흡입성능에 의해 결정되었다. 이것은 발사체의 산화제탱크를 가볍게 하기 위한 탱크압력과 산화제펌프의 흡입성능 사이에서 기술적 분석에 의해 최적값을 맞춘 것이다. 이렇게 선정된 회전수는 산화제펌프의 흡입성능에는 최적이지만 동일축 상에서 동일한 회전수로 회전하는 연료펌프와 터빈의 경우에는 그렇지 못하며 이들은 회전수를 더 높일 경우 효율이 증가하고 형상의 축소로 인한 무게의 감량이 가능하다. 과거 선진국에서는 다축의 기어박스를 도입하여 사용례가 있으나 이 경우 무게의 증가와 산화제와 연료의 누설로 인한 폭발의 문제로 근래에는 통상 기어박스를 도입하지 않는다. 본 논문에서는 유성기어를 터보펌프에 도입함으로써 무게감소와 효율증가를 도모함과 동시에 누설의 문제가 없도록 한 터보펌프 시스템에 대한 개념설계를 수행하였다.

2. 터보펌프 시스템 요구조건

터보펌프의 설계요구조건은 Table 1과 같이 당초 개발한 30톤급 터보펌프와 동일하며, 다만, 차이점은 기존 연료펌프의 출구압이 엔진적용시 다소 낮아도 될 것으로 판단되어 출구압을 14.3 MPa에서 13.0 MPa로 낮추어 준 것이다.

3. 터보펌프 시스템 설계

3.1 터보펌프 레이아웃 설계

터보펌프 레이아웃은 기존의 30톤급 터보펌프 [1, 2]와 동일한 개념을 가지고 설계하였다. 따라서 터보펌프는 Fig. 1과 같이 산화제펌프/분리기(separate unit)/유성기어/연료펌프/터빈의 순으

Table 1. Turbopump design requirements

	LOX pump	Fuel pump	Turbine
Flow rate (kg/s)	64.1	29.1	<4.4
Inlet total pressure (MPa)	<0.475	<0.28	5.78
Outlet total pressure (MPa)	9.81	13.00	0.4
Inlet total temp. (K)	95	288	900
Density (kg/m ³)	1,117	796.7	-
Power (kW)	<837	<737	<1,574
Efficiency (%)	>64	>63	>51
Axial thrust (kN)	<2	<2	

- Operating time of turbopump : 320 sec
 - Gas temperature of pyro-starter : 1300 K
 - Starting time : < 1.5 sec

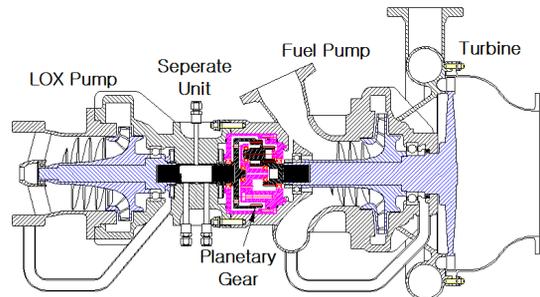


Fig. 1 Turbopump layout with the planetary gear [3]

로 구성하였다. 즉, 산화제펌프와 연료펌프/터빈의 연결 축에 유성기어를 배치하여[3] 산화제펌프와 연료펌프/터빈의 회전수를 달리함으로써 각각의 최적성능을 추구하였다.

3.2 터보펌프 회전수 선정

산화제펌프의 회전수는 기존의 개발된 30톤급 터보펌프의 회전수인 20,000 rpm을 변경없이 그대로 적용하였다. 연료펌프/터빈의 회전수는 연료펌프의 흡입성능 한계를 고려하여 선정하였다. 연료펌프의 경우 연료로 케로신을 사용하므로 기화압이 물과 유사하게 낮고, 유량도 산화제의 64%에 불과하므로 기화압이 매우 높은 산화제펌

Table 2. Fuel pump preliminary design results

Parameters	Old*	Present**
Rotational speed (rpm)	20,000	30,000
Required suction specific speed (rpm, m ³ /min, m)	2,200	3,300
Head rise (m)	1,840	1,633
Impeller outlet diameter (mm)	166.0	107.0
Axial thrust (kN)	<2	<2
Overall efficiency (%)	68.8	72.6
Mass (Kg)	34.1	19.0

* : measured, ** : estimated

프에 비해 회전수를 더 높게 선정할 수 있다. 따라서 항우연에서 개발한 1차원 펌프설계 소프트웨어[4]를 사용하여 흡입성능을 계산한 결과 회전수를 산화제펌프보다 높은 30,000 rpm으로 선정하였다.

4. 펌프 개념설계

산화제펌프의 경우 기존 30톤급 터보펌프[1, 2]와 동일하므로 본 논문에서는 자세한 설명은 생략하였으며, 연료펌프의 개념설계에 대해서 중점적으로 설명하였다. 개념설계는 항우연에서 개발한 1차원 펌프설계 소프트웨어를 사용하여 수행되었다. Table 2에 설계결과를 기존의 연료펌프와 비교하여 나타내었다. 회전수가 높아짐에 따라서 요구되는 흡입비속도가 2,200에서 3,300으로 증가하였으나, 임펠러의 직경은 대폭 감소하였다. 결과적으로 펌프의 무게가 34.1 Kg에서 19.0 Kg으로 약 40% 이상 줄어들었다. Table 2에서 흡입비속도(suction specific speed)의 정의는 다음의 Eq. 1과 같다. Eq. 1에서 Q는 유량, NPSH는 유효흡입수두를 나타낸다.

$$N_{ss} = \frac{rpm \sqrt{Q}}{NPSH^{3/4}} \quad (1)$$

효율 및 축추력은 Table 1의 설계요구조건을 만족하는 것으로 나타났으며, 흡입성능의 경우 기존 30톤급 연료펌프의 흡입성능 실험결과(흡입비속도 4,000이상)[5]를 고려하면 충분히 달성가능할 것으로 예상된다.

5. 터빈 개념설계

펌프의 구동을 위한 터빈은 단단형과 2단형(압력복합형) 두 가지 형태로 설계를 진행하였다. 비출력을 보다 높이기 위해 터빈입구온도는 이전 설계값 900 K보다 높은 1,000 K로 설정하였다. 단단형은 이전 설계와 유사한 속도비를 구현하고 대신 증가된 회전수를 무게감소의 이득으로 구현하는 방향으로 설계를 진행하였다. 2단형은 증가된 회전수에 따른 이득을 보다 적극적으로 이용하기 위해 직경감소를 통한 무게 감소뿐 아니라 속도비 0.2 이상에서 적절한 형상인 압력복합형을 적용하여 가스에너지를 순차적으로 팽창시킴으로서 효율 또한 증가시키고자 하였다. 1차원 설계 결과를 Table 3에 이전형상과 비교하여 나타내었다. Table 3에서 보듯 터빈 단

Table 3. Turbine preliminary design results

Parameters	Old*	Present1**	Present2**
type	Supersonic Impulse		
#. of stgs	1	1	2
Rotational speed (rpm)	20,000	30,000	30,000
T_{00} (K)	900	1000	1000
Pressure ratio (π_t)	14.5	18.0	18.0
u/c_{ad}	0.28	0.26	0.23
η_{ts}	0.59	0.58	0.67
D_{ep} (mm)	280	194	167
Mass (kg)	39.4	19.5	20.8
W_t/\dot{m} (kJ/kg)	335	392	453

* : measured, ** : estimated

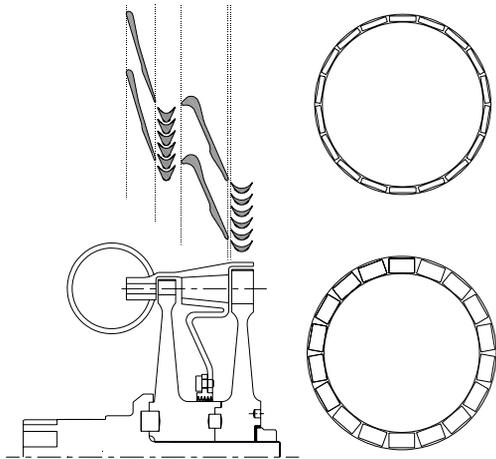


Fig. 2 Turbine configuration (left : flow passage, right : 1st & 2nd nozzle array exit view)

펌프의 무게는 50% 가까이 감량되며, 터빈 출력을 터빈 유량으로 나눈 값인 비출력(W_t/m)은 기존 터빈에 비해 단단형(present1)의 경우 17%, 2단형(present2)은 35%의 향상이 가능할 것으로 보인다. Table 3에서 T_{00} 는 입구 전온도, u 는 동익의 평균회전속도, c_{ad} 는 노즐출구에서의 단열팽창속도, η_{ts} 는 터빈 효율, D_{cp} 는 동익의 평균직경을 나타낸다. Fig. 2는 2단형 터빈의 개략적인 형상을 보여준다.

6. 회전체동역학 개념설계

기존 실험용 30톤급 터보펌프와 달리 설계 변경이 이루어지는 부분은 연료펌프-터빈 회전체로서, 정격 회전속도가 기존의 20,000 rpm에서 30,000 rpm으로 증가되었다. 회전속도가 증가함으로써 인듀서, 임펠러, 터빈 블리스크의 직경이 감소하였고, 이에 따라 회전축 직경과 베어링 크기도 감소하였다.

회전축계 체결 방식이나 구조는 기 개발된 모델과 동일한 방식으로 채용하였고, 회전체동역학 설계와 회전축계 구조해석을 통하여 회전체 레이아웃을 설계하였다. Fig. 3에 설계된 연료펌프-터빈 회전체 레이아웃과 회전체동역학 1차원 해

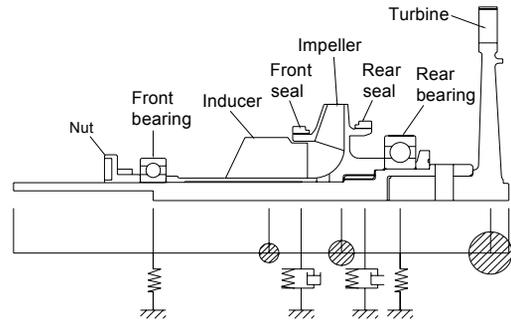


Fig. 3 Rotordynamic model of turbopump

Table 4. Ball bearing configuration

Parameters	Old		Present	
	Fuel pump	Turbine	Fuel pump	Turbine
rpm	20,000		30,000	
Bearing No.	6207	6210	6204	6207
Bearing Size (mm)	35×72×17	50×90×20	20×47×14	35×72×17
DN	0.7e6	1.0e6	0.6e6	1.05e6

석 모델을 같이 나타내었다. 연료펌프-터빈 회전체는 좌측부터 너트, 전방 베어링, 인듀서, 임펠러, 후방 베어링과 터빈으로 구성되어 있다.

회전체동역학 설계로부터 선정된 볼 베어링의 규격을 Table 4에 나타내었고, 회전체 부품들의 재질 및 질량과 질량관성 모멘트를 Table 5에 나타내었다. Table 5에서 회전축 방향은 z 방향이며, 회전 평면 반경 방향은 x 방향과 y 방향으로 표현하였다. I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 는 질량관성 모멘트를 나타낸다.

연료펌프-터빈 회전체의 복소 고유치 해석으로부터, 회전 속도에 따른 고유진동수를 얻을 수 있다.

Figure 4에 회전 고유진동수를 2차까지 나타내었는데, 회전 속도의 증가에 따라 자이로스코픽(gyroscopic) 효과에 의하여 회전 고유진동수는 증가하게 된다. 회전 속도와 동기된 1X 주파수 선도가 고유진동수와 만나는 점이 임계속도

Table 5. Mass and mass moment of inertia of rotating parts

Parameters	Old		Present	
	Fuel pump	Turbine	Fuel pump	Turbine
Material	17-4PH	Inco718	17-4PH	Inco718
Density (g/cm ³)	7.64	8.19	7.64	8.19
Mass (kg)	1.96	6.27	0.7	2.44
$I_{xx} = I_{yy}$ (kgmm ²)	2,090	32,800	313	6,450
I_{zz} (kgmm ²)	3,830	65,300	568	12,900

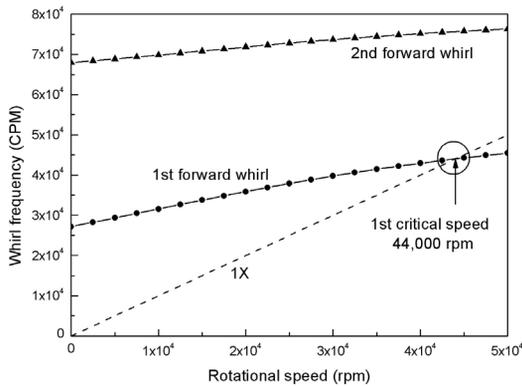


Fig. 4 Forward whirl frequencies

이고, Fig. 4에서도 확인되듯이 1차 임계속도는 44,000 rpm이다. 터보펌프의 정격 회전 속도가 30,000 rpm이므로, 탈설계 범위의 운용을 감안하더라도 충분한 분리 여유 마진이 확보된 것으로 판단된다.

7. 결 론

액체산소-케로신 혹은 액체산소-메탄의 엔진에서 터보펌프는 통상 1축형(혹은 동축형)으로 개발되나 산화제펌프, 연료펌프, 터빈 각각의 최적

회전수는 다르며 펌프의 흡입성능을 고려할 때 이것은 더욱 괴리가 발생한다. 이러한 문제를 해결하고 터보펌프의 무게를 최소화함과 동시에 시스템 효율 극대화를 위하여 유성기어를 터보펌프에 적용하는 개념을 본 논문을 통하여 제시하였다.

유성기어를 항우연에서 개발한 추력 30톤급 엔진용 터보펌프에 적용한 결과 연료펌프와 터빈의 무게를 약 40-50% 줄일 수 있을 것으로 나타났다. 또한 회전수의 증가로 연료펌프와 터빈의 효율이 상대적으로 증가하여 터빈에 공급되는 가스발생기의 요구유량 또한 줄일 수 있어 발사체의 무게도 줄일 수 있는 좋은 결과가 나타났다. 즉, 유성기어를 적용한 터보펌프의 경우 신뢰도 확보가 필요하지만 유성기어로 인한 추가무게를 감안하더라도 무게와 효율면에서 큰 이득이 있을 것으로 판단된다. 특히, 연료로써 메탄을 사용하는 터보펌프의 경우 액체산소와 메탄간의 밀도비가 약 2.7배이므로 동일한 흡입성능을 가진 터보펌프라면 부품의 크기와 무게 측면에서 큰 이득이 있을 것으로 예상된다.

참 고 문 헌

1. 김진한, 홍순삼, 정은환, 최창호, 전성민, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 제25회 한국추진공학회 추계학술발표대회 논문집, 2005, pp.375-383
2. 홍순삼, 김대진, 김진선, 김진한, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실매질 시험," 한국추진공학회, 제13권, 제3호, 2009, pp.20-26
3. 김진선, 김진한, "유성기어장치를 구비한 터보펌프 시스템," 특허출원 중 (특허출원번호 10-2009-0128977)
4. Choi, C. H., Noh, J. G., Kim, D. J., Hong, S. S., and Kim, J., "Effects of Floating-Ring Seal Clearance on the Pump Performance for Turbopumps," Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 1, 2009, pp.191-195

5. Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H., and Kim, J., "Effects of Fuel Pump Element on the Cavitation Performance," Proceedings of

60th International Astronautical Congress, International Astronautical Federation Paper IAC-09-C4.P.1, Oct. 2009