

7톤급 액체로켓엔진 터보펌프 임계속도 해석

전성민* · 김진한*

Critical Speed Analysis of a 7 Ton Class Liquid Rocket Engine Turbopump

Seong Min Jeon* · Jinhan Kim*

ABSTRACT

A rotordynamic analysis is performed for a 7 ton class turbopump applied to the third stage LRE(Liquid Rocket Engine) of the KSLV(Korea Space Launch Vehicle). Based on the heritage of the developed experimental 30 ton class turbopump and developing 75 ton class turbopump for the KSLV first and second stage LRE, the 7 ton class turbopump is designed as an one-axis rotor turbopump. Two rotor systems comprised of one oxidizer pump assembly and the other fuel pump-turbine assembly are connected each other using a spline shaft and operating at a design speed. Through the rotordynamic analysis, it is investigated that the turbopump acquires sufficient separate margin of critical speed as a sub-critical rotor.

초 록

한국형발사체 상단엔진에 사용될 7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프의 임계속도 해석이 이루어 졌다. 7톤급 터보펌프는 기 개발된 실험용 30톤급 터보펌프 및 현재 개발 중인 한국형발사체 1, 2단 엔진용 75톤급 터보펌프의 기본 개념을 채용하여 1축 터보펌프로 설계가 진행 중이다. 2개의 볼 베어링으로 지지되는 산화제펌프 회전체와 역시 2개의 볼 베어링으로 지지되는 연료펌프-터빈 회전체는 스플라인 축으로 연결되어 설계 속도에서 작동한다. 본 연구에서는 회전체동역학 해석을 수행하여 터보펌프가 sub-critical 회전체로서 충분한 임계속도 분리 여유를 확보하는 지를 검토하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump(터보펌프), Rotordynamics(회전체동학), Critical Speed(임계속도)

1. 서 론

터보펌프는 발사체 액체 연료 엔진에 고압의 산화제와 연료를 공급하는 역할을 한다. 국내에서는 실험용 30톤 저추력급 터보펌프를 개발하여 실매질 시험을 수행한 바 있고[1-3], 현재 한국형발사체 1단 및 2단 엔진에 적용되는 75톤

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀

† 교신저자, E-mail: smjeon@kari.re.kr

고추력급 터보펌프를 개발하고 있다[4-6]. 또한, 한국형발사체 3단 엔진이 가압식 엔진에서 터보펌프 방식 엔진으로 변경되었기에 새로이 7톤급 엔진용 터보펌프 개발이 착수되었다.

3단 엔진용 7톤급 터보펌프는 산화제펌프 조립체와 연료펌프-터빈 조립체로 나뉘어져 있고, 스플라인 축으로 상호간 연결되어 1축으로 작동하도록 설계가 진행 중이다. 각각의 펌프 조립체는 2개의 볼 베어링으로 지지된다. 터보펌프는 무게 감소를 위하여 고속으로 회전하도록 설계되기 때문에 운용중에 진동에 의한 공진을 회피하기 위하여 기준속도와 임계속도 간에 충분한 분리 여유가 확보되도록 설계가 이루어져야 한다. 본 연구에서는 회전체동역학 해석을 수행하여 7톤급 터보펌프가 sub-critical 회전체로서 충분한 임계속도 분리 여유를 확보하는 지를 검토하였다.

2. 산화제펌프 회전체

2.1 회전체동역학 모델

산화제펌프와 연료펌프-터빈 조립체는 스플라인 축으로 연결되기에 상호간 굽힘 하중을 전달하지 않는다고 가정하여 개별적으로 회전체동역학 해석을 수행하였다. 해석에 사용된 산화제펌프 회전체 형상은 Fig. 1과 같고, 좌측부터 너트, 전방 베어링, 인듀서, 임펠러, 후방 베어링으로 구성되어 있다.

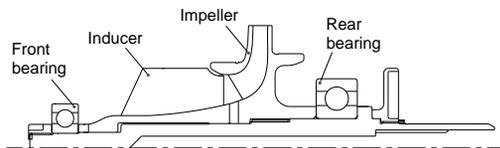


Fig. 1 Rotordynamic model of oxidizer pump

각 회전체 부품의 질량(Mass), 질량 관성모멘트(MOI : Mass Moment of Inertia), 허용 질량 불평형량(Allowable Mass Unbalance)을 나타내면 Table 1과 같다. 허용 질량 불평형량은 ISO

1940 G2.5 등급의 발란싱 기준으로부터 설계 기준속도 27,000 rpm에 대하여 도출되었다.

Table 1. Mass, mass moment of inertia, allowable mass unbalance of oxidizer pump

	Inducer	Impeller
Mass, kg	0.1684	0.3863
Transverse MOI $I_{xx}=I_{yy}$, $\text{kg} \cdot \text{mm}^2$	48.07	150.2
Polar MOI I_{zz} , $\text{kg} \cdot \text{mm}^2$	34.25	258.5
Mass unbalance G2.5, $\text{g} \cdot \text{mm}$	0.1489	0.3416

2.2 무부하 조건 임계속도

무부하 조건은 회전체 부품의 질량 불평형 하중만 작용하는 경우로서 펌프의 수력 하중이 작용하지 않아 베어링 지지 하중이 작은 경우이다. 베어링 지지 하중이 작기에 베어링 강성 역시 작게 해석되는데, Fig. 2에 무부하 조건에서의 베어링 강성을 회전속도에 따라 나타내었다. 산화제펌프 2번 베어링인 후방 베어링이 1번 베어링인 전방 베어링보다 질량 불평형 하중을 더 많이 지지하기에 베어링 강성이 크게 나타남을 알 수 있다.

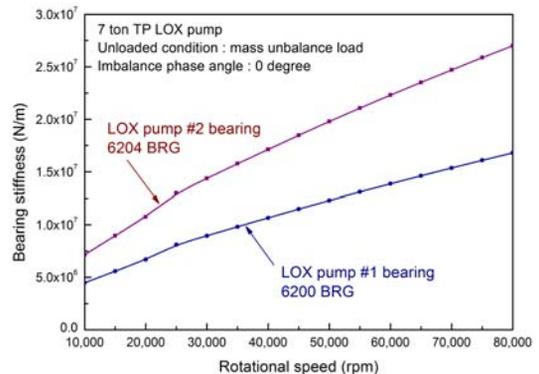


Fig. 2 Oxidizer pump bearing stiffness (unloaded condition)

앞에서 얻어진 베어링 강성과 회전체동역학

모델을 이용하여 고유치 해석으로 부터 회전속도에 따른 고유진동수를 얻을 수 있다. Figure 3에 회전속도에 따른 고유진동수를 나타냈는데, 회전 고유진동수와 회전속도 1X 성분이 만나는 교차점이 임계속도로서 무부하 조건에서 1차 임계속도는 53,400 rpm을 나타내고 있다.

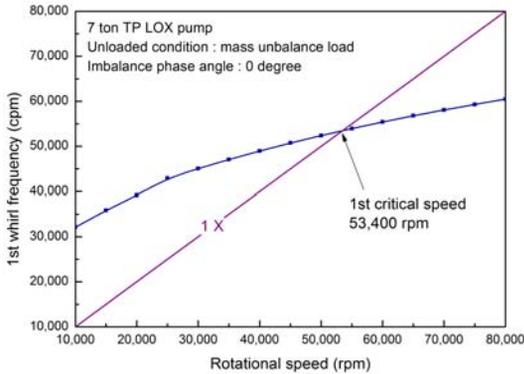


Fig. 3 Oxidizer pump whirl frequency (unloaded condition)

2.3 부하 조건 임계속도

부하 조건은 펌프의 수력 하중이 작용하는 경우로서 반경방향으로 0.6 kN, 축방향으로 1 kN의 하중이 부과된다고 가정하였다. 부하 조건에서의 베어링 강성을 Fig. 4에 나타냈는데, 베어링 지지 하중 증가로 인하여 무부하 조건보다 베어링 강성이 증가하였음을 알 수 있다.

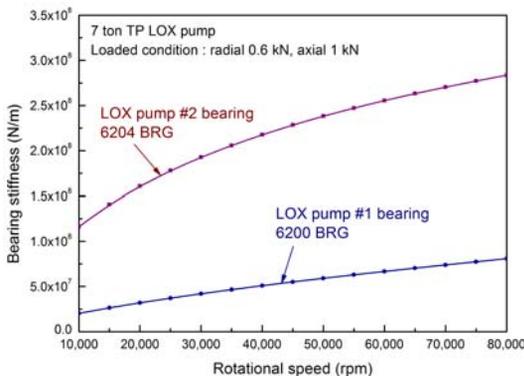


Fig. 4 Oxidizer pump bearing stiffness (loaded condition, radial 0.6 kN, axial 1 kN)

1차 임계속도는 부하 조건에서 Fig. 5에 나타난 것과 같이 134,400 rpm으로 예측되어, 무부하 조건에 비하여 임계속도가 크게 증가하였음을 알 수 있다.

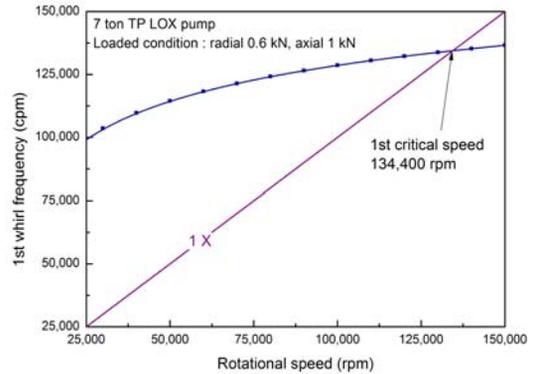


Fig. 5 Oxidizer pump whirl frequency (loaded condition, radial 0.6 kN, axial 1 kN)

3. 연료펌프-터빈 회전체

3.1 회전체동역학 모델

해석에 사용된 연료펌프-터빈 회전체 형상은 Fig. 6과 같고, 좌측부터 너트, 전방 베어링, 인듀서, 임펠러, 후방 베어링과 터빈으로 구성되어 있다.

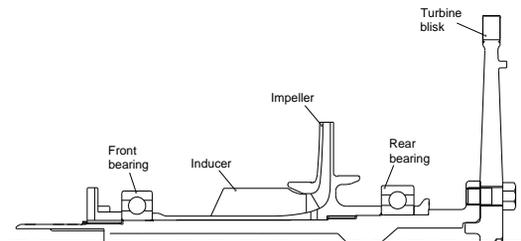


Fig. 6 Rotordynamic model of fuel pump and turbine

각 회전체 부품의 질량, 질량 관성모멘트, 허용 질량 불평형량을 나타내면 Table 2와 같다. 허용 질량 불평형량은 ISO 1940 G2.5 등급의 발

란싱 기준으로부터 설계 기준속도 27,000 rpm에 대하여 도출되었다.

Table 2. Mass, mass moment of inertia, allowable mass unbalance of fuel pump and turbine

	Inducer	Impeller	Turbine
Mass, kg	0.1451	0.5003	2.807
Transverse MOI $I_{xx}=I_{yy}$, $\text{kg} \cdot \text{mm}^2$	55.65	289.9	5,210
Polar MOI I_{zz} , $\text{kg} \cdot \text{mm}^2$	26.99	516.5	10,380
Mass unbalance $G2.5$, $\text{g} \cdot \text{mm}$	0.1283	0.4424	2.482

3.2 무부하 조건 임계속도

Figure 7에 무부하 조건에서의 베어링 강성을 회전속도에 따라 나타내었다. 연료펌프와 터빈 조립체에서도 가장 큰 질량을 갖는 터빈 로터에 가까운 연료펌프 2번 베어링인 후방 베어링이 질량 불평형 하중을 더 많이 지지하기에 베어링 강성이 크게 나타남을 알 수 있다.

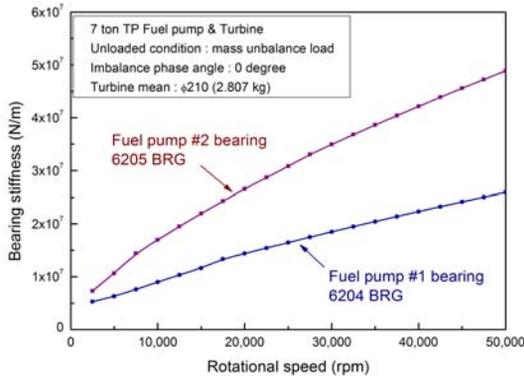


Fig. 7 Fuel pump bearing stiffness (unloaded condition)

베어링 강성과 회전체동역학 모델을 이용하여 고유치 해석으로 부터 얻어진 회전속도에 따른 고유진동수를 Fig. 8에 나타냈는데, 무부하 조건에서 1차 임계속도는 18,900 rpm으로 나타나 super-critical 회전체로 예측된다.

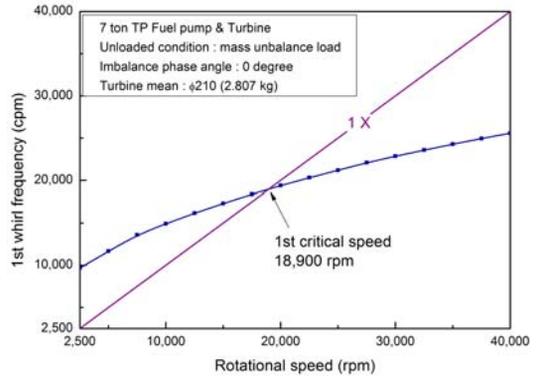


Fig. 8 Fuel pump-Turbine whirl frequency (unloaded condition)

3.3 부하 조건 임계속도

부하 조건은 펌프의 수력 하중과 터빈의 공력 하중이 작용하는 경우로서 반경방향으로 1 kN, 축방향으로 1 kN의 하중이 부과된다고 가정하였다. 부하 조건에서의 베어링 강성을 Fig. 9에 나타냈는데, 베어링지지 하중 증가로 인하여 무부하 조건보다 베어링 강성이 증가하였음을 알 수 있다.

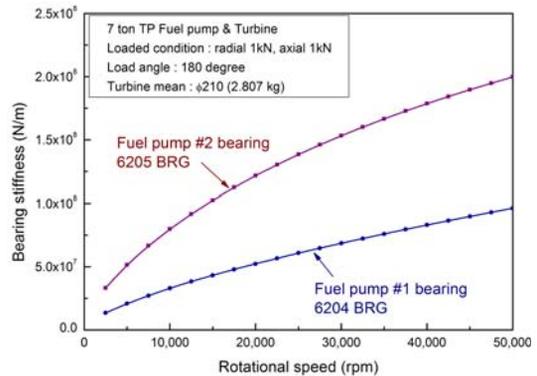


Fig. 9 Fuel pump bearing stiffness (loaded condition, radial 1 kN, axial 1 kN)

1차 임계속도는 부하 조건에서 Fig. 10에 나타난 것과 같이 39,900 rpm으로 예측되어, 무부하 조건에 비하여 임계속도가 크게 증가하였음을 알 수 있다. 부하 조건에서는 무부하 조건에서와 달리 sub-critical 회전체로 예측되고, 임계속

도 분리 여유는 기준속도 27,000 rpm 대비 47.8%로서 만족할 만한 수치를 보여 주고 있다.

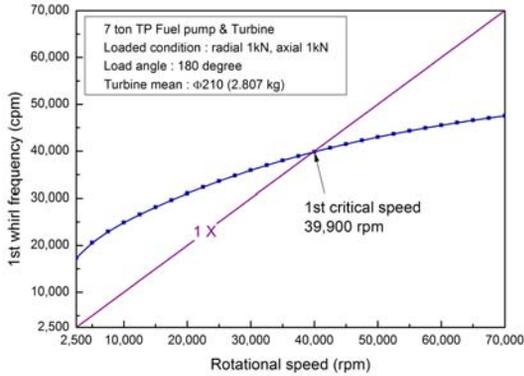


Fig. 10 Fuel pump-Turbine whirl frequency (loaded condition, radial 1 kN, axial 1 kN)

4. 결 론

한국형발사체 상단엔진용 7톤급 터보펌프에 대한 회전체동역학 해석이 이루어졌다. 산화제펌프 회전체와 연료펌프-터빈 회전체에 대하여 무부하 조건 및 부하 조건에서 볼 베어링 강성과 1차 임계속도를 예측하였다. 터보펌프가 정상 작동하는 부하 조건에서 1차 임계속도는 연료펌프-터빈 회전체에서 나타나며, 7톤급 터보펌프는 충분한 임계속도 분리 여유를 가지는 sub-critical 회전체로 예측된다.

참 고 문 헌

1. Kim, J., Hong, S. S., Jeong, E. H., Choi, C. H., Jeon, S. M., "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, AIAA 2007-5516
2. Jeon, S. M., Kwak, H. D., Yoon, S. H., Kim, J., "Rotordynamic Analysis of a Turbopump with the Casing Structural Flexibility," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 3, May-June, 2008, pp. 433-436
3. 홍순삼, 김대진, 김진선, 김진한 "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실패질시험," 한국추진공학회지, 제13권 3호, 2009, pp.20-26
4. 전성민, 곽현덕, 윤석환, 김진한 "고추력 액체 로켓 엔진용 터보펌프의 회전체 동역학 해석," 한국항공우주학회지, 제36권 7호, 2008, pp.688-694
5. Jeon, S. M., Kwak, H. D., Yoon, S. H., Kim, J., "Turbopump Rotordynamic Analysis for a 75 ton Class Liquid Rocket Engine," 60th International Astronautical Congress 2009, Daejeon, Republic of Korea, October 2009, IAC-09-C2.1.1
6. 홍순삼, 김진선, 김대진, 김진한 "75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 조립체의 상사매질 성능시험," 한국추진공학회지, 제15권 2호, 2011, pp.56-61