

한국형 발사체용 터보펌프 조립체 시험에서의 캐비테이션 불안정성

김대진^{1,†} · 최창호¹ · 김진선¹

¹한국항공우주연구원 터보펌프팀

Cavitation Instability of Turbopump Assembly Test for KSLV-II

Dae-Jin Kim^{1,†}, Chang-Ho Choi¹ and Jin-Sun Kim¹

¹Turbopump Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

Turbopumps for liquid rocket engines are exposed to various cavitation instabilities under their operating conditions. The instabilities affect the stability of the turbopumps. To make sure of the stability of the turbopump of KSLV-II, the present work examined the characteristics of the cavitation instabilities during the turbopump assembly test. In the test, the LOx pump was operated under super-synchronous rotating cavitation and attached to uneven cavitation. In the vibration analysis of the fuel pump, the characteristic frequency by the super-synchronous cavitation of the LOx pump was clearly shown.

초 록

액체로켓엔진용 터보펌프는 작동 조건에서 캐비테이션 불안정성에 노출되며, 이는 터보펌프의 안정성에 영향을 미친다. 이를 확인하기 위해 터보펌프 조립체 시험 중 나타난 캐비테이션 불안정성의 특징을 살펴보았다. 시험 중 산화제펌프는 대표적인 캐비테이션 불안정성인 초조화 선회 캐비테이션과 부착 비대칭 캐비테이션에 노출되었다. 캐비테이션 불안정성이 발생되지 않는 조건에서 작동했던 연료펌프에서도 산화제펌프의 초조화 선회 캐비테이션에 의한 진동이 확인되었다.

Key Words : Turbopump(터보펌프), Inducer(인듀서), Cavitation Instability(캐비테이션 불안정성), Super-synchronous Rotating Cavitation(초조화 선회 캐비테이션), Attached Uneven Cavitation(부착-비대칭 캐비테이션)

1. 서 론

한국형 발사체의 1단에는 진공 추력 75톤급의 엔진 4기가 클러스터링되며, 2단에는 1단 엔진에서 연소기 노즐 확대비를 키운 고공용 엔진 1기가 사용된다. 3단은 진공 추력 7톤급 엔진 1기를 사용한다. 이 엔진은 모두 액체산소와 케로신을 작동 유체로 하는 가스발생기 방식의 액체로켓엔진이며, 이전에 한국항공우주연

구원에서 개발했던 KSR-III의 엔진과 달리 터보펌프를 사용하여 추진제를 가압한다. 터보펌프에 많이 적용되는 원심펌프는 회전수의 제곱에 비례하여 토출 압력이 증가한다. 따라서 터보펌프의 회전수를 높이면 터보펌프를 가볍게 제작할 수 있고 발사체의 탑재량을 늘릴 수 있다. 한국형발사체 1단 엔진용 터보펌프[1-2] 역시 분당 약 10, 000회 회전하며 발사체의 성능 향상에 이바지한다.

그러나 원심펌프의 회전수를 높이면 펌프의 캐비테이션이 발달하여 펌프의 성능 감소나 안정성 저하가 우려된다. 산업용 펌프의 경우 펌프 입구 압력을 충분히 높이면 캐비테이션을 방지할 수 있다. 반면 발사체

에서 같은 방법을 적용하면 탱크의 무게가 늘어나 로켓의 건조 질량이 증가하기 때문에 그 범위가 제한적이다. 이를 보완하기 위해 액체로켓엔진용 펌프에서는 축류형 날개인 인듀서를 추가하여 캐비테이션을 최소화한다. 인듀서의 사용으로 터보펌프는 낮은 압력에서도 요구 성능을 만족할 수 있게 되었지만, 캐비테이션 불안정성이라는 또 다른 안정성 문제가 확인되었다. 캐비테이션 불안정성은 펌프 설계점에서도 발생되며 예기치 않은 사고로 이어질 수 있기 때문에 지난 수십 년간 발사체용 터보펌프를 개발하는 많은 나라들에서 다양한 연구를 계속해 오고 있다[3-9].

물을 매질로 LE-7 산화제펌프의 축소형 인듀서를 실험한 Tsujimoto 등의 연구[3]에서는 유량비와 캐비테이션 수에 따라 7가지의 캐비테이션 불안정성을 관찰하였다. 이 중 특성주파수가 회전수의 1.1-1.3배인 초조화 선회 캐비테이션(super-synchronous rotating cavitation)과 특성주파수가 회전수와 일치하는 부착-비대칭 캐비테이션(attached uneven cavitation)은 인듀서 날개면의 공동(cavity)의 크기가 균일하지 않은 특징이 있다. 이러한 비대칭성은 축계의 불평형 질량과 유사하게 작용하여 축을 반경방향으로 가진하고 축의 흔들림을 유발한다[4, 7]. 반대로 축계의 불평형 질량이 증가되면 캐비테이션 불안정성이 활성화 된다는 연구 결과도 있다[6].

대부분의 인듀서 캐비테이션 불안정성 연구는 별도의 인듀서 시험설비에서 물을 매질로 한 실험으로 검증된다. 그러나 인듀서가 사용되는 발사체의 액체로켓엔진은 시험설비와는 여러 면에서 다르다. 우선 발사체에서는 액체산소, 액체수소 등의 극저온 유체나 케로신을 작동 유체로 사용한다. 공간 제약으로 엔진에 공급되는 배관 형상이 복잡하며 이는 인듀서의 입구 유동장에 영향을 미친다. 특히 한국형 발사체에 사용되는 터보펌프는 산화제펌프와 연료펌프가 연결된 일체형 구조로, 인듀서 캐비테이션 불안정성이 많이 연구되어 온 분리형 터보펌프와 다르다. 이에 본 연구에서는 한국형 발사체 1단 엔진용 터보펌프의 조립체 실험 매질 시험 중 산화제펌프에서 발생된 캐비테이션 불안정성을 확인하여 조립체 단위에서의 영향을 살펴보고자 한다.

2. 터보펌프와 시험 설비의 구성

2.1 터보펌프의 구성

한국형 발사체의 추진제인 케로신과 액체산소는 밀도가 비슷하다. 그리고 가스발생기 방식 엔진에서는 터보펌프에 요구되는 각 추진제의 펌프 토출 압력이 유사하다. 즉, 같은 회전수로 펌프를 구동하여도 요구 토출 압력을 만족시킬 수 있기 때문에 한국형 발사체용 터보펌프는 하나의 터빈으로 두 개의 펌프를 같은 회전수로 구동하는 방식을 채택하였다[1]. 케로신을 추진제로 주로 사용하는 러시아권 엔진에서 이와 같은 구성을 많이 사용한다. 케로신을 추진제로 사용한 미국의 F-1 엔진이나 Merlin 엔진 역시 유사한 구조의 터보펌프를 사용한다. 반면 수소를 연료로 사용할 때에는 밀도 차이 때문에 연료펌프의 구동 회전수가 산화제펌프의 구동 회전수보다 높아야 한다. 수소를 사용하는 미국, 유럽, 일본의 액체로켓엔진은 대부분 연료펌프와 산화제펌프를 별도의 터빈으로 구동한다.

한국형 발사체 1단용 터보펌프는 산화제펌프(Fig. 1)와 터빈이 양 끝에 위치하며, 연료펌프는 터빈과 축을 공유한다. 두 축은 스플라인 결합으로 연결되어 있어 각 펌프의 축방향 하중을 전달되지 않으면서 동력 전달이 될 수 있다. 펌프 사이에는 액체 산소와 케로신이 섞이지 않도록 하는 혼합방지실(inter-propellant seal)이 있다. 각 추진제는 6개의 주 날개와 6개의 보조 날개가 있는 단단 원심형 임펠러에 의해 가압된다. 낮은 입구 압력에서의 성능 유지를 위해 3날 인듀서가 각 펌프의 임펠러 앞에 장착된다. 또한 동력 생성을 위한 터빈은 단단 충동형 방식으로 설계되었다.

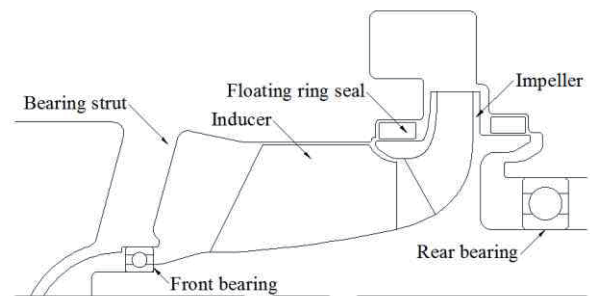


Fig. 1 LOx Pump Layout [10]

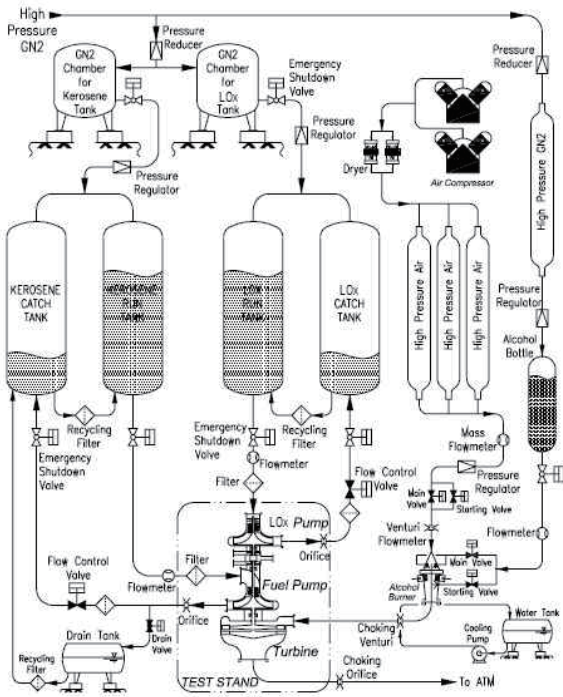


Fig. 2 Schematic Diagram of Turbopump Real-Propellant Test Facility [11]

2.2 터보펌프 시험설비의 구성

한국항공우주연구원에서는 조립된 터보펌프에 실제 추진제를 적용했을 때의 성능과 작동 안정성을 확인하기 위해 터보펌프 실매질 시험설비를 구축하여 운용중[11]이다. 터보펌프 시험설비의 구성은 Fig. 2와 같다. 조립체 시험 중 산화제펌프와 연료펌프에는 추진체인 액체산소와 케로신이 공급되며, 별도의 공급 탱크와 회수 탱크를 사용한다. 각 펌프의 회수 배관에는 오리피스를 삽입하여 가압된 추진제의 압력을 낮추고 터보펌프 시험 목적에 부합하도록 유량을 조절한다.

터빈의 구동은 가스발생기 연소 가스 대신 알코올 버너에서 연소된 가스를 사용한다. 알코올 버너와 터빈 입구는 긴 배관으로 연결되어 있다. 따라서 연소 가스 이송 중 열손실이 발생한다. 이 열손실은 시험이 진행될수록 감소하기 때문에 터보펌프의 회전수가 점진적으로 상승한다. 터빈을 구동한 가스는 벤트 스택(vent stack)을 통해 대기로 방출된다. 산화제펌프와 연료펌프 사이의 내부 공간은 불활성 기체로 퍼지하여 추진제의 혼합으로 인한 사고를 방지한다.

Table 1 Pump Operating Condition

	LOx pump	Fuel pump
Rotational speed	9400 - 11200 rpm	
Flow ratio	1.08 Qd	0.90 Qd
Inlet condition	low inlet pressure	moderate inlet pressure

터보펌프의 입구와 출구 배관에는 압력, 온도 센서를 설치하여 시험 중 펌프의 성능을 계측한다. 또한 펌프 내부의 압력 분포를 확인할 목적으로 펌프 케이싱에 압력 측정용 포트를 설치하고 시험 설비의 압력 센서와 유도관으로 연결한다. 펌프의 회전수는 연료펌프 인듀서 부근에 비관통형으로 장착된 가변 릴럭턴스 센서로 측정한다. 또한 펌프의 작동 안정성을 확인하기 위해 펌프 케이싱에 3축 가속도계를 부착한다.

3. 시험 조건 및 분석 방법

3.1 시험 조건

분석 대상이 되는 실매질 시험은 탈설계점에서의 터보펌프의 성능 검증을 목적으로 하였다(Table 1). 산화제펌프는 고유량 영역에서, 연료펌프는 저유량에서 작동하도록 오리피스를 조절하였다. 시험 중 펌프 회전수가 점진적으로 상승하는 반면 추진제 공급 탱크의 가압량을 조절하지 않기 때문에 펌프 입구압력은 시험이 진행되면서 점차 감소한다. 산화제펌프의 입구압력은 시험 종료 직전에 최저 설계요구압력에 수렴하도록, 연료펌프의 입구압력은 엔진 작동압력과 유사하도록 설정하였다. 각 펌프의 단품 시험 결과[12-13]를 참고하면 시험 조건에서 산화제펌프는 초조화 선회 캐비테이션 및 부착-비대칭 캐비테이션 등 두 종류의 캐비테이션 불안정성에 노출되고, 연료펌프는 캐비테이션 불안정성에 노출되지 않는다. 터빈은 알코올 버너로 요구 출력을 맞출 수 있도록 압력비를 조절한다.

3.2 분석 방법

인듀서 시험설비에서 수행되는 캐비테이션 불안정성 연구에서는 압력섭동센서(pressure fluctuation

sensor)를 많이 사용한다. 그러나 압력섭동센서는 설치에 어느 정도의 공간이 필요하며, 센서의 형태로 인해 기밀 유지에 취약하다. 서론에서 언급하였듯이, 초조화 선회 캐비테이션과 부착-비대칭 캐비테이션은 축에 반경방향으로 힘을 가한다. 이 힘은 베어링을 통해 펌프 케이싱에 전달된다. 그래서 펌프 운전상태를 감시하기 위해 설치하는 가속도계에서도 캐비테이션 불안정성을 확인할 수 있다[10]. 따라서 본 시험에서는 실매질 시험 중 산화제펌프와 연료펌프의 케이싱에 설치된 가속도계 신호를 분석에 사용하였다. 각 펌프의 볼류트 케이싱에 설치된 3축 가속도계(PCB社 356A70) 신호 중 x축 방향의 신호(Sensitivity 2.61 pC/g)를 주파수 변환하여 알려진 불안정성 주파수와 비교하였다. 캐비테이션 불안정성 주파수가 회전 주파수 부근에서 나타나기 때문에 계측된 가속도값은 속도로 적분하여 표현하였다. 이와 같은 분석 방법의 유용성은 김대진 등[10, 12-14]을 통해 검토한 바 있다.

4. 시험 결과 및 분석

실매질 시험의 결과를 분석하기에 앞서 상온의 물을 매질로 한 단품 상사 시험 중 계측된 캐비테이션 불안정성의 특징[12-13]을 Fig. 3과 Fig. 4에 정리하였다. 그림에서 F는 주파수, n은 펌프 회전수, Qd는 설계유량, cavitation number*는 펌프의 캐비테이션 수를 펌프 양정 붕괴점에서의 캐비테이션 수로 나눈 무차원수를 의미한다. 그래프는 성능시험 중 펌프의 볼류트에서 측정된 가속도계 신호를 적분한 뒤 주파수 변환하여 waterfall 형태로 표현하였다. 참고로 단품 시험과 실매질 시험에 사용한 펌프의 형상은 동일하다. 고유량 조건의 산화제펌프 시험에서는 초조화 선회 캐비테이션(Fig. 3의 타원)과 부착-비대칭 캐비테이션(Fig. 3의 원)이 탁월주파수로 관찰되었다. 초조화 선회 캐비테이션은 캐비테이션 수가 작아질수록 특성주파수가 작아졌으며, 신호의 크기는 증가하다가 감소하였다. 부착-비대칭 캐비테이션은 초조화 선회 캐비테이션 이후 발생하였다. 또한 초조화 선회 캐비테이션이 발달한 구간에서 회전수보다 낮은 특성주파수(Fig. 3의 사각형)가 함께 나타났다. 저유량 조건 연료펌프의 가속도계에서는 시험 중 특성주파수가 확인되지 않았다.

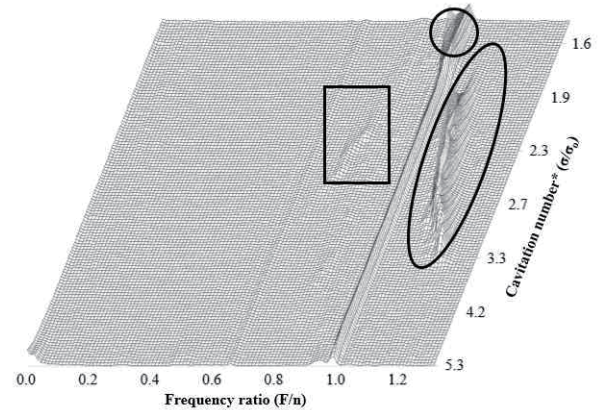


Fig. 3 Cavitation instabilities of LOx Pump in Water Environment (1.1 Qd) [12]

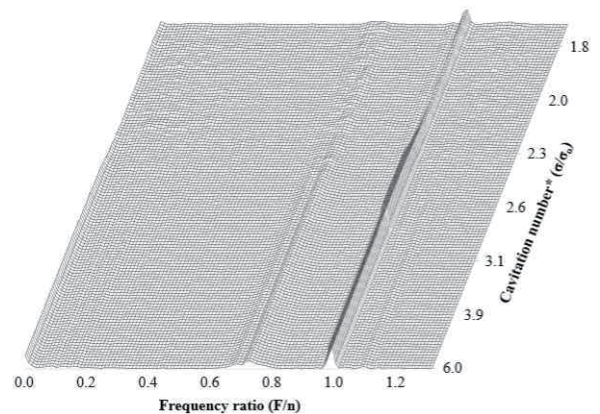


Fig. 4 Cavitation Instabilities of Fuel Pump in Water Environment (0.9 Qd) [13]

Figure 5와 Fig. 6은 실매질 시험 중 산화제펌프와 연료펌프의 회전수, 유량비(펌프의 유량을 설계 유량으로 나눈 값), 양정비(실매질 시험의 양정을 단품 시험의 양정으로 나눈 값), 캐비테이션 수*(보안을 위해 임의의 값으로 나누어 표기) 등 펌프의 주요 성능 지표들을 그린 것이다. 시험 중 회전수는 증가하고 펌프의 입구 압력은 감소하여 펌프의 캐비테이션 수는 시험이 진행될수록 낮아졌다. 펌프의 유량비는 시험 설정값을 충족하였다. 원심펌프의 캐비테이션이 심화되면 유량비와 양정비가 감소하는데, 본 시험에서는 시험 종료 시점까지 각 펌프의 유량비와 양정비가 크게 변하지 않았다. 따라서 실매질 시험이 수행된 캐비테이션 수 범위까지는 엔진에서 요구하는 토출 압력을 원활하게 공급할 수 있을 것으로 생각된다.

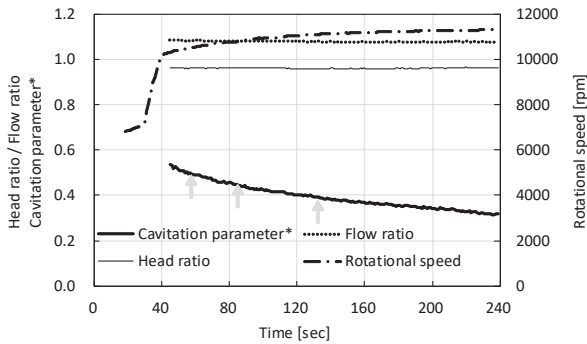


Fig. 5 LOx Pump Operating Characteristics during Turbopump Real Propellant Test

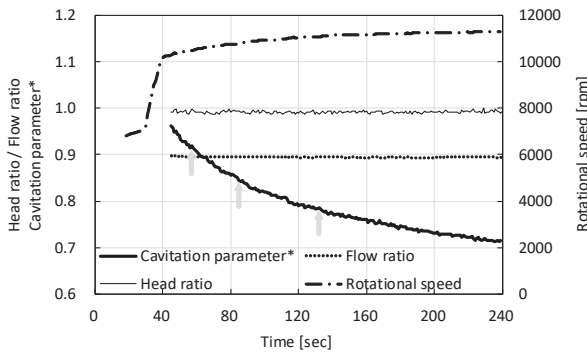


Fig. 6 Fuel Pump Operating Characteristics during Turbopump Real Propellant Test

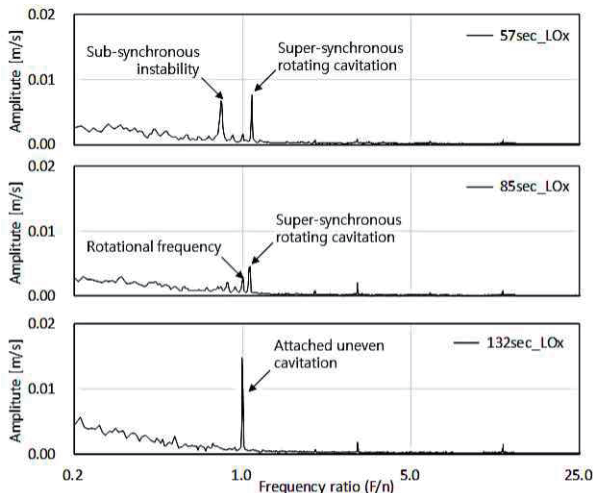


Fig. 7 Spectrum of LOx Pump during Turbopump Real Propellant Test (1.1 Qd)

산화제펌프 가속도계에서 계측된 x방향 진동의 주파수 특성은 Fig. 7의 스펙트럼으로 비교하였다. 57초의

스펙트럼에서는 회전수의 1.09배에 해당하는 특성주파수가 두드러진다. 85초의 스펙트럼에서는 회전수의 1.07배의 특성주파수가 탁월한데, 이전의 1.09배의 주파수에 비해 크기가 작아졌다. 단품 상사 시험의 결과를 참고하면 실매질 시험의 초중반에서 산화제펌프는 초조화 선회 캐비테이션이 발달되다 소멸되는 구간에서 운전된 것으로 판단된다.

또한 같은 구간에서 회전수보다 낮은 주파수의 불안정성이 함께 확인된다. 이 주파수의 강도는 초조화 선회 캐비테이션이 강한 시험 초반에 더욱 두드러진다. 시험 구간 중 41초-85초에서 나타난 두 주파수 성분 특성 주파수의 위치를 Fig. 8로 비교하여 두 주파수 사이의 상관 관계를 유도하였다. 그래프에서 나타나듯이 두 주파수는 선형적인 관계를 이루었는데, 단품 시험의 특성 주파수(Fig. 3의 사각형)와 그 특징이 같았다. 이전 연구들에서도 유사한 현상이 발견되었는데, Tsujimoto 등[3]은 날개깃 통과 주파수(blade passing frequency)와의 비선형 간섭(non-linear interaction)으로 설명한다. 다만 실매질 시험에서는 단품 시험과 달리 이 불안정성이 선회 캐비테이션 수준으로 두드러졌는데 매질 및 시험기 형상의 차이가 영향을 주었을 것으로 추정된다.

시험 중반에 해당하는 132초의 스펙트럼에서는 선회 캐비테이션 주파수가 사라지는 대신 회전수 동기 주파수가 탁월주파수로 확인된다. 이전 연구와 단품 상사시험 결과로 보아 이는 부착-비대칭 캐비테이션에 의해 발생한 것이다. 시험 중반부터 시험 종료시점까지 캐비테이션 수의 변화가 거의 없기 때문에 이러한 주파수 특성은 시험 종료시점까지 유지되었다.

Figure 9는 산화제펌프와 같은 시간에 계측된 연료펌프 가속도계의 x방향 진동 스펙트럼이다. 연료펌프의 작동 유량 조건이 캐비테이션 불안정성이 발생하지 않는 조건임에도 불구하고, 시험 초반 초조화 선회 캐비테이션에 해당하는 주파수가 발달하였다. 또한 그 주파수의 위치는 산화제펌프의 초조화 선회 캐비테이션 주파수와 일치하였다. 이는 산화제펌프의 캐비테이션 불안정성에 의한 진동이 연료펌프에 전달된 것으로 설명할 수 있다. 반면 시험 중반 이후 산화제펌프에서 계측되었던 부착-비대칭 캐비테이션의 특징(회전수 동기 주파수의 급격한 발달)은 연료펌프에서 확인되지

않았다. 즉, 터보펌프 조립체 시험에서는 부착-비대칭 캐비테이션으로 인한 진동이 전달되지 않은 것이다. 이에 대한 원인을 파악하기 위해서는 각 캐비테이션 불안정성이 진동 신호로 전환되는 방법과 연료펌프로의 진동 전달 경로가 명확히 규명되어야 한다. 더불어 시험 중후반에 회전수의 12배수 성분이 탁월하였는데, 이는 연료펌프 임펠러의 날개깃 통과 주파수에 해당하기 때문에 임펠러의 작동 특성과 연관이 있을 것으로 추정된다.

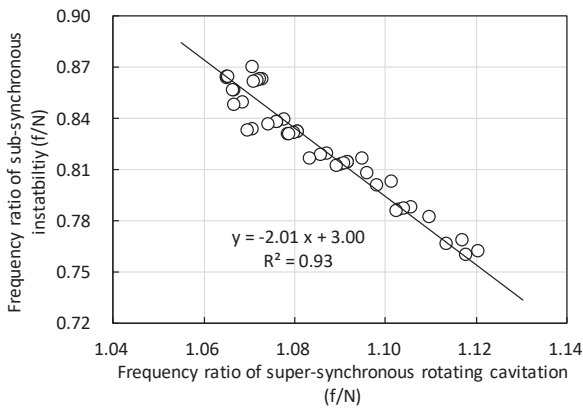


Fig. 8 Correlation between Dominant Frequencies of LOx Pump during the Turbopump Real Propellant Test at the Higher Cavitation Number Region

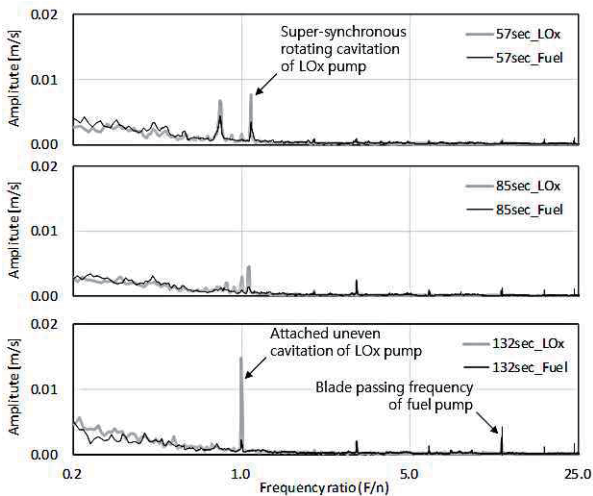


Fig. 9 Spectrum of Fuel Pump during the Turbopump Real Propellant Test (0.9 Qd)

4. 결 론

본 논문에서는 한국형 발사체 1단 엔진용으로 개발 중인 터보펌프의 조립체 실매질 시험에서 계측한 진동 신호를 통해 캐비테이션 불안정성의 전파 양상에 대해 검토하였다.

산화제펌프 가속도계에서는 초조화 선회 캐비테이션과 부착-비대칭 캐비테이션이 계측되었다. 비슷한 유량비의 단품 시험에서도 같은 불안정성이 확인된 바 있다. 또한 초조화 선회 캐비테이션의 비선형 간섭에 의한 불안정성도 두 시험 모두에서 확인되었다.

실매질 시험의 연료펌프 가속도계에서는 산화제펌프의 초조화 선회 캐비테이션 성분이 뚜렷하게 나타나 선회 캐비테이션에 의한 진동이 연료펌프에 영향을 줄 수 있음을 확인하였다. 반면 산화제펌프의 부착-비대칭 캐비테이션은 연료펌프 가속도계에서 드러나지 않았다.

산화제펌프가 캐비테이션 불안정성에 노출되었음에도 불구하고 조립체 시험은 성공적으로 종료되었으며, 분해 결과 특이사항이 없었다. 이는 개발된 펌프의 강건성을 입증한 것이다. 그러나 산화제펌프 캐비테이션으로 인한 진동이 연료펌프로 전파된 사례를 확인하였기 때문에 엔진 등 상위 체계에서의 불안정성 전파와 그 영향에 대해서는 주의 깊게 살펴야 한다. 또한 장기적으로는 인듀서 캐비테이션에 대한 세밀한 연구 [15]가 필요하다.

후 기

본 논문은 항공우주시스템공학회 2018년도 추계 학술대회에서 발표된 같은 제목의 논문을 수정 및 보완 하였습니다.

References

[1] J. Kim, C. Choi, E. Jeong, S. Jeon and S. Hong, "Development Status of a Turbopump for Korea Space Launch Vehicle(KSLV-II)," *Proc. of 2012 Fall Conference of Korean Society for Aeronautical &*

- Space Sciences*, Jeju, Korea, Nov. 2012.
- [2] C. Choi, D. Kim, B. Kang, H. Lee, H. Kwak, J. Kim, S. Yoon, S. Jeon and S. Heo, "Introduction of Turbopump for 75-ton Thrust Class Engine," *Proc. of SASE 2019 Fall Conference*, Changwon, Korea, pp. 78-79, Nov. 2019.
- [3] Y. Tsujimoto, Y. Yoshida, Y. Maekawa, S. Watanabe and T. Hashimoto, "Observations of Oscillating Cavitation of an Inducer," *ASME Journal of Fluids Engineering*, vol. 119, no. 4, pp. 775-781, April 1997.
- [4] T. Hashimoto, M. Yoshida, M. Watanabe, K. Kamijo and Y. Tsujimoto, "Experimental Study of Rotating Cavitation of Rocket Propellant Pump Inducers," *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 13, no. 4, pp. 488-494, Dec. 1997.
- [5] T. Zoladz, "Observations on Rotating Cavitation and Cavitation Surge From the Development of the FASTRAC Engine Turbopump," *Proc. of the 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA-2000-3403, July 2000.
- [6] S. Kobayashi, "Effects of Shaft Vibration on Occurrence of Asymmetric Cavitation in Inducer," *JSME International Journal*, Series B, vol. 49, no. 4, pp. 1220-1225, 2006.
- [7] Y. Yoshida, M. Eguchi, T. Motomura, M. Uchiumi, H. Kure and Y. Maruta, "Rotordynamic Forces Acting on Three-Bladed Inducer Under Supersynchronous/Synchronous Rotating Cavitation," *ASME Journal of Fluids Engineering*, vol. 132, no. 6, Paper 061105. June 2010.
- [8] L. Torre, A. Cervone, A. Pasini and L. d'Agostino, "Experimental Characterization of Thermal Cavitation Effects on Space Rocket Axial Inducers," *ASME Journal of Fluids Engineering*, vol. 133, no. 11, Paper 111303, Nov. 2011.
- [9] O. Coutier-Delgosha, G. Caignaert, G. Bois and J.-B. Leroux, "Influence of the Blade Number on Inducer Cavitating Behavior," *ASME Journal of Fluids Engineering*, vol. 134, no. 8, Paper 081304, Aug. 2012.
- [10] D. Kim, H. Sung, C. Choi and J. Kim, "Cavitation Instabilities During the Development Testing of a Liquid Oxygen Pump," *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 33, no. 1, pp. 187-192, 2017.
- [11] J. Kim, Y. Han and Y. Ko, "Construction and Validation Test of Turbopump Real-propellant Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 19, no. 4, pp. 85-93, Aug. 2015.
- [12] D. Kim, C. Choi and J. Kim, "Cavitation Instabilities of LOX Pump for KSLV-II," *Proc. of 2016 Summer Conference of Korean Society for Fluid Machinery*, Busan, Korea, July 2016.
- [13] D. Kim, C. Choi and J. Kim, "Cavitation Instabilities of Fuel Pump for KSLV-II," *Proc. of 2016 Summer Conference of Korean Society for Fluid Machinery*, Busan, Korea, July 2016.
- [14] D. Kim, H. Sung, C. Choi and J. Kim, "Cavitation Instabilities of an Inducer in a Cryogenic Pump," *Acta Astronautica*, vol. 132, pp. 19-24, 2017.
- [15] D. Kim and C. Choi, "Measurement of Cavitation Instability of Inducer," *Proc. of SASE 2016 Fall Conference*, Muju, Korea, Nov. 2016.