

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.6.093>

낮은 입구압력 조건에서 캐비테이션 불안정성에 의한 액체로켓엔진의 작동 특성

김대진^{a,*} · 강병윤^a · 최창호^a

Operational Characteristic of Liquid Rocket Engine by Cavitation Instability at Low Inlet Pressure Condition

Dae-Jin Kim^{a,*} · Byung Yun Kang^a · Chang-Ho Choi^a

^aTurbopump Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: rain301@kari.re.kr

ABSTRACT

The turbopump of the liquid rocket engine adapts an inducer to minimize the cavitation due to the variations of the propellants supply condition. However, the inducer introduces cavitation instabilities which are well-known problems in the engine development. In this paper, operational characteristics by the cavitation instabilities are analyzed and the reliability of the engine is checked when the first stage engine of the KSLV-II is tested at the low inlet pressure conditions. The characteristic frequencies representing the cavitation instabilities of the LOx pump are clearly found in various high frequency sensor signals around the entire engine in addition to the LOx and fuel pump.

초 록

액체로켓엔진의 터보펌프는 추진제 상태 변화로 인한 캐비테이션 발생을 최소화하기 위해 인듀서를 사용한다. 그러나 인듀서에서 발생하는 캐비테이션 불안정성은 엔진 개발의 큰 문제점으로 알려져 있다. 본 논문에서는 한국형발사체 1단용 엔진이 낮은 입구압력 조건에서 작동될 때 캐비테이션 불안정성에 의한 엔진 작동 특성을 검토하고 엔진의 신뢰도를 확인하고자 하였다. 산화제펌프의 캐비테이션 불안정성을 대표하는 특성주파수가 산화제펌프와 연료펌프를 비롯한 엔진 여러 곳에 부착된 동압센서, 가속도계, 스트레인 게이지 등의 신호에서 뚜렷하게 관찰되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump(터보펌프), Cavitation Instabilities(캐비테이션 불안정성), Super-synchronous Rotating Cavitation(초조화 선회 캐비테이션), Attached-uneven Cavitation(부착-비대칭 캐비테이션)

Received 20 July 2020 / Revised 9 November 2020 / Accepted 12 November 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2020년도 춘계학술대회(2020. 7. 16-17), 온라인 학술대회) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체로켓엔진의 성능 시험은 엔진의 작동 사

이클을 점검하고 최적화하여 궁극적으로는 발사체 적용 적합성을 확인하는 것을 목적으로 한다 [1]. 이를 달성하기 위한 여러 시험 항목 중 탈설계점 작동성 확인은 1) 발사체가 실제로 비행할 때 엔진에 공급되는 추진제 공급 조건의 변화 2) 각 엔진별 성능 분산 3) 엔진 신뢰도 제고에 요구되는 비행 영역 초과 범위에서의 작동성 등이 고려되어야 한다[2].

이 중 추진제 공급 조건은 비행할 때 발사체에 작용하는 가속도, 공력 가열 및 공급계의 상태 변화 등에 의한 추진제의 온도와 압력 변화를 반영하여야 한다. 특히 추진제로 사용되는 액체 산소는 극저온 유체로 온도와 압력에 따라 밀도와 증기압이 크게 변하며, 이러한 변화들은 터보펌프의 성능 및 안정성에 영향을 준다. 터보펌프의 인듀서는 캐비테이션 발생으로 인한 영향을 최소화하는 장치로 이런 추진제 상태 변화에 효과적으로 대처할 수 있다.

인듀서의 사용으로 터보펌프는 열악한 추진제 공급 조건에서도 큰 성능 감소 없이 요구되는 토출 압력을 공급할 수 있게 되었으나 캐비테이션 불안정성이라는 안정성 문제가 발생한다고 알려져 있다. 캐비테이션 불안정성은 특정 유량 및 압력 조건에서 인듀서에 발생하는 캐비테이션에 의한 주기적인 섭동을 일컫는다. 압축기의 선회 실속(rotating stall)과 달리 캐비테이션 불안정성은 인듀서의 작동 영역에서도 발생하기 때문에 주의가 필요하다. 한국형 발사체의 터보펌프 개발 시험에서도 이러한 캐비테이션 불안정성이 확인되었으나 다행히 펌프의 작동성에 큰 영향을 주지는 않았다[3-7].

반면 국외에서는 터보펌프 및 엔진 개발 시험 중 나타난 캐비테이션 불안정성으로 인한 문제점이 보고된 바 있다. Space Shuttle Main Engine(SSME)의 개량형 산화제 고압 펌프(alternative high pressure oxidizer turbopump)의 개발 초기 고출력, 낮은 유효 흡입 비속도 조건 시험 중 펌프의 회전수 동기 주파수의 진동이 급증하고 인듀서 및 추진제 혼합 방지 실(Inter-propellant seal)이 굽혀서 비상 정지된 경우가 있다고 알려져 있다[8]. 이를 해결하기 위

해 정부-계약자 합동 팀(Government contractor concurrent team)이 구성되었으며, 베어링 케이싱의 공차와 더불어 인듀서의 캐비테이션이 문제의 원인으로 지목되었다. 일본에서는 H-II 로켓 8호기의 비행 실패의 원인으로 연료펌프 인듀서의 캐비테이션 불안정성이 언급되기도 하였고, 이후 개량한 LE-7A 엔진의 인증 시험에서도 낮은 입구 압력 조건에서 캐비테이션 불안정성에 의한 진동 과다로 산화제펌프의 볼트가 풀려 엔진이 손상되기도 하였다[9].

캐비테이션 불안정성에 의한 여러 가지 문제점에도 불구하고 엔진 시험 단위의 캐비테이션 불안정성 분석 사례는 드물다. 또한 앞의 사례의 엔진들은 한국형 발사체의 엔진과 작동 방식이나 터보펌프 구성이 다르다. 따라서 본 논문에서는 한국형발사체 1단 엔진의 탈설계점 성능 시험 중 낮은 압력으로 추진제가 공급된 시험 결과를 분석하여 펌프의 캐비테이션 불안정성에 의한 엔진 작동 특성 변화를 검토하였다. 엔진 시험 중 캐비테이션 불안정성의 확인은 특성주파수의 발현으로 확인되기 때문에 고주파 센서 신호를 주요 분석 대상으로 선정하였다. 여러 종류의 센서 신호를 통해 캐비테이션 불안정성의 전과 범위를 파악하였다. 또한 엔진 시험에의 영향을 함께 검토하여 개발된 엔진의 신뢰도를 확인하였다.

2. 캐비테이션 불안정성의 특징

캐비테이션은 유체의 압력이 증기압 수준으로 낮아져서 유체가 기화되는 현상을 일컫는다. 터보펌프에서는 인듀서 입구의 압력이 가장 낮으므로 이곳에서의 캐비테이션에 특히 유의하여야 한다. 인듀서 입구에서 발생한 캐비테이션은 인듀서 하류에서 대부분 사라지기 때문에 일반적인 엔진 입구 조건에서는 펌프의 양정 및 효율에 큰 영향을 주지 않는다. 그러나 인듀서의 날개 전면에서 발생한 캐비테이션은 특정 조건에서 주기적인 섭동을 발생시키는데 이를 캐비테이션 불안정성이라고 한다. 한국형발사체용 터보펌프

와 날개 개수가 같은 3날 인듀서를 대상으로 한 일본의 연구[10-12]에서는 입구 압력에 따라 초조화 선회 캐비테이션(super-synchronous rotating cavitation), 부착-비대칭 캐비테이션(attached-uneven cavitation), 아조화 선회 캐비테이션(sub-synchronous rotating cavitation)의 순서로 캐비테이션 불안정성이 나타났다(Fig. 1). Fig. 2는 한국형 발사체 1단 엔진용 산화제펌프의 상사 시험 중 펌프 입구 배관에서 계측된 압력섭동신호의 예시로 초조화 선회 캐비테이션과 부착-비대칭 캐비테이션이 관찰된다.

인듀서는 다른 종류의 축류형 날개에 비해 날개 사이의 간격이 좁으며 이것이 인듀서의 캐비테이션 불안정성의 원인 중 하나이다. 입구 압력이 낮아지는 등의 이유로 인듀서 날개에 공동(cavity) 형성이 심화되면 인접한 날개의 유동을 방해하여 공동 형성 형태가 달라진다. 앞서 기술한 세 개의 캐비테이션 불안정성 역시 이런 간섭으로 인한 주기적인 유동 현상이다.

초조화 선회 캐비테이션 조건에서는 공동의 크기가 회전수의 0.1 - 0.3 배의 주기로 변하는데, 그 순서는 인듀서의 회전 방향과 일치한다(Fig. 3). 따라서 펌프 케이싱에 설치된 동압센서나 측면위 센서에서는 회전수의 1.1-1.3배의 특성주파수가 관찰되며, 축에 설치된 센서에서는 회전수의 0.1-0.3배가 관찰된다[13]. 부착-비대칭 캐비테이션은 공동이 비대칭적이나 공동의 크기가 변화하지는 않기 때문에 회전수 동기 주파수를 가진다. 아조화 선회 캐비테이션은 초조화 선회 캐비테이션과 마찬가지로 공동의 크기가 주기적으로 변화하나 그 방향은 반대이기 때문에 특성주파수가 회전수의 0.9배이다.

한편 초조화 선회 캐비테이션은 측정 위치에 따라 여러 가지 파생 주파수로 계측된다. 이에 대한 구체적인 원인은 아직 밝혀지지 않았다. Tsujimoto 등[10]은 비선형 간섭(non-linear inter-action)이라는 용어로 설명하였다. 회전수 동기 주파수를 N , 초조화 선회 캐비테이션의 주파수를 F_{SRC} 라고 명명할 때, 한국형 발사체용 펌프 단품 성능시험[14, 15]에서는 Eq. 1 - 3과 같은 비선형 간섭 주파수가 나타났다. Fig. 2를 예

로 들면 160 - 190 초의 초조화 선회 캐비테이션이 확인되는 구간에서 관찰되는 탁월 주파수 중 60-90 Hz는 Eq. 1에 해당하고, 90 - 110 Hz는 Eq. 3에 해당한다.

$$F_{N,I_1} = 3F_{SRC} - 3N \tag{1}$$

$$F_{N,I_2} = 3N - F_{SRC} \tag{2}$$

$$F_{N,I_3} = 3N - 2F_{SRC} \tag{3}$$

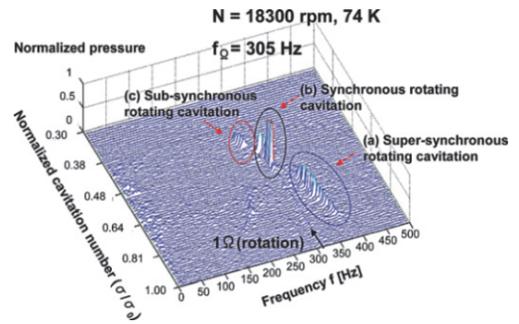


Fig. 1 Waterfall of cavitation instabilities of space inducer in nitrogen at 74 K [11].

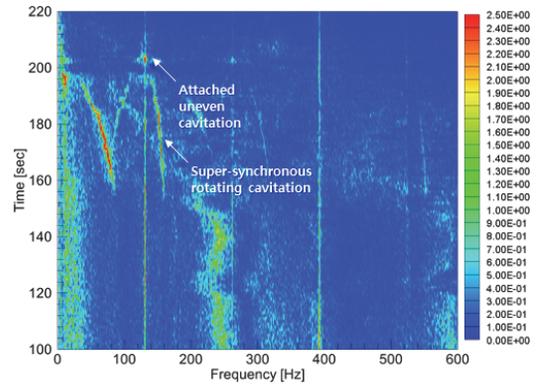


Fig. 2 Contour plot of cavitation instabilities of LOx pump for KSLV-II in water test.

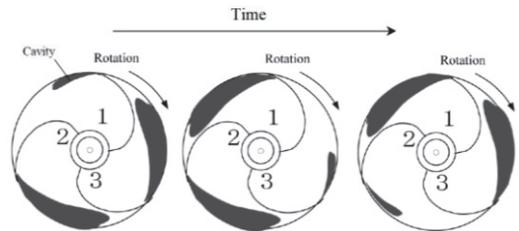


Fig. 3 Schematic of super-synchronous rotating cavitation [12].

세 종류의 캐비테이션 불안정성은 인듀서의 설계 특성 및 유량비에 따라 부분적으로 나타나기도 한다. 셋 중 초조화 선회 캐비테이션과 부착-비대칭 캐비테이션은 각 날개의 공동 차이가 크고 이는 회전체에 반경 방향 하중으로 작용하며 아조화 선회 캐비테이션에 비해 큰 진동을 유발[16]한다. 문헌에는 직접적으로 언급되지는 않았지만 SSME 사례[8]에서도 캐비테이션이 심화되는 조건에서 회전수 동기 주파수가 급증하고 축이 흔들렸기 때문에 부착-비대칭 캐비테이션이 영향을 주었을 것으로 추정된다.

3. 시험 조건 및 계측 센서

3.1 시험 조건

본 연구의 분석 대상은 엔진 입구 조건 변화에 따른 탈설계 성능 마진을 확인하는 시험이다. 시험은 130 초의 연소 시간 동안 세 가지 Mode로 고압/저압의 추진제 공급 조건(Table 1)에서 진행되었으며 추진제의 공급 온도는 정격점보다 높았다. 또한 추진제 혼합비는 설계점에 맞추었으며 별도의 추력 제어는 이루어지지 않았다. 산화제펌프와 연료펌프의 단품 상사 시험 결과[3-4]를 참조하면, 산화제펌프는 Mode 2와 3에서 초조화 선회 캐비테이션 및 부착-비대칭 캐비테이션에 노출될 수 있으며 연료펌프는 Mode 3에서 초조화 선회 캐비테이션 조건에 도달할 것으로 예상된다.

3.2 계측 센서

인듀서의 캐비테이션 불안정성 분석에 가장 널리 활용되는 센서는 동압센서이다. 그러나 시

Table 1. Test condition.

Index	Time [sec]	Inlet pressure condition (LOx / fuel)
Mode 1	20 - 80	high / high
Mode 2	80 - 120	low / high
Mode 3	120 - 150	low / low

험된 엔진 터보펌프의 인듀서 부근에는 동압센서가 장착되지 않기 때문에 본 논문에서는 펌프의 입구와 출구 배관에 설치된 동압센서를 분석하였다. 캐비테이션 불안정성에 의한 진동을 확인하고자 펌프의 볼류트에 설치된 가속도계 역시 활용하였다. 엔진 시스템으로의 영향을 평가하기 위해 연소기, 가스발생기, 밸브에 부착된 동압센서와 가속도계의 신호도 확인하였다. 몇 종류의 스트레인 게이지의 특성도 함께 살펴보았다. 스트레인 게이지의 샘플율은 1 kHz이며, 나머지 센서의 샘플율은 25.6 kHz이다. 계측된 신호들은 $df = 1 \text{ Hz}$, $dt = 1 \text{ 초}$ 의 조건으로 Fourier 변환하여 캐비테이션 불안정성 주파수의 유무와 그 특징을 검토하였다. 각 센서의 명칭과 설치 위치는 Table 2와 Fig. 4에 정리하였다.

4. 시험 결과

시험 중 엔진 입구 압력 변화를 각 펌프 입구

Table 2. Sensor list.

Index	Location	Type
FIOP	LOx pump inlet pipe	pressure
FIFP	Fuel pump inlet pipe	pressure
FEOP	LOx pump outlet pipe	pressure
AOPV	LOx pump volute	acceleration
AFPV	Fuel pump volute	acceleration
AGGHDY	Gas generator head	acceleration
AMFVY	Main fuel valve	acceleration
FCC	Combustion chamber	pressure
FGGOIC	Gas generator LOx inlet chamber	pressure
SCOHPP	LOx high pressure pipe elbow near combustion chamber	strain
SGTBK	Fuel high pressure pipe line bracket	strain

에 설치된 정압 센서에서 계측하여 Fig. 5로 표현하였다. 시험 시작과 종료 시점에 큰 섭동이 감지된다. 시동 후 Mode 1의 산화제 입구 압력 조건으로 가압되었기 때문에 시험 초반 산화제 압력이 상승하고 있다. 나머지 Mode 역시 시험 조건에 따라 입구 압력이 제어되고 있다.

Fig. 6는 FIOP의 계측 결과를 contour plot 형태로 나타낸 것이다. 전 시험 영역에서 170 Hz 근처의 회전수 동기 주파수가, 500 Hz 부근의 회전수 3배수에 해당하는 주파수가 식별 가능하다. 90 초 - 100 초 구간 200 Hz (회전수 주파수의 1.2배) 부근에서 사선 형태의 특성주파수가 확인되는데 이는 Mode 2 구간에서 산화제 입구 압력이 낮아지면서 산화제펌프가 초조화 선회 캐비테이션에 노출되었기 때문이다. 압력(캐비테

이션 수) 감소에 의한 특성주파수 변화는 초조화 선회 캐비테이션의 널리 알려진 특징이다. Fig. 2의 펌프 단품 시험에서는 압력 감소가 완만하게 진행되었기 때문에 주파수 위치 변화가 완만하다. 반면, 본문의 엔진 시험의 90초 - 100초 구간은 Fig. 5에서 확인되듯이 압력 변화가 급격하기 때문에 주파수 변화 특성에 차이를 보인다. 같은 시점에 나타난 90 Hz와 300 Hz 대역의 사선 형태의 주파수들은 각각 Eq. 1과 Eq. 2에 해당한다.

100 초 이후에는 회전수 동기 주파수의 강도가 증가하는데 입구 압력 감소로 산화제펌프의 캐비테이션 불안정성이 부착-비대칭 캐비테이션으로 전환된 것으로 판단된다. 한국형 발사체용 터보펌프의 개발 시험 당시에도 부착-비대칭 캐

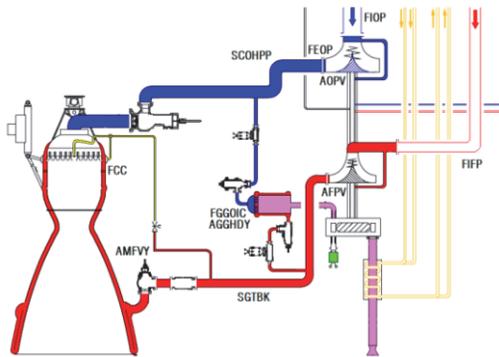


Fig. 4 Location of sensors.

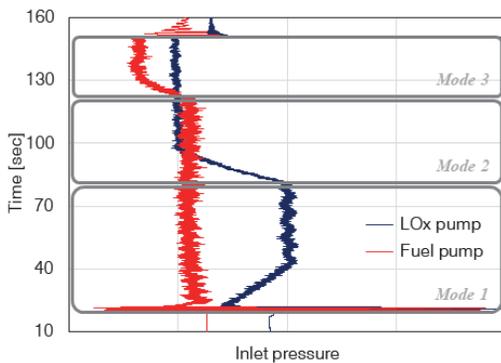


Fig. 5 Inlet pressure of each pump.

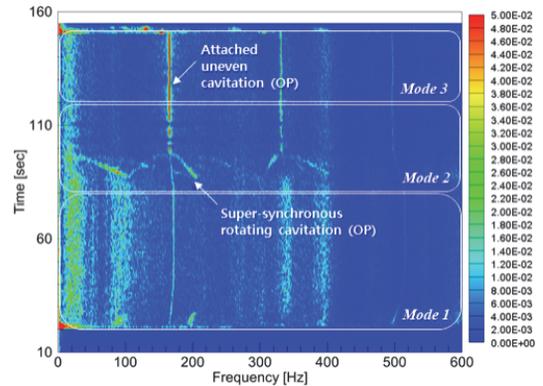


Fig. 6 Contour plot of dynamic pressure sensor (PCB 102A10) at LOx pump inlet pipe.

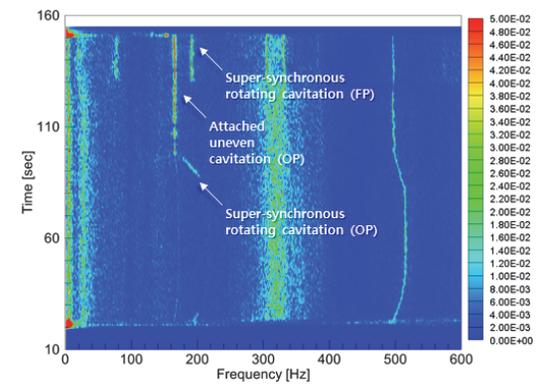


Fig. 7 Contour plot of dynamic pressure sensor (PCB 102A05) at fuel pump inlet pipe.

비테이션이 발생하였는데, 조건에 따라 초조화 선회 캐비테이션보다 훨씬 강한 진동을 유발한 적이 있다[6]. Fig. 1의 부착-비대칭 캐비테이션 (그림에서는 Synchronous rotating cavitation으로 표기)은 좁은 구간에서 나타난다. Fig. 2 시험 역시 입구 압력이 지속적으로 감소하기 때문에 5초 이내로 짧았다. 그러나 이 시험에서는 Mode 3의 입구 압력 조건이 부착-비대칭 캐비테이션의 발생 영역과 일치하였고 입구 압력이 유지되었기 때문에 Mode 3을 시험하는 내내 회전수 동기 주파수가 가진되었다.

FIFP의 신호를 같은 방법으로 분석하여 Fig. 7에 도시하였다. Mode 3 구간인 130 초 이후 연료펌프의 초조화 선회 캐비테이션에 의한 200 Hz의 특성주파수가 두드러진다. 산화제펌프처럼 사선 형태로 나타나지 않은 것은 캐비테이션 불안정성이 충분히 발달할 만큼 연료 입구 압력이 형성되지 않았기 때문이다. 더불어 산화제펌프의 캐비테이션 불안정성에 의한 섭동 또한 함께 나타난다. 산화제펌프의 유동 현상이 연료 배관의 동압센서에도 뚜렷하게 계측되는 점은 주목할 필요가 있다.

엔진 시험의 각 Mode에서의 FEOP, AOPV, AFPV의 신호 특성을 Fig. 8과 같이 스펙트럼 형태로 비교하였다. 각 스펙트럼의 x축은 주파수 특성 확인을 돕기 위해 회전수 주파수(N)와의 비율로 표시하였다. 세 센서 모두 산화제펌프의 캐비테이션 불안정성 주파수(Mode 2의 $f/N = 1.1$, Mode 3의 $f/N = 1.0$)는 잘 관찰된 반면 산화제펌프에서는 연료펌프의 불안정성 주파수(Mode 3의 $f/N = 1.1$)가 두드러지지 않았다. 산화제펌프가 초조화 선회 캐비테이션에 노출된 Mode 2의 FEOP 신호에서는 회전수의 1.1배 성분보다 1.9배 성분, 즉 파생 주파수의 강도가 더 탁월하였다. 이는 배관 형태와 센서 설치 위치의 영향이 있을 것으로 추정된다. AOPV, AFPV 등 펌프 케이싱에 부착된 가속도계에서도 캐비테이션 불안정성에 의한 진동이 확인되었다. 가속도계에서는 산화제펌프의 초조화 선회 캐비테이션이 보다 두드러졌다. 터보펌프 조립체 시험 중 산화제펌프가 부착-비대칭 캐비테이션에서 작동

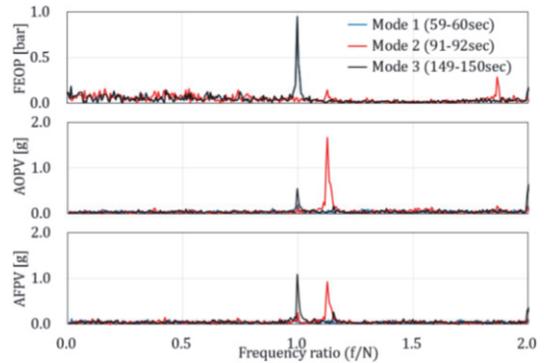


Fig. 8 Spectra of dynamic pressure sensor (PCB 102A11) and accelerometers (AOPV: Endevco 7724, AFPV: Endevco 2271AM20) in the turbopump.

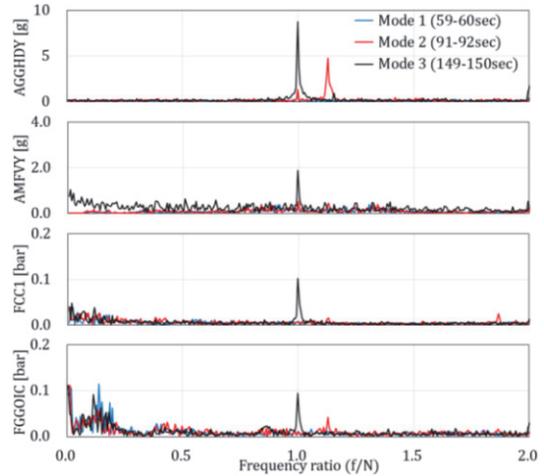


Fig. 9 Spectra of accelerometer and dynamic pressure sensor in the engine (AGGHY: Kistler 8730M019, AMFVY: PCB 356B21, FCC1: PCB 123A22, FGGOIC: PCB 102A14).

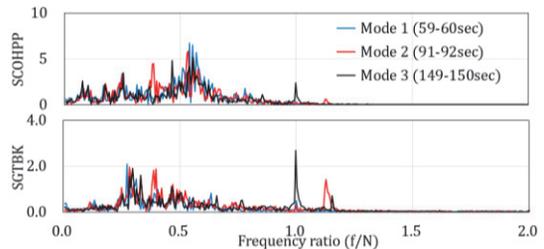


Fig. 10 Spectra of strain gauges in the engine (SCOHPP: Kyowa KFL-1-350, SGTBK: Kyowa KFR-1-350).

했을 때에는 연료펌프에까지 회전수 동기 주파수의 진동이 전달되지 않았는데[5] 엔진 시험에서는 차이를 보였다. 터보펌프 자체의 차이보다는 배관 연결과 지지 구조의 영향이 클 것으로 판단된다.

엔진 구성품에 미치는 캐비테이션 불안정성의 영향에 대해 파악하기 위해 AGGHDY, AMFVY, FGGOIC, FCC1 등 여러 종류의 가속도계와 동압센서 신호를 살펴보았다(Fig. 8). 네 신호의 탁월주파수로부터 엔진의 가속도계에서도 산화제 펌프 캐비테이션 불안정성 주파수가 가진된 것이 확인된다. 펌프의 유체 현상에 의한 진동이 엔진 시스템 전체에서 계측 가능한 수준으로 영향을 준 것이다. 특히 가스발생기 가속도계에서의 계측값은 터보펌프 가속도계를 크게 상회하였는데, 가스발생기가 터보펌프의 터빈과 연료펌프에 지지되어 있기 때문으로 생각된다. 또한 FEOP에서 나타난 압력 섭동이 가스발생기 및 주연소기의 연소실까지 전달되는 현상 역시 확인할 수 있었다.

Fig. 9는 엔진 예냉 및 작동 중 변형량을 측정하기 위한 스트레인 게이지 중 일부의 신호를 스펙트럼 분석한 것이다. 스트레인 게이지에서도 동압센서, 가속도계와 마찬가지로 캐비테이션 불안정성에 의한 주기적인 섭동이 확인되므로 해당 부위가 주기적인 피로가 누적될 수 있다. 다만 절대적인 크기가 작기 때문에 영향은 제한적일 것으로 판단된다.

5. 결 론

터보펌프의 캐비테이션 불안정성이 엔진과 발사체의 안정성에 영향을 준 국외의 사례가 보고된 바 있다. 본 논문에서는 한국형 발사체 1단용 엔진의 탈설계점 시험을 대상으로 캐비테이션 불안정성이 엔진 작동 특성에 미치는 영향에 대해 검토하였다. 낮은 입구 압력 조건에서 발생된 산화제펌프의 캐비테이션 불안정성 신호가 엔진 여러 곳에 설치된 다양한 센서에서 뚜렷하게 관찰되었다. 시험이 정상적으로 종료되었고 특이

사항이 보고되지 않았기 때문에 엔진의 신뢰성을 확인할 수 있었다. 그러나 한국형발사체가 다른 조건에서 작동할 때와 향후 개발될 엔진의 작동 조건에서는 이러한 불안정성의 영향에 대해 주의가 필요하다고 판단된다.

References

1. Moon, Y., Nam, C.H., Chung, Y.H. and Jeong, E., "Introduction to Test Program for Development of KSLV-II Liquid Rocket Engine," 2015 KSPE Fall Conference, Gyeongju, Korea, pp. 727-731, Nov. 2015.
2. Nam, C.H., Moon, Y. and Seol, W.S., "Definition of Engine Component Performance Test Range of 75tf Class Gas Generator Cycle Liquid Propellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 6, pp. 91-97, 2011.
3. Kim, D.J., Kang, B.Y., Choi, C.H. and Bae, J.H., "High Frequency Signal Analysis of LOx Pump for Liquid Rocket Engine under Cavitating Condition," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 4, pp. 61-67, 2018.
4. Kim, D.J., Kang, B.Y. and Choi, C.H., "High Frequency Signal Analysis of Fuel Pump for Liquid Rocket Engine under Cavitating Condition," 2017 KSPE Spring Conference, Jeju, Korea, pp. 727-731, May 2017.
5. Kim, D.J., Choi, C.H. and Kim, J.S., "Cavitation Instability of Turbopump Assembly Test for Korean Space Launch Vehicle," *The Society for Aerospace System Engineering 2018 Fall Conference*, Gyeongju, Korea, Nov. 2018.
6. Kim, D.J., Sung, H., Choi, C.H. and Kim, J.S., "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.
7. Kim, D.J., Sung, H., Choi, C.H. and Kim, J.S., "Cavitation Instabilities of an Inducer in a Cryogenic Pump," *Acta Astronautica*, Vol. 132, pp. 19-24, 2017.
 8. Ryan, R.S. and Gross, L.A., "The Space Shuttle Main Engine liquid Oxygen Pump High-Synchronous Vibration Issue, The Problem, The Resolution Approach, The Solution," *30th Joint Propulsion Conference*, Indianapolis, I.N., U.S.A., AIAA-94-3153, June 1994.
 9. Tsujimoto, Y. and Semenov, Y.A., "New Types of Cavitation Instabilities in Inducers," *Space Launcher Liquid Propulsion: 4th International Conference on Space Launcher Technology*, Liege, Belgium, 2002.
 10. Tsujimoto, Y., Yoshida, Y., Maekawa, Y., Watanabe, S. and Hashimoto, T., "Observations of Oscillating Cavitation of an Inducer," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 119, No. 4, pp. 775-781, 1997.
 11. Yoshida, Y., Nanri, H., Kikuta, K., Kazami, Y., Iga, Y. and Ikohagi, T., "Thermodynamic Effect on Subsynchronous Rotating Cavitation and Surge Mode Oscillation in a Space Inducer," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 133, No. 6, p. 061301, 2011.
 12. Kang, D.H., "A Cause and Suppression Methods of Cavitation Instabilities in an Inducer for Rocket Engines," Ph.D Dissertation, Department of Mechanical Science and Bioengineering, Osaka University, Suita, Osaka, Japan, 2010.
 13. Fujii, A., Azuma, S., Yoshida, Y., Tsujimoto, Y. and Horiguchi, H., "Higher Order Rotating Cavitation in an Inducer," *International Journal of Rotating Machinery*, Vol. 10, No. 4, pp. 241-251, 2004.
 14. Kim, D.J., Choi, C.H. and Kim, J., "Cavitation Instabilities of LOX Pump for KSLV-II," *2016 Summer Conference of Korean Society for Fluid Machinery*, Busan, Korea, July 2016.
 15. Kim, D.J., Choi, C.H. and Kim, J., "Cavitation Instabilities of Fuel Pump for KSLV-II," *2016 Summer Conference of Korean Society for Fluid Machinery*, Busan, Korea, July 2016.
 16. Yoshida, Y., Eguchi, M., Motomura, T., Uchiumi, M., Kure, H., and Maruta, Y., "Rotordynamic Forces Acting on Three-Bladed Inducer Under Supersynchronous/ Synchronous Rotating Cavitation," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 132, No. 6, p. 061105, 2010.