

인듀서와 임펠러 날개의 상대위치가 터보펌프의 성능 및 캐비테이션에 미치는 영향

강병윤*† · 김대진* · 노준구* · 최창호*

Effect of the Relative Position of Blades between an Inducer and an Impeller on the Performance and Cavitation in a Turbopump

Byung Yun Kang*†, Dae-Jin Kim*, Jun-Gu Noh*, Chang-Ho Choi*

Key Words : Turbopump(터보펌프), Inducer(인듀서), Impeller(회전차), Relative Position(상대위치), Head(양정), Efficiency(효율), NPSH(유효흡입양정), Cavitation Instability(캐비테이션 불안정성)

ABSTRACT

To improve the suction performance of a turbopump which is used for liquid engine systems, an inducer is forward-attached to an impeller. The inducer and the impeller are driven by one shaft, which means that two rotational parts have an unchanging relative position each other. So, in this study, the relative position effect between an inducer and an impeller was evaluated by the experiment test. In case of the unequal blades position between an inducer and an impeller, head and efficiency performances were lower than that of the equal blades position case at the high mass flow rate. However, the suction performance was not significantly different at all mass flow rates. In case of the equal blades position, the frequency component of 1N was strongly occurred due to the superposition of an inducer and an impeller.

1. 서 론

액체로켓엔진 시스템은 연소실에 고압의 산화제와 연료를 주입하기 위하여 터보펌프를 사용한다. 고속으로 회전하는 터보펌프는 회전차(Impeller)에서 캐비테이션이 발생하게 되는데, 이는 성능 저하, 진동, 및 소음 등 많은 문제점을 유발한다. 따라서 회전차의 높은 흡입성능을 위하여 회전차 앞에 인듀서(Inducer)를 장착한다. 인듀서는 회전차 앞전에서 발생하는 캐비테이션을 억제하기 위한 역할이기에 일반적으로 큰 현질비(Solidity)를 가지는 축류 방식의 나선형으로 설계한다. 위와 같은 각각의 역할로 인하여 인듀서와 회전차는 서로 다른 날개 수로 설계를 하게 된다. 따라서 구조적으로 인듀서와 회전차 사이의 간극이 생기게 되고, 각각의 날개도 상대적으로 다른 위치를 가지게 된다. 이러한 이유로 인듀서와 회전차의 상호작용을 고려한 설계 및 정확한 성능예측이 요구되는 실정이다. 이와 비슷한 두 회전체의 상호작용에 대

한 연구로는 축류압축기의 동익(Rotor)과 정익(Stator)에 대한 연구가 수행되었고,⁽¹⁻²⁾ 원심압축기에서는 회전차와 베인이 있는 디퓨저(Vaned diffuser)에 대한 연구가 이뤄졌다.⁽³⁻⁴⁾ 두 유체기계의 경우 정익과 베인 디퓨저는 고정되어 있기 때문에, 축이 회전하게 되면 상대위치는 변하게 된다. 하지만 터보펌프의 인듀서와 회전차는 단일 축에 의하여 구동되며 모두 회전하기 때문에, 운전 중에는 항상 동일한 상대위치를 가지는 특징이 있다. 이와 관련 된 연구로는 인듀서와 회전차 사이의 간극 차이가 성능변화에 미치는 영향에 대한 연구가 보고되었고,⁽⁵⁾ 유동해석을 통한 인듀서와 회전차 사이의 캐비테이션 특성에 대한 연구도 수행되었다.⁽⁶⁾ 그리고 인듀서와 회전차 사이에 적용되는 상호작용 유동해석 기법 차이와 날개의 상대위치 변화에 대한 연구도 수행되었다.⁽⁷⁾ 하지만 위의 연구들은 유동해석을 기반으로 한 연구였고, 시험결과는 유동해석 결과의 신뢰 및 검증에 위한 용도로만 언급되어 자세한 분석은 수행되지 못하였다. 따라서 본

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀(Korea Aerospace Research Institute, Turbopump Team)

† 교신저자, E-mail : lifekby@kari.re.kr

Table 1 Design specifications of an inducer

Inducer	
N	8000
ϕ	0.0098
Tip solidity	2.7
Tip clearance ratio	0.018
Number of blades	3

연구에서는 시험을 기반으로 한 날개 상대위치 차이에 대한 영향을 평가해 보았다. 추가로 유동해석을 수행하여 시험 결과에 대한 타당성을 검증 해 보았다. 또한, 흡입성능 시험을 수행하여 주파수 분석을 통한 캐비테이션 특성 및 불안정성에 대한 연구도 함께 분석하였다.

2. 연구방법

2.1 터보펌프 모델

한국항공우주연구원에서는 국내 독자기술로 한국형발사체(KSLV-II) 개발에 대한 연구를 수행하고 있다.⁽⁸⁻¹⁰⁾ 본 연구에서는 75톤급 엔진에 사용되는 터보펌프 중 산화제펌프를 대상으로 연구를 수행하였다. 산화제펌프의 축계에는 양정 상승 및 흡입성능 확보를 위한 인두서와 회전차가 장착되고, 전, 후방으로 위치한 베어링이 축계를 지지하고 있다. 회전차 출구를 지나온 유량 중 일부는 이차 유로로 흘러 들어가 베어링 냉각에 사용 된 후 다시 입구로 유입되는 재순환 방식으로 구성되어있다. 이에 대한 형상을 Fig. 1에 나타내었다. 회전차는 여섯 개의 주 날개(Main)와 여섯 개의 보조 날개(Splitter)로 이루어진 원삼형이고, 흡입성능을 위하여 장착 된 인두서는 크기, 효율, 및 캐비테이션 불안정성을 고려하여 날개 수가 세 개인 축류 방식의 나선형으로 설계하였다. 이에 대한 제원을 Table 1에 나타내었다. 상대위치를 정하기 위해서 인두서 뒷전(Trailing edge)과 회전차 주 날개 앞전(Leading edge)의 위치를 동일하게 맞추었고, 이를 기준 모델로 정하였다. 다른 하나는 그 중간에 위치하는 것으로 인두서의 뒷전이 회전차의 주 날개 사이에 설치 된 것을 선택하여 성능 및 캐비테이션 차이를 평가해 보았다. 결과에 대한 신뢰성을 확보하기 위하여 각 형상에 대하여 두개의 시제를 제작하였고, 반복 시험을 통하여 동일한 경향성을 확인한 뒤 결과를 분석하였다. 회전차와 인두서 날개의 상대위치를 나타낸 도식을 Fig. 2에 나타내었다.

2.2 시험 방법

Fig. 3은 한국항공우주연구원의 터보펌프 시험시설을 나

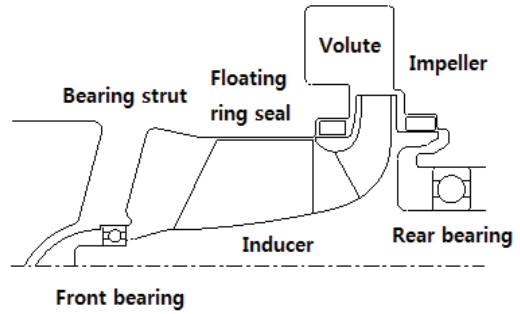


Fig. 1 Layout of the LOx Pump

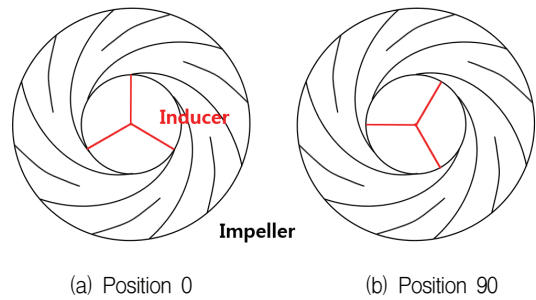


Fig. 2 Relative position difference between an inducer and an impeller

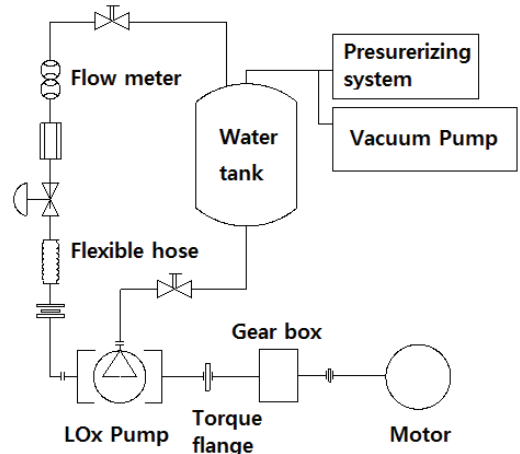


Fig. 3 Schematic of the turbopump test facility

타낸 도식도이다.⁽¹¹⁻¹²⁾ 본 시설은 상온의 물을 작동 유체로 사용하는 폐회로(Closed loop) 구조이고, 탱크를 가압 또는 감압을 할 수 있게 하여 유체의 입구 압력을 설정하도록 구성하였다. 터보펌프는 전기모터로 구동되며, 기어박스를 사용하여 회전수를 제어하였다. 비접촉식 토크미터를 사용하여 축 동력 측정하였고, 이를 이용하여 효율을 계산하였다. 정압계를 사용하여 압력을 계측하였고, 가속도계를 터보펌프 베어링 부근에 설치하여 주파수 분석을 통하여 얻어진 캐비테이션 불안정성을 평가하였다.

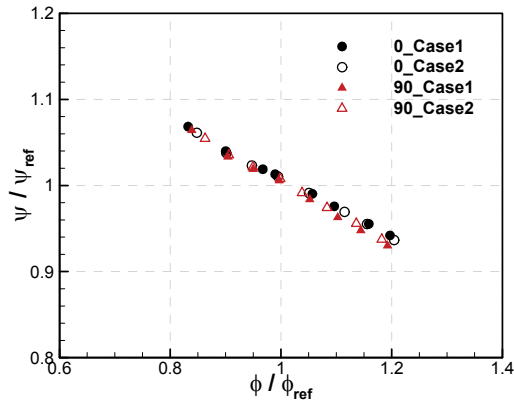


Fig. 4 Comparison of head performances

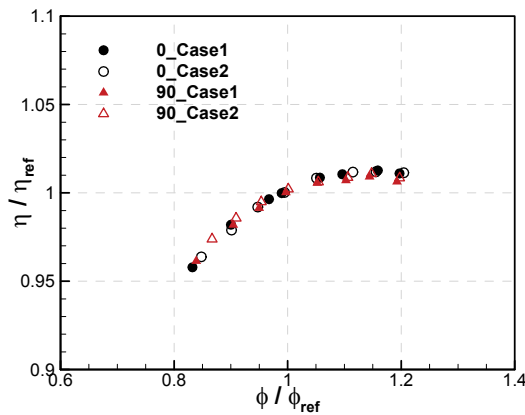


Fig. 5 Comparison of efficiency performances

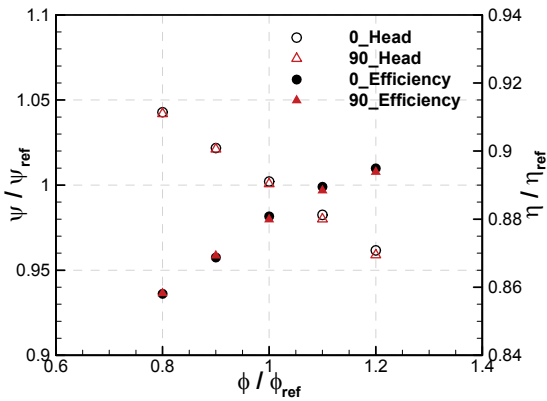


Fig. 6 Head and efficiency performances of numerical calculation results

3. 수력성능 특성

Fig. 4는 터보펌프의 유량별 압력 상승 결과를 나타낸 그래프이고, Fig. 5는 터보펌프의 효율을 나타낸 그래프이다. 유량과 양정은 각각 유량계수와 압력계수로 무차원하였고, 식(1)과 같이 정의하였다. 효율은 식(2)로 정의하였다.

$$\phi = \frac{Q}{AU_t^2} \quad \psi = \frac{gH}{U_t^2} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{\rho g H Q}{T_w} \quad (2)$$

각각의 모델에 대하여 두개의 시제를 제작하였고, 반복 시험하여 동일한 경향을 얻어 의미 있는 결과라고 판단하였다. 다른 상대위치를 가지는 터보펌프의 양정은 저 유량과 설계 유량에서는 0.4%~0.5%의 감소로 큰 차이 없는 동일한 결과를 보였다면, 고 유량에서는 1.26% 낮은 결과를 얻었다. 효율 역시 저 유량과 설계 유량에서 0.04%~0.06%의 차이를 보였다면, 고 유량에서는 비교적 큰 차이인 0.4% 낮은 결과를 나타냈다. 이러한 결과에 대한 검증은 위하여 유동해석을 수행하여 비교해 보았다. 편의를 위해 정상상태(Steady state)로 계산하였고, 인두서 한 개와 회전차 두 개의 유동 통로를 조합하여 정렬격자로 생성하였다. 인두서와 회전차의 인터페이스는 프로즌-로터(Frozen-Rotor) 조건을 주어 계산하였다. 실제 시험 장치에서 압력을 측정하는 위치를 유동해석에서는 완벽하게 모사하기 힘든 관계로 회전차 출구의 압력을 기준으로 터보펌프의 양정을 정하였다. 따라서 시험 결과와 직접적인 비교는 아니지만 상대위치 차이에 대한 경향은 비교 검증이 가능하다고 판단하였다.

Fig. 6은 유동해석으로 얻은 양정과 효율의 그래프이다. 본 연구를 위한 유동해석은 상용 프로그램인 Numeca FineTM/Turbo를 사용하였다. 시험 결과와 동일하게 두 결과 모두 날개 위치가 서로 다른 경우 저 유량과 설계 유량에서는 큰 차이가 없었지만, 고 유량에서 낮은 결과를 보이는 것을 확인하였다. 이러한 차이가 발생하는 원인으로 다음과 같이 분석해 보았다. 일반적으로 작동 유체가 회전체를 지나오면서 유체의 유동이 날개를 따라가지 못하는 현상이 발생하는데, 이러한 차이를 정량적으로 나타내기 위해서 편차각(Deviation angle), 혹은 미끄럼 계수(Slip factor)라는 개념을 사용한다. 그리고 인두서 출구에서는 원주 방향에 대하여 날개가 있는 부근(Primary zone)과 아닌 곳(Secondary zone)의 두 영역이 존재하는 것으로 판단하고 있다. 이 두 영역의 유동특성이 다르기 때문에 인두서 출구에서 각기 다른 편차각을 가지게 된다. 상대위치의 차이로 인하여 기준 모델은 인두서 출구 날개 근처의 유동이 회전차 앞전으로 유입되고, 다른 모델은 날개 근처가 아닌 유동이 회전차 앞전으로 들어가게 된다. 따라서 회전차 앞전에서 서로 다른 입사각을 가지게 되는데 이러한 차이가 상대위치 변화에 대한 영향으로 나타나는 것으로 판단하였다. 특히 유량이 증가하게 되면 편차각 및 미끄럼 계수가 커지는데, 이러한 현상이 고 유량에서 양정 및 효율에 더욱 민감하게 반영되어 큰 차이를 발생하는 것으로 예측하였다. 원심 압축기의

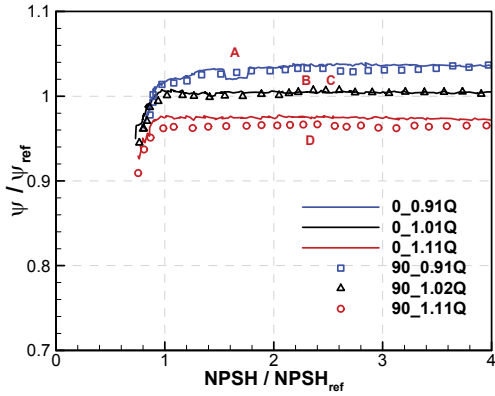


Fig. 7 Comparison of suction performances

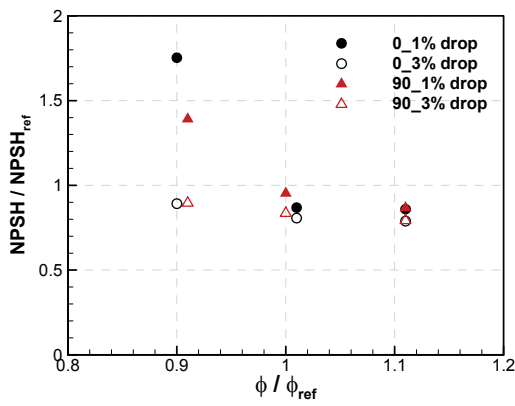
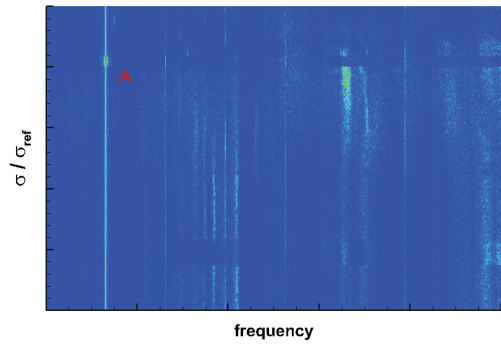


Fig. 8 Comparison of the critical NPSH

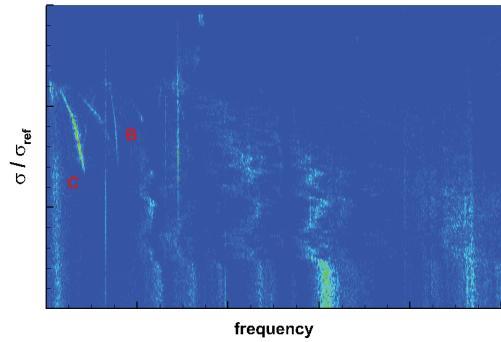
경우 고 유량으로 갈수록 미끄럼 계수가 커지는 현상이 보고 된 바 있다.⁽¹³⁾ 인듀서의 유동은 원심 압축기와 다른 비압축 성 유동이긴 하지만 수력학적으로도 이러한 경향이 있기 때문에 양정 및 효율 저하의 원인이 될 수 있다고 판단하였다. 명확한 원인을 규명하기 위해서는 유동해석을 통한 더욱 자세한 분석이 필요하다고 여겨진다.

4. 캐비테이션 특성

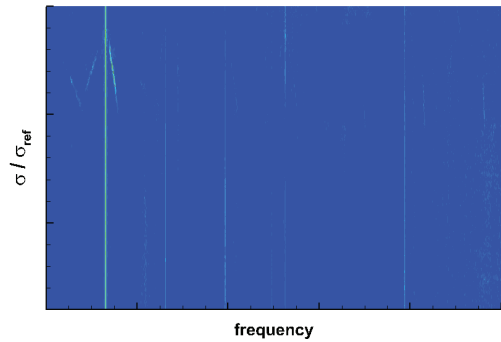
캐비테이션 성능을 평가하기 위하여 진공펌프를 이용하여 입구 압력을 낮춰가며 흡입성능 시험을 수행하였다. 캐비테이션 특성은 유체에 내포되어 있는 용존산소(Dissolved Oxygen)의 양에 의하여 영향을 받기 때문에 일반적으로 시험 전 용존 산소를 제거하는 작업을 한 후 수행한다. 하지만 완벽하게 제거하기 힘든 관계로 본 시험에서는 5~10 ppm의 양을 유지하였고, 이는 기존의 경험으로 보아 흡입성능의 결과에 영향을 미치지 않는 것으로 나타났다. Fig. 7은 흡입성능 결과를 나타낸 그래프이다. 높은 NPSH(Net positive suction head) 영역에서의 양정은 수력성능의 결과와 마찬가지로 저 유량과 설계 유량에서는 차이가 없었고, 고 유량에서 날개의 상대위치가 다른 터보펌프의 양정이 낮게 나타



(a) Low flow rate



(b) Design flow rate



(c) High flow rate

Fig. 9 Cavitation instabilities of position 0

난 것을 확인하였다. Fig. 8은 흡입성능을 대표하는 임계 NPSH(critical NPSH)의 결과인데, 1%와 3% 두 경우를 나타 내었다. 1% 임계 NPSH는 날개의 상대위치가 다른 터보펌프 가 저 유량에서 낮은 결과를 보였다. 본 연구를 포함 기존의 여러 다른 시험의 흡입성능 결과를 보면 저 유량의 경우 다 른 유량보다 양정이 낮고, 큰 변동 폭을 가지며 떨어지기에 1% 하락 지점의 편차가 큰 편이었다. 따라서 본 결과는 상대 위치 변화에 따른 흡입성능 차이라고 판단하지 않았다. 3% 임계 NPSH 결과 역시 크게 차이를 보이지 않았기에 상대위 치 변화에 대한 흡입성능의 영향은 미미한 것으로 판단하였 다. 동일한 날개 위치를 가지는 터보펌프의 경우 NPSH가 점 점 낮아지면서 양정이 급격히 감소하였다가 다시 양정이 회복하는 현상(A)이 나타났다. 이는 캐비테이션 불안정성

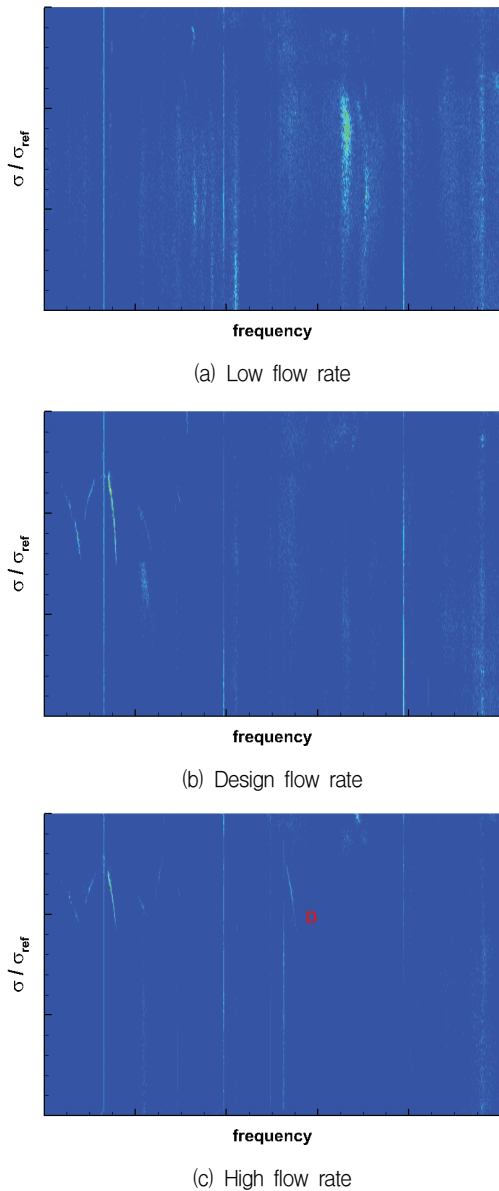


Fig. 10 Cavitation instabilities of position 90

(Cavitation instability) 중 하나인 비대칭 캐비테이션 (Asymmetric cavitation)으로 인두서 날개에서 각각 크기가 다른 캐비티(Cavity)가 발생하는 현상으로 1N의 주파수 성분으로 나타나는 특성이 있다. Fig. 9에서도 이러한 주파수 성분(A)이 강하게 나타난 것으로 보아 다른 일반적인 터보펌프에서 발생하는 비대칭 캐비테이션인 것으로 확인 할 수 있었다. 하지만 다른 날개 위치를 가지는 터보펌프의 경우 같은 영역에서 비대칭 캐비테이션이 발생하지 않았다. 이 결과만 보면 상대위치 변화의 영향으로 볼 수 있겠지만, 반복 시험의 결과 일관성 있는 경향을 보이지 않아 상대위치 차이에 의한 유무로 보기 어렵다고 판단하였다. 비대칭 캐비테이션의 경우 현재까지 보고 된 연구들에 의하면 축의 진동 혹은 비대칭 회전과 같은 불평형성이 주요한 원인으로 밝혀져 있

다. 따라서 본 시험에서는 상대위치 차이가 직접적인 영향을 미친 것이 아니라 운전 환경 및 다른 요인에 간접적으로 영향을 미쳐 비대칭 캐비테이션이 발생한 것으로 보여 진다. Fig. 9~10은 가속도계를 사용하여 얻은 데이터를 주파수 분석하여 얻은 캐비테이션 불안정성 결과이다. 저 유량에서는 위에 언급하였던 비대칭 캐비테이션의 주파수 성분이 나타났고, 그 외에 특이한 불안정성은 나타나지 않았다. 상대위치 차이에 대한 영향 역시 큰 차이점을 보이지 않았다. 설계 유량에서는 두 경우 모두 기존에 보고되었던 일반적인 터보펌프의 캐비테이션 불안정성을 보였다. 1.1N~1.2N에 해당하는 초조와 선회 캐비테이션(Super synchronous rotating cavitation, B)과 0.3N~0.6N의 주파수에 해당하는 캐비테이션 서지 형식(Cavitation surge mode oscillation, C)의 불안정성이 나타났다.⁽¹⁴⁾ 고 유량에서는 날개의 상대위치가 다른 터보펌프의 경우 4.1N~4.2N의 주파수에 해당하는 캐비테이션 불안정성(D)이 발생하였다. 이는 반복 시험에서도 동일한 현상이 나타난 것으로 보아 상대위치 차이에 대한 영향으로 판단하였다. 이 불안정성은 주파수 성분의 특성으로 보면 고차 선회 캐비테이션(Higher order rotating cavitation)이거나, 선회 캐비테이션의 조화 주파수(Harmonic frequency)로 보여 지는데, 지금까지의 연구들로는 명확하게 구분 할 수 있는 방법이 없기에 본 연구에서도 판단 할 수 없었다. 하지만 발생한 캐비테이션의 영역으로 보아 조화 주파수 성분으로 보는 것이 좀 더 유력하다고 생각하였다. 모든 유량에서 날개의 상대위치가 다른 터보펌프의 경우 인두서 날개 수인 3N과 임펠러 날개 수인 6N의 성분이 강하게 나타났지만, 동일한 날개 위치를 가지는 터보펌프는 1N의 주파수 성분이 더욱 강하게 나타났다. 이는 인두서와 임펠러 날개의 중첩으로 인한 것으로 판단하였다.

5. 결 론

동일한 축에 장착되어 회전하는 터보펌프의 특징으로 발생하는 인두서와 회전차의 날개 상대위치 차이에 대한 영향을 평가해 보았다. 날개의 상대위치가 다른 터보펌프의 경우 저 유량과 설계 유량에서는 양정 및 효율 차이가 없었지만, 고 유량에서는 감소하는 것으로 나타났다. 이는 유동해석의 경향에서도 같은 결과를 보였는데, 인두서 뒷전에서 나오는 유동의 편차각이 달라져서 회전차 앞전에서의 유동 특성이 바뀐 것으로 판단하였다. 흡입성능은 캐비테이션이 발생하지 않는 영역에서는 터보펌프의 양정과 동일한 경향을 보였다. 그리고 1%, 3% 임계 NPSH 모두 상대위치 차이에 대한 의미 있는 변화를 발견하지는 못하였다. 캐비테이션 불안정성은 고 유량에서 상대위치 차이에 의한 불안정성이 다르게 나타났다. 이는 고차 선회 캐비테이션이거나 선회 캐비테이션의 조화 주파수로 보여 지는데 명확하게 규명 할 수는 없

었다. 동일한 날개 위치를 가지는 터보펌프의 경우 인듀서와 임펠러 날개의 중첩으로 인하여 1N의 주파수 성분이 강하게 나타났다. 종합적으로 보면 두 경우가 큰 차이를 보이지는 않았지만, 같은 위치를 가지는 기본 모델은 수력 및 흡입 성능에 좋은 결과를 보였다면, 캐비테이션 불안정성은 1N의 주파수 성분이 강하게 나타나는 안 좋은 현상이 발생하였다. 따라서 높은 회전수로 운전되는 터보펌프의 경우에는 터보펌프의 파괴로도 이어 질수 있는 캐비테이션 불안정성을 제거하는 방향으로 위치를 정하고, 상대적으로 낮은 회전수로 운전되는 산업용 및 일반 원심펌프는 수력성능 및 효율이 높은 방향으로 정하는 것이 좋을 것으로 판단된다.

References

- (1) Chima, R. V., 1999, "Calculation of Multistage Turbomachinery Using Steady Characteristic Boundary Condition," AIAA 98-0968.
- (2) Choi, C. H., Kim, J. and Yang, S. S., 2002, "A Computational Study on the Performance Prediction of the Two-Stage Axial Compressor," Journal of The Korea Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 30, No. 4, pp.77~83.
- (3) Hwang, S. M., Han, W. T. and Kim, W., K., 2001, "Numerical Study on the Unsteady Flow in the Vaned Diffuser of Centrifugal Compressor," Proceeding of the KFMA Annual Meeting, pp. 113~119.
- (4) Sun, H., Lee, S. and Lee J., 2005, "A Parameter Study of Aerodynamic Noise in Centrifugal Compressor," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 15, No. 2, pp. 126~134.
- (5) Choi, C. H., Kim, D. J., Hong, S. S. and Kim, J., 2009, "Effects of axial distance between inducer and impeller on the performance of the turbopump," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 11, No. 5, pp. 37~43.
- (6) Kim, C., Choi, C., H. and Baek, J., 2014, "Characteristics of Cavitating Flow in Turbopump Inducer/Impeller," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 17, No. 6, pp. 21~28.
- (7) Choi, C. H. and Kim, J., 2003, "Numerical Studies on the Inducer / Impeller Interaction Liquid Rocket Engine Turbopump," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 6, No. 3, pp. 50~57.
- (8) Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H. and Kim, J., 2011, "Water Test of Lox Pump for 75-ton Class Liquid Rocket Engine," Aerospace Engineering and Technology, Vol. 10, No. 1, pp. 78~81.
- (9) Hong, S. S., Kim, D. J. and Choi, C. H., 2015, "Water Performance Test of Pumps for a 7 Ton Class Rocket Engine," Journal of the Korea Society of Propulsion Engineering, Vol. 19, No. 3, pp. 89~95.
- (10) Kim, D. J., Kang, B. Y. and Choi, C. H., 2017, "High Frequency Signal Analysis of LOx Pump for Liquid Rocket Engine under Cavitating Condition," Proceeding of the KSPE, pp. 1093~1098.
- (11) Kim, D. J., Kwak, H. D., Choi, C. H., Lee, J. K., Lim, J. W. and Cho, H. K., 2015, "Construction of Single-Pump Model-fluid Test Facility for Turbopump," Proceeding of the KSPE, pp. 606~610.
- (12) Kim, D. J. and Choi, C. H., 2015, "Trust Estimation Acting on Rotor of LOX Pump for Liquid Rocket Engine," Journal of the Korea Society of Propulsion Engineering, Vol. 19, No. 6, pp. 98~104.
- (13) Heo, W. S. and Kang, S. H., 2015, "A Numerical Study on Aerodynamic Performance by the Blade Mach Number of the Centrifugal Compressor," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 18, No. 4, pp. 56~61.
- (14) Kang, B. Y., Kim, D. J., Choi, C., H. and Lee, J., 2016, "Effect of the Pipe Strainer on the Performance and Cavitation of a Turbopump," Proceeding of the KSPE, pp. 334~339.