

터보펌프 인듀서에서 캐비테이션 시작점의 특성 및 예측에 관한 연구

강병윤* · 김대진* · 최창호*

Characteristics and prediction of the cavitation inception in a turbopump inducer

Byung Yun Kang* · Dae-Jin Kim* · Chang-Ho Choi*

ABSTRACT

The cavitation in the turbopump inducer progresses from the inception to the critical point, and finally develops to a breakdown which sharply declined in head. In this paper, we evaluated characteristics and predicted empirical equations about the cavitation inception of a turbopump inducer. The empirical equation of the cavitation inception for the elliptical plate was relatively well predicted to the turbopump inducer. However, in case of the marine propeller, it showed a big difference due to Reynolds number under the operating point.

초 록

터보펌프 인듀서에서 발생하는 캐비테이션은 시작점부터 점차 발달하여 임계점, 그리고 급격한 양정 하락으로 이어지는 붕괴점의 체제로 진행된다. 본 연구에서는 터보펌프 인듀서에서 발생하는 캐비테이션 시작점에 대한 특성과 예측 경험식을 평가해 보았다. 타원 평판에서 캐비테이션 시작점의 경험식은 터보펌프 인듀서에서도 비교적 잘 예측하는 것으로 나타났다. 하지만, 선박용 프로펠러에서 사용되는 예측 경험식의 경우 터보펌프 인듀서에서는 큰 차이를 보였다. 이는 운전 영역에서의 레이놀즈수가 다르기 때문인 것으로 판단되었다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), 인듀서(Inducer), Cavitation inception(캐비테이션 시작점), Empirical equation(경험식)

1. 서 론

액체로켓 엔진에 사용되는 터보펌프는 액체연

료와 산화제를 고압의 상태로 연소실에 공급하는 역할을 한다. 고속으로 회전하는 터보펌프는 회전차(Impeller)에서 캐비테이션이 발생하는데, 이 현상은 축 진동 및 소음을 유발하고, 심한 경우 터보펌프의 파괴로도 이어지게 된다. 이를 방지하기 위해서 회전차 앞단에 인듀서(Inducer)를

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀

† 교신저자, E-mail: lifekby@kari.re.kr

장착하여 흡입성능을 개선하고 있다. 인듀서는 회전차 앞전에서 캐비테이션을 방지하기 위한 최소한의 양정 상승을 목적으로 하고 있기에 큰 현절비(Solidity)를 가지는 축류 방식의 나선형으로 설계를 한다.

본 연구에서는 터보펌프 인듀서의 캐비테이션 시작점에 대하여 연구해 보고자 한다. 캐비테이션 시작점이 지연된다면 자연적으로 임계점 및 붕괴점이 늦춰지는 효과가 있기 때문에 시작점에 대한 연구가 의미 있다고 판단하였다. 우선 캐비테이션 시작점의 특성을 살펴보고, 익형 및 선박용 프로펠러에서 연구된 캐비테이션 시작점에 대한 예측 경험식을 터보펌프 인듀서의 현실에 맞게 적용하여 시험 및 유동해석 결과와 비교해 보고자 한다.

2. 결 과

터보펌프 인듀서의 캐비테이션 시작점을 예측하는 경험식을 구하기 위해서는 다양한 변수에 대한 시험 및 유동해석을 통하여 얻어야 하겠으나 선행연구 차원으로 다른 분야에서 연구된 경험식을 인듀서에 적용시켜 평가해 보고자 한다.

3.1 익형 및 평판

Equation 1과 Eq. 2는 McCormick[1]이 타원 평판과 직사각형 평판에 대한 캐비테이션 발생을 경험식으로 나타낸 식이다.

$$\sigma_i = 0.15 \alpha^{1.29} Re^{0.286} \quad (\text{Ellipse}) \quad \text{Eq. 1}$$

$$\sigma_i = 0.10 \alpha^{1.44} Re^{0.286} \quad (\text{Rectangle}) \quad \text{Eq. 2}$$

Fig. 1은 두 식을 이용하여 인듀서의 시작점을 예측한 결과이다. 직사각형 평판보다 타원 평판이 더 정확하게 예측하는 것을 알 수 있었다. 직사각형 평판의 경우 타원평판보다 낮은 값을 예측하였는데 타원평판에서 제시하고 있는 계수와 받음각의 지수가 인듀서의 현실에 더 맞게 반영되었다고 판단하였다.

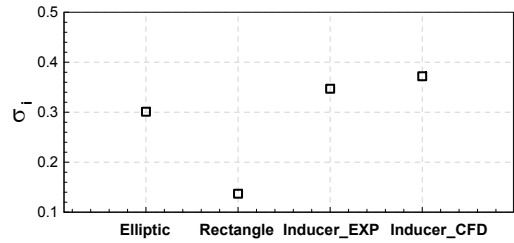
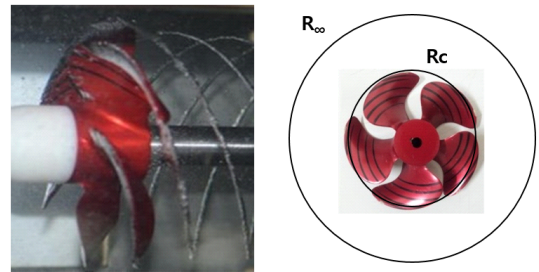


Fig. 1 Cavitation inception for 2D plates



(a) Tip vortex cavitation

(b) Rankine vortex

Fig. 2 Propeller cavitation

3.2 프로펠러

선박용 프로펠러의 캐비테이션은 날개 끝(Tip), 허브(Hub), 뿌리(Root), 간극(Gap) 등에서 발생하는데 시작점은 정수압으로 인하여 날개 끝에서 소용돌이의 형태로 발생하는 경향이 있다. 인듀서의 경우 날개 끝에서 소용돌이가 나타난다면, 프로펠러의 경우 축을 기준으로 날개 끝에서 소용돌이가 발생한다[2]. 이에 대한 현상을 Fig. 2에 나타내었다.

Spreiter와 Sacks[3]는 Rankine vortex 모델을 운동 방정식에 적용하여 속도와 압력의 관계를 정의하고 캐비테이션이 발생하는 최소의 압력 값을 캐비테이션 계수로 나타내었다. 이와 관련된 식을 Eq. 3으로 제시하였다.

$$\sigma_i = k \frac{I^x}{C/D} Re^y \quad \text{Eq. 3}$$

여기에서 C는 날개 길이, D는 직경을 의미한다. 선박용 프로펠러에서 사용하고 있는 이 예측

Table 1. Cavitation inception for propellers

Inducer	Prediction	Experiment
σ_i	27.83	0.347

경험식은 프로펠러 앞전에서 원주방향의 현상으로만 적용되고 있다. 인듀서의 앞전 역시 프로펠러의 앞전과 유사한 방식이기에 이 경험식을 인듀서에 적용시켜도 무방한 것으로 판단하였다. 그 결과를 Table. 1에 나타내었다. 실제 시험 값과 상당한 차이를 보이고 있는데 레이놀즈수가 원인이 될 수 있다고 판단하였다. 실제 프로펠러에서 운전되는 레이놀즈수는 $10^4 \sim 10^5$ 의 범위이지만, 인듀서는 10^7 에 해당하는 난류영역에서 운전되고 있다. 따라서 프로펠러에서 예측한 계수 및 지수 값은 인듀서에 적용하기 힘든 것으로 판단하였다. 향후 인듀서에 대한 여러 연구가 추가로 수행 된다면 합당한 계수를 얻을 수 있을 것으로 생각된다.

3. 결 론

터보펌프 인듀서에서 발생하는 캐비테이션의 시작점의 특성을 확인 해 보았고, 평판 및 프로펠러에서 사용하는 예측 경험식을 인듀서에 적용하여 캐비테이션 시작점을 예측 평가해 보았다. 결과를 분석하여 얻은 결론은 다음과 같다.

- (1) 평판에 적용 된 예측경험식은 타원 평판의 경우 인듀서의 시험 결과와 비교적 잘 일치했다. 하지만 직사각형 평판은 받음각의 경향이 다르게 적용되어 인듀서와는 큰 차이를 보였다.
- (2) 선박용 프로펠러의 예측경험식은 Rankine vortex 모델을 발전시켜 얻은 것으로, 인듀서의 결과와 큰 차이를 보였다. 실제 운전 영역에서의 레이놀즈수의 차이로 프로펠러에 제시 된 계수 및 지수는 인듀서에 적용하기는 힘든 것으로 판단되었다.

참 고 문 헌

1. B. W. McCormick, "On cavitation produced by a vortex trailing from a lifting surface," *Journal of basic engineering*, 1962, pp. 369-379
2. 박상일, 이승재, 유극상, 서정천, "Twisted thread에 의한 보텍스 캐비테이션 초생지연," *대한조선학회논문집*, 제51권 3호, 2014, pp.259-264
3. J. R. Spreiter, A. H. Sacks, "The rolling up of the trailing vortex sheet and its effect on the downwash behind wings," *Journal of aeronautical science*, Vol.18, No.1, 1951, pp.21-32