

터보펌프 인듀서의 흡입성능에 대한 직경과 회전속도의 영향

손동기* · 구현철* · 차봉준* · 양수석* · 이대성**

The Effect of the Diameter and Rotational Velocity on the Cavitation Performance of a Turbopump Inducer

Dong-Kee Sohn*, Hyun-Chul Koo*, Bong-Jun Cha*, Soo-Seok Yang*, Dae-Sung Lee**

Key Words: Turbopump (터보펌프), Inducer (인듀서), Cavitation (캐비테이션), Hydraulic Performance (수력성능)

ABSTRACT

The turbopump inducer cavitation is very important for the success of a liquid rocket engine. In this study, the performance test and cavitation performance test were carried out at various rotational speeds with two inducers of different diameter. The rotational speed was varied by 4000, 6000, and 8000 rpm, and the size effect was tested for the normal inducer and twice-enlarged one. The hydraulic performance results showed that the similarity was satisfied over the entire test range of the present study. The blade thickness effect was examined and showed that the increased blade thickness resulted in decreased efficiency and worse cavitation performance for the large tip clearance. The cavitation performance test results showed that the breakdown NPSH increased as the flow coefficient, and was not affected by the rotational speed.

1. 서 론

액체로켓에서는 연료와 산화제를 연소실에 공급하기 위하여 터보펌프를 사용한다. 터보펌프는 터빈과 펌프가 일체형으로 되어 있으며 가스발생기에서 발생시킨 연소가스로 터빈을 구동하며 터빈이 펌프를 돌리는 형태로 되어있다. 여기에 사용되는 펌프는 고양정과 대유량이 특징이며 이에 따라 임펠러에서는 높은 원주속도로 인하여 공동화 현상이 매우 쉽게 일어나게 되며 이를 방지하기 위하여 주 임펠러 전방에 인듀서를 장착함으로써 정압상승을 통한 공동화 현상의 발생이 최대한 억제되도록 한다. 액체로켓의 경우 터보펌프에

서 발생하는 공동화 현상으로 인하여 진동발생 및 구조적인 문제를 초래하기도 하며 토출압력의 불안정으로 인한 연소불안정까지 야기한다^{(1)~(3)}.

터보펌프의 인듀서에 관한 연구는 1950년대 후반부터 시작되어서 로켓의 개발과 더불어 계속되어 왔으나 이론적 또는 해석적 접근이 어렵고 그 형상과 구조에 따라 그 특성이 매우 큰 차이를 보이며 액체로켓의 성패 여부를 좌우하기 때문에 시험적 연구위주로 진행되어 왔다⁽⁴⁾. 일본의 경우 H-II 로켓 등을 개발하면서 인듀서에 대한 흡입성능^{(5),(6)}, 캐비테이션에 의한 진동⁽⁷⁾ 등에 대한 많은 시험적 연구를 수행하였으며 많은 데이터 축적을 통하여 성공적인 로켓엔진 개발에 기여하였다.

최근 들어 국내에서도 터보펌프 개발에 대한 노력의 일환으로 터보펌프용 인듀서 캐비테이션 성능시험 및 수치 해석적 연구가 진행되고 있다^{(8)~(10)}. 그러나 터보

* 한국항공우주연구원 터보기계연구그룹

** 한국항공우주연구원 추진기관연구부

E-mail : dksohn@kari.re.kr

펌프 개발을 위해서는 지속적인 연구를 통하여 성능 평가와 설계에 필요한 자료를 구축하는 것이 필수적이다.

본 연구에서는 직경과 회전속도를 변화시켜 가면서 터보펌프 인두서의 흡입성능변화에 미치는 영향을 알아보았다. 직경은 설계된 크기와 그 두배 크기에 대하여 시험을 수행하였고 회전수는 4000, 6000, 8000 rpm 3가지로 변화해 가면서 시험을 수행하였다. 결과는 수력성능과 흡입성능을 나타내었으며 가시화 결과도 함께 나타내었다.

2. 시험기 구성

성능시험기는 크게 구동부, 시험부, 배관부 및 물저장 탱크와 제어계측부로 구성되며 Fig. 1에 나타난 기본 개념도와 같다.

시험기는 폐쇄형으로 전기모터를 이용하여 시험대상 펌프를 구동하도록 되어 있다. 전기모터는 BLDC모터로 10,000 RPM까지 회전속도를 연속적으로 조절할수 있고 출력은 30 kW이다. 펌프의 축동력을 측정하기 위하여 설치한 토크미터는 20 Nm까지 측정 가능하며 0.1 %의 정밀도를 가지며 비접촉식이다.

본 연구는 터보펌프중 산화제 펌프의 인두서에 대해서 연구를 수행하였으며, Table 1은 액체산소 (LOX : Liquid Oxygen)를 사용하는 실제모델에서 각종 설계 사양을 나타내었다. Fig. 2에서는 시험부의 상세도를 나타내었다. 정체실에서 측정한 압력이 차압측정시의 기준압이 되며, 압력분포를 나타낼 때 P09위치는 입구 기준압이 된다. 인두서 출구에서 콜렉터까지는 지나친

Table 1 Design parameters of the inducer

Liquid density	kg/m ³	1,110
Inlet tip radius	mm	49
Flow rate	m ³ /s	0.0229
Pressure rise	Pa	460,000
Required power	W	14,200
Rotational speed	rpm	50,000

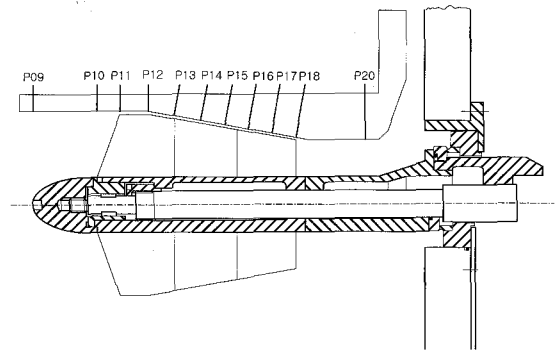


Fig. 2 Test section detailed drawing with pressure measurement positions

면적 변화에 따른 유동의 재순환을 방지하기 위해서 유동 단면적이 일정하게 유지되도록 설계하였다. 콜렉터에서는 원주 방향으로 균일한 압력분포를 유지시키기 위해 동압이 전압의 2 % 이하가 되도록 설계하였고, 출구 배관도 90도 간격으로 4개소에 설치하였다.

본 시험기는 0.9톤 용량의 탱크에 저장된 물을 순환하여 사용하며 진공 펌프 및 압축공기를 이용하여 탱크 상부를 차지하는 공기의 압력을 변화시켜 전체 배관내 물의 압력을 조절한다. 본 시험기의 압력조절 범위는 진공에서 8기압까지 가능하다.

탱크에서 공급된 물은 압력조절밸브와 필터를 거쳐 유량계를 통과한다. 유량이 측정된 후 물은 안정실로 들어가서 유질이 정류된 후 벨마우스를 거쳐 시험부로 유입된다. 100 μm의 입자가 통과할 수 있는 크기를 가지는 필터를 유량계 전방에 설치하였고, 유량 측정에는 터빈 유량계가 사용되었으며 최대 270 m³/hr의 용량을 가진다. 시험기의 유량은 시험기의 배관에 설치되어 있는 Control valve의 개폐정도를 이용하여 유량을 일정하게 유지시켰다.

시험부를 나온 물은 flexible tube를 지나서 부스터 펌프로 들어가거나 부스터 펌프를 지나지 않고 배압조절밸브를 거친 후 열교환기를 지나 탱크로 다시 유입

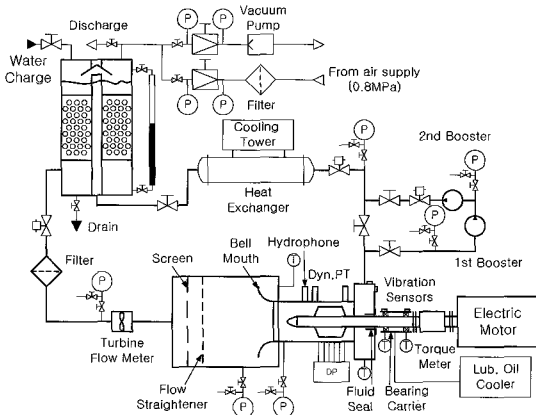


Fig. 1 Schematic diagram of the turbopump inducer cavitation test facility

된다. 양정이 매우 작은 인듀서의 경우 관로 손실에 의하여 운용 유량범위에 제약이 있으므로 이를 방지하기 위하여 부스터 펌프를 설치하였다.

각종 펌프 및 배관의 손실에 의하여 온도가 상승되므로 탱크 직전에 수냉식 열교환기를 설치하여 시험중의 온도상승 효과를 배제하였다. 셀-튜브방식의 열교환기를 역류형 (counter flow)으로 설치하였으며 이 열교환기는 30,400 Kcal/hr의 용량을 가진다.

3. 시험결과 및 고찰

본 연구에 사용된 모델 인듀서의 제원을 Table 2에 나타내었다. 여기서 t/D 는 날개 두께와 입구직경의 비, h/D 는 팁 간극과 입구직경 비, scale은 설계 모델과 시험모델의 형상비를 나타낸다. Model 2를 중심으로 시험을 수행하였으며 Model 1과 Model 3에 대해서는 비교를 위한 몇가지 조건에서만 시험을 수행하였다.

Fig. 3에는 수력성능시험결과를 나타내었다. 압력상승결과를 보면 크기와 회전수의 변화에 대하여 거의 차이를 보이지 않고 잘 일치하여 상사성이 잘 맞고 있음을 보여주고 있다. 또한 Brennen⁽¹⁾의 손실이 없는 경우에 대한 성능식도 같이 나타내었는데 잘 일치하고 있다. 그러나 Fig. 3(b)에 나타난 효율 결과를 보면 다

소 차이를 보이고 있다. 날개의 두께가 두꺼워 지면서 효율이 향상 되는 결과를 보이고 있는데 이는 팁 간격이 커서 이를 통한 유동이 날개가 두꺼워 줄어들기 때문인 것으로 볼 수 있다. 인듀서의 크기가 줄어들면서 효율도 급격히 감소하는 결과를 보이고 있다. 크기가 작은 인듀서의 경우 압력상승도 매우 작고 구동 토크도 매우 작아져서 측정의 오차도 상당히 커지게 되므로 신뢰성이 떨어지는 결과이기도 하지만 캐비테이션 성능 시험 결과에서 볼 수 있듯이 크기가 작아지면서도 캐비테이션 성능이 향상되지 않는 것으로 볼 때 효율이 감소하는 것은 인듀서 전방에서 발생하는 역류의 크기가 형상비에 따라 줄어들지 않기 때문인 것으로 보여진다. 인듀서 전방에서 발생하는 역류의 거동에 대해서는 상세한 연구가 지속적으로 이루어져야 한다. 그리고 최대 효율점이 설계점과 일치하지 않는 것을 볼 수 있다. 이것은 최초 설계시에 팁 간극 비를 일반적으로 많이 사용되는 0.01에 맞추었으나 흡입성능이 좋지 않아서 흡입성능을 향상시키기 위하여 0.03으로 증가시키면서 최대효율점이 이동하였다. 그리고 일반적으로 터보펌프에서는 인듀서의 최대효율점이 아니라 임펠러의 최대효율점에서 작동하게되며 인듀서에서 수두상승은 약 5%정도 이므로 전체적으로 보았을 때는 임펠러의 최대효율점이 전체 터보펌프의 최대효율점이 된다.

캐비테이션 성능 시험결과를 Fig. 4에 나타내었다. (a)와 (b)는 날개 두께는 2배로 변하고 회전수는 일정한 상태에서 시험한 결과이다. 날개 두께가 얇은 경우에는 압력강하도 급격히 일어나고 임계 NPSH가 작게 나타난다. 임계 NPSH의 경우 약 2.5배 정도의 차이를

Table 2 Description of the test model inducers

	t/D	h/D	Scale
Model 1	0.015	0.03	2
Model 2	0.03	0.03	2
Model 3	0.03	0.03	1

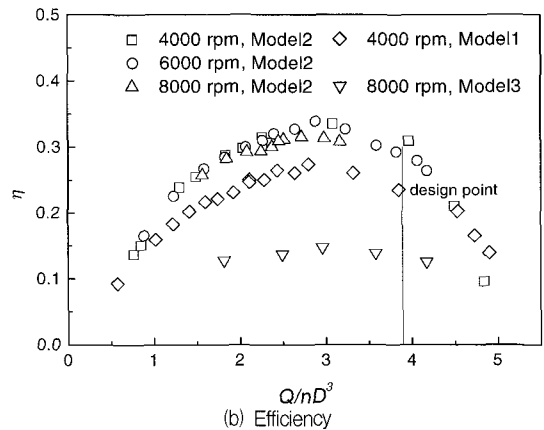
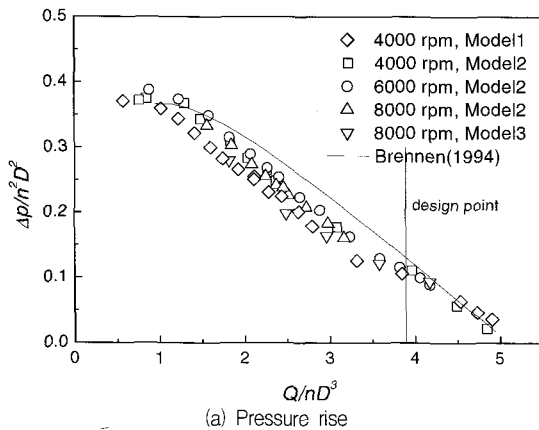


Fig. 3 Hydraulic performance of the test inducer

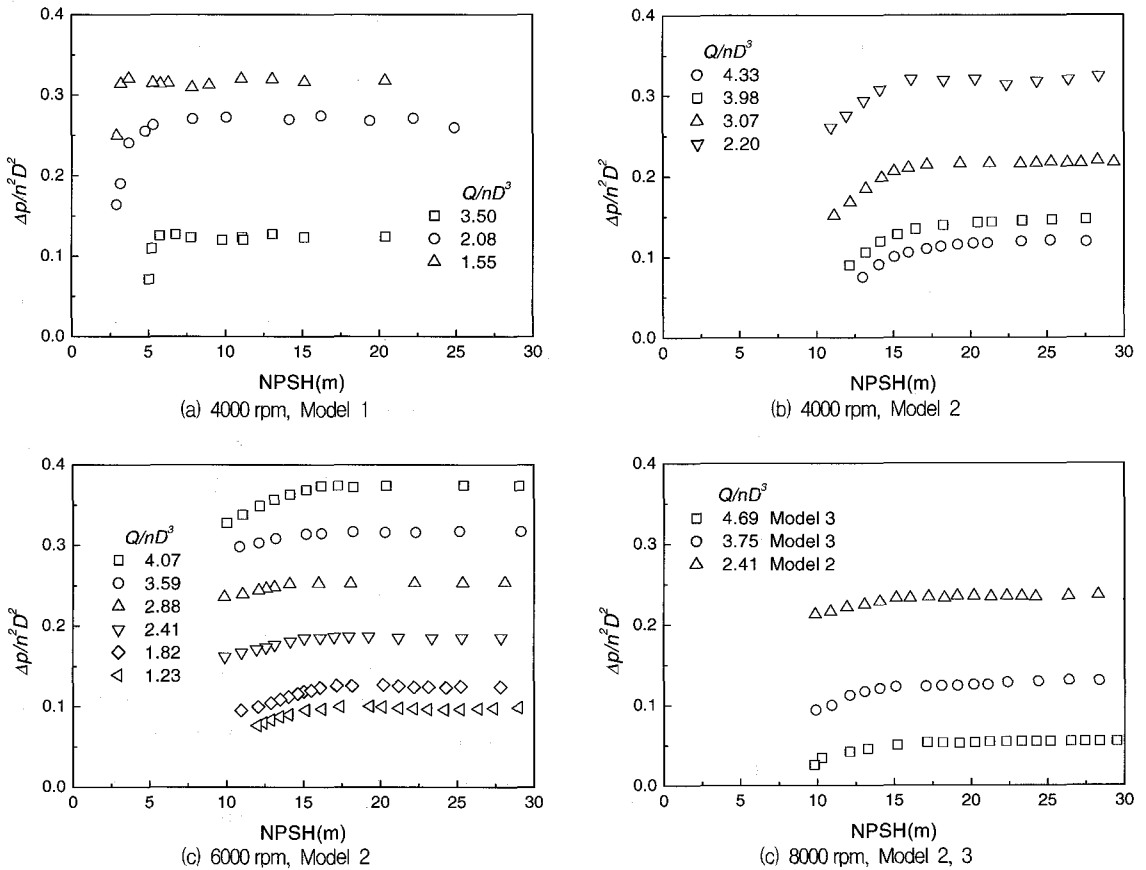


Fig. 4 Cavitation performances of the test model inducer

보이고 있다. 날개 두께가 흡입성능에 미치는 영향이 매우 크다는 것을 알 수 있다. 날개두께가 두꺼울 때에는 날개 선단의 각도를 줄여줌으로써 흡입성능을 향상시킬 수 있으며 이에 대한 연구를 추후 수행할 계획이다. (d)의 그림에서는 크기의 영향을 알아 볼 수 있는데 크기에 의하여 흡입성능이 달라지지 않고 있다. 일반적으로 크기가 작아질 경우 팁 속도가 감소하여 흡입성능이 향상되는 것으로 알려져 있지만 본 연구 결과에서는 변화가 없는 것으로 나타났다. 캐비테이션 현상은 인두서 전방에 형성되는 역류에 의하여 매우 큰 영향을 받게 되며 흡입성능의 향상이 없는 것은 이러한 영향인 것으로 보여진다. 인두서 전방의 역류의 거동은 인두서 형상 외에도 입구 유로의 구성에도 영향을 받는 것으로 알려져 있으며 따라서 시험기 설계 시나 혹은 실제 터보펌프의 설치시에 이에 대한 고려가 이루어져야 한다. 8000 rpm에서 시험결과가 많지 않은 것은 인두서 전방 역류와 캐비테이션이 복합적으

로 작용하여 시험기 축계의 고유진동수가 아닌 회전수에서 저주파 진동을 발생시켜 축계가 매우 심하게 흔들려 시험을 수행할 수 없었기 때문이다. 이와 같은 현상은 실제 로켓에 터보펌프를 장착했을 경우에도 관측되고 있는 것으로 설계시에 유의해야 할 점이다. (b), (c), (d)를 비교해 보면 회전수의 변화에 대한 흡입성능 변화를 알아볼 수 있다. 회전수의 변화는 팁 속도의 변화를 의미하므로 회전수가 증가하면 흡입성능이 감소하며 흡입 양정도 펌프 양정과 유사하게 회전수의 제공에 비례하는 성질을 가진다고 알려져 있다. 그러나 본 연구의 결과에서는 회전수의 변화에 의한 흡입성능의 변화는 매우 작은 것으로 나타났으며 그 경향도 일정하지 않았다. 이러한 결과에 대한 추가적인 분석이 뒤따라야 할 것이다.

Fig. 5에는 유량계수의 변화에 따른 임계 NPSH의 변화를 각 회전수에 따라서 정리하였다. 임계 NPSH는 캐비테이션 성능 시험결과를 감쇠현상을 모사하는데

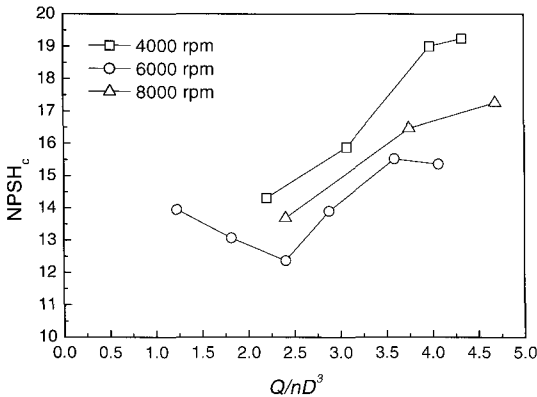
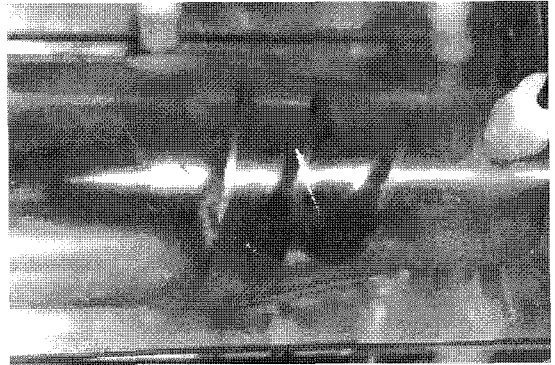


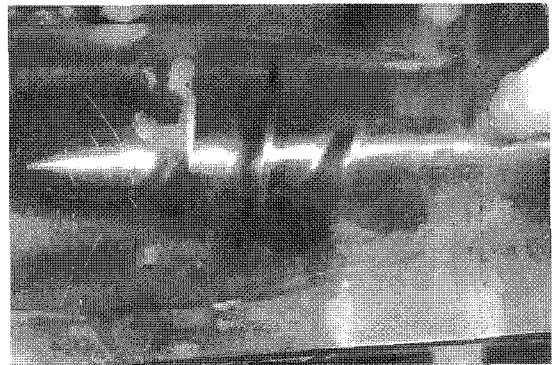
Fig. 5 The behavior of critical NPSH vs. flow coefficient

사용하는 sigmoidal 근사식 가운데 Boltzmann식을 써서 근사하였으며 초기 조건으로부터 3% 수두 강하가 발생하는 점을 임계 NPSH로 정의하여 산출하였다. 전반적으로 유량계수가 증가함에 따라서 임계 NPSH가 증가 하는 경향을 보이며 6000 rpm에서는 유량계수 2.5에서 최소점을 보이고 있다. 본 연구 결과에서 임계 NPSH를 판별하기에는 다른 회전수에서의 결과가 부족하여 어려움이 있다. 일반적으로 최소 임계 NPSH점은 최대 효율점과 일치한다고 보고 있으며 각 펌프의 고유한 특성이 된다. 그러나 실제로는 최소 임계 NPSH점은 다르게 나타나는 경우가 더 많다. 본 연구 결과에서 회전수에 대한 변화는 매우 작으며 경향을 알아보기 힘들다.

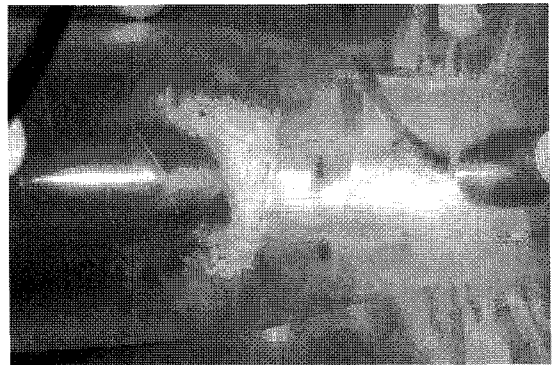
캐비테이션 상황에서 스트로보스코프 및 고속 카메라를 써서 가시화를 수행하였으며 그 일부 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 캐비테이션 breakdown에 해당하는 Fig. 6(a) 그림에서는 팁에서 발생한 캐비테이션 방울이 형성된 후 날개면을 타고 하류로 진행하면서 압력 상승에 의하여 점차 소멸되는 것을 볼 수 있다. 이 경우에는 인듀서 전방에 형성되는 역류의 존재가 확인되지 않는다. Fig. 6(b) 그림은 캐비테이션이 점점 심화되고 있는 상황으로 캐비테이션 방울이 날개 팁 외에도 날개 전연에서 전반적으로 발생하고 있으며 날개 전연과 날개 중간부가 겹치는 부분에서 새롭게 방울이 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 인듀서 전방에 형성된 역류에 의하여 팁에서 발생된 방울은 상류로 이동하며 전연에서 발생한 방울은 그대로 날개 면을 타고 하류로 이동한다. Fig. 6(c) 그림은 캐비테이션이 매우 심한 경우를 나타낸 것으로 역류는 상당히 줄어들었지만 2차로 발생한 방울이 매우 발달되고 있는 것을 볼 수 있다.



(a) NPSH=15 m



(b) NPSH=12 m



(c) NPSH=10 m

Fig. 6 Photograph of the cavitating flows from model 3 tested at 8000 rpm

4. 결론

본 연구에서는 직경과 회전속도, 날개두께를 변화시켜가면서 터보펌프 인듀서의 흡입성능변화에 미치는 영향을 알아보았다. 직경은 설계된 크기와 그 두배 크기에

대하여 시험을 수행하였고 날개 두께는 설계 형상비와 그 절반에 대하여, 회전수는 4000, 6000, 8000 rpm 3가지로 변화해 가면서 시험을 수행하였다. 결과를 요약해 보면 다음과 같다.

- (1) 수력성능 결과는 상사성이 잘 이루어져 회전수나 크기에 관계없이 양정계수는 하나의 곡선위에 잘 일치하는 결과를 보였다.
- (2) 팁 간극이 큰 경우 날개 두께가 두꺼워지면 효율은 증가하지만 흡입성능은 감소한다.
- (3) 본 연구의 결과에서 흡입성능은 회전수나 크기에 영향을 받지 않았다.

참고문헌

- (1) Brennen, C. E., 1994, Hydrodynamics of Pumps, Concepts ETI, Inc. and Oxford University Press.
- (2) Huzel, D. K. and Huang, D. H., 1992, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA Press.
- (3) Jakobsen, J. K., 1971, Rocket Engine Turbopump Inducers, NASA SP-8052.
- (5) Lakshminarayana, B., 1982, "Fluid Dynamics of Inducers-A Review," Journal of Fluids Engineering, ASME Trans., Vol. 104, pp. 411~427.
- (4) Kamijo, K., Yoshida, M. and Tsujimoto, Y., 1993, "Hydraulic and Mechanical Performance of LE-7 LOX Pump Inducer," Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 6, pp. 819~826.
- (5) Yamada, H., Kamijyo, K., Watanabe, M., Hirata, K., 1982, Suction Performance of LOX/LH₂ Inducers for a Rocket Engine, National Aerospace Laboratory, NAL Rept., TR-716.
- (6) Shimura, T., Kamijo, K., 1994, "Cavitation-Induced Flow Vibration of Liquid Oxygen Pumps for Rockets," 일본기계학회논문집 (B편), Vol. 54, No. 503, pp. 1655~1660.
- (8) 최창호, 이기수, 김진한, 양수석, 2001, "터보펌프 인듀서의 수치해석을 통한 성능예측," 대한기계학회 2001년도 춘계학술대회 논문집 E, pp. 625~630.
- (9) 심창열, 강신형, 2001, "터보펌프 인듀서의 내부 유동 해석," 대한기계학회 2001년도 춘계학술대회 논문집 E, pp. 631~636.
- (10) 손동기, 김춘택, 윤민수, 차봉준, 김진한, 양수석, 2001, "터보펌프 Cavitation 성능시험기 개발 및 성능시험에 관한 연구," 대한기계학회 2001년도 춘계학술대회 논문집 E, pp. 619~624.