

터보펌프 인듀서에 대한 수치해석적 연구

노준구^{*1}, 최창호², 홍순삼¹, 김진한¹

NUMERICAL STUDY ON THE TURBOPUMP INDUCER

J.-G. Noh^{*1}, C.-H. Choi², S.-S. Hong¹ and J. Kim¹

The present study focuses on the flow analysis of a turbopump inducer by performing both numerical and experimental methods. The head rise, efficiency and detailed flow fields such as outlet flow angles, pressure and velocity vectors are measured and compared with the computational data. Generally a good agreement is obtained between numerical and experimental results. However, some discrepancies are observed due to complex flow structures inside the inducer. Future calculations with an advanced turbulence model and a dense computational grid needs to be performed to obtain accurate numerical solution for the detailed flow fields.

Key Words: 액체로켓엔진(Liquid-Propellant Rocket Engine), 터보펌프(Turbopump), 인듀서(Inducer), 전산유체역학(CFD)

Nomenclature

A	면적(area), m^2	β	블레이드 각도(blade angle), deg
C	절대속도(absolute velocity), m/s	β	상대유동각(relative flow angle), deg
C_p	정압력계수(static pressure coefficient), $2(P - P_{T1}) / (\rho U_{i1}^2)$	η	효율(efficiency), $\dot{m} (P_{T2} - P_{T1}) / (\rho \omega T)$
C_{P_t}	전압력계수(total pressure coefficient), $2(P_T - P_{T1}) / (\rho U_{i1}^2)$	ρ	밀도(density), kg/m^3
i	받음각(incidence angle), deg	ϕ	유량계수(flow coefficient), $\dot{m} / (\rho A_1 U_{i1})$
L	인듀서 축방향 길이(inducer axial length), mm	ψ	양정계수(head coefficient), $2(P_{T2} - P_{T1}) / (\rho U_{i1})$
P	정압력(static pressure), Pa	ω	각속도(angular velocity), rad/s
P_T	전압력(total pressure), Pa	\dot{m}	질량유량(mass flow rate), kg/s
q	체적변수(volumetric parameter), $\tan \beta_v / \tan \beta_h$	첨자(Subscripts)	
r	반경(radius), m	1	인듀서 입구(inducer inlet)
r^*	무차원 반경(dimensionless radius), $(r - r_h) / (r_s - r_h)$	2	인듀서 출구(inducer outlet)
T	토크(torque), $N \cdot m$	b	블레이드(blade)
U	접선속도(tangential velocity), m/s	h	허브(hub)
z	축방향 거리(axial distance), mm	s	쉬라우드(shroud)
		t	익단(blade tip)
		z	축방향(axial direction)

1. 서론

큰 추력과 긴 연소시간을 갖는 액체로켓엔진에는 일반적으로 터보펌프가 사용된다. 터보펌프는 탱크에 저장된 저압의 추진제를 높은 압력으로 가압하여 연소실에 공급하는 장치이

접수일: 2005년 9월 22일, 심사완료일: 2006년 3월 8일.

1 비회원, 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

2 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

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

다. 고성능의 액체로켓엔진을 얻기 위해서 연소실 압력을 높게 유지해야하기 때문에 추진제를 고압으로 공급할 수 있는 터보펌프는 액체로켓에서 매우 중요한 요소이다.

터보펌프는 일반적인 펌프에 비해 소형, 경량이면서 높은 압력을 발생시켜야하므로 고속으로 작동하게 된다. 이와 같은 높은 회전수로 인해 임펠러 익단(tip)의 속도가 빨라지는 경우 작동유체가 기화되는 캐비테이션(cavitation) 현상이 발생하여 추진제의 공급압력이 불안정해지고 진동을 동반한 구조적인 문제를 야기할 수 있다. 인듀서는 이러한 문제를 해결하기 위해 임펠러의 전방에 장착하는 터보펌프의 주요 구성요소로 임펠러의 캐비테이션을 방지하여 낮은 입구압력으로도 펌프가 작동할 수 있게 된다.

일반적으로 인듀서는 익단와류(tip vortex flow)와 블레이드를 따라 어느 정도 캐비테이션이 발생한 상태에서 작동되므로 인듀서의 입구에서 발생한 기포가 출구 쪽으로 전파되지 않도록 큰 현질비(solidity)를 갖는다. 일반적으로 인듀서의 양정은 터보펌프 전체 양정의 10% 이내가 되도록 설계한다.

블레이드가 허브를 360° 이상 휘감고 있는 큰 현질비로 인해 인듀서 내부에는 점성이 강한 복잡한 난류유동장이 형성되며 캐비테이션 예측에 대한 수치해석적 접근의 어려움으로 인해 인듀서에 대한 연구는 주로 실험적으로 이루어져왔으나 [14] 최근 들어 전산기기의 발달과 캐비테이션 예측의 수학적 모델이 정립되기 시작하면서 많은 수치해석적인 연구가 진행되고 있다[5-7].

본 논문은 유량에 따른 인듀서의 성능변화를 수치해석적으로 예측하여 그 결과를 실험을 통해 얻은 값과 비교분석한 것으로 수치해석에서 캐비테이션에 의한 성능변화는 고려되지 않았다.

2. 인듀서 설계 및 성능실험

본 연구에 사용된 인듀서는 매우 큰 현질비를 가지고 있으며 날개형상은 일반적으로 사용되는 $r \cdot \tan \beta_b = const.$ 를 이용하여 생성하였다. Table. 1에 인듀서의 주요설계변수를 정리하였다.

Table. 1 Design characteristics of the inducer

Parameter	Value	
Design flow coefficient (ϕ)	0.073	
Blade number	2	
Rotational speed	5,000~6,000 RPM	
Solidity at tip	2.8	
Blade tip angle	Inlet (β_{in})	7.9°
	Outlet (β_{out})	14.1°
Tip clearance	1 mm	

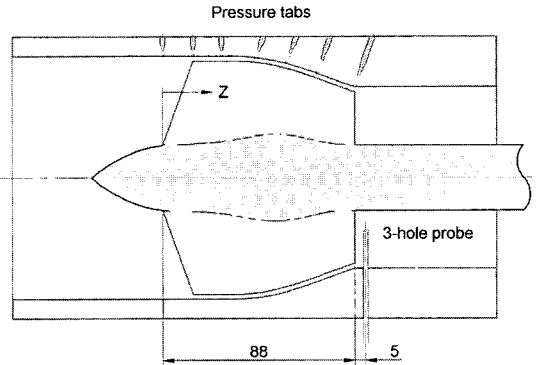


Fig. 1 Locations of pressure tabs and the 3-hole probe

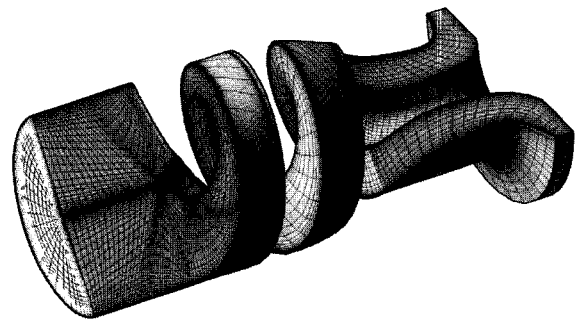


Fig. 2 Computational grid for the inducer

인듀서의 성능시험은 상온의 물을 작동유체로 6,000 RPM에서 이루어졌으며 쉬라우드 케이싱의 압력측정구와 인듀서 출구에 위치한 3공 프로브(3-hole probe)를 이용해 실험값을 측정하였다. 쉬라우드에 위치한 7개의 압력측정구는 인듀서 앞진(z=0 mm)부터 뒷진(z=88 mm)까지 분포되어 케이싱 면에 작용하는 정압력을 측정하고 반경방향으로 움직임이 가능한 3공 프로브를 통해 인듀서 출구의 유동각, 전압력, 정압력을 측정하였다. Fig. 1은 측정센서의 위치를 나타낸 것으로 압력측정구는 쉬라우드 면에 수직인 방향으로 뚫려있고 3공 프로브는 인듀서 뒷진의 후방 5 mm에 위치한다.

3. 수치해석

인듀서의 유동해석에 상용 3D RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) 해석기인 FINE™/Turbo를 이용하였다. 내부유로의 비틀림이 큰 인듀서의 형상으로 인해 격자의 벽면밀착 정도에 제한이 있어 표준 k-ε 모델을 사용하였으며 벽면에서 첫 번째 격자점까지의 거리는 y+의 값이 10-50 정도가 되도록 하였다.

계산영역은 입구벌브(bulb), 블레이드 통로(blade passage), 익단간극(tip clearance), 뒷진 후방을 담당하는 4개의 격자블록

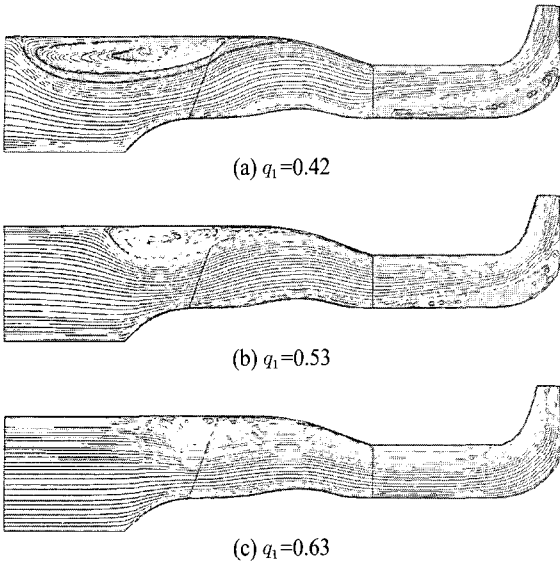


Fig. 3 Streamline distributions with different values of q_1

으로 이루어져 있다. 격자점의 수에 따른 해의 변화를 알아보기 위해 격자점이 23만개, 33만개, 44만개인 경우에 대한 유동해석을 수행하여 쉬라우드의 압력을 실험치와 비교한 결과 격자점 수가 33만개 이상이면 거의 같은 해를 보여 줌을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 격자점 수를 33만개로 하여 계산을 수행하였다. Fig. 2는 계산에 사용된 인두서의 전체 격자계로 입구의 경계면은 인두서 앞전 전방으로 직경의 1.5배를 떨어뜨렸고 출구 경계면은 인두서 후방 원형 디퓨저 출구 부분에 위치시켰다. 비압축성 유동이므로 입구 경계면에 속도, 출구 경계면에 정압 조건을 주었는데 해당 위치에서 측정 한 실험 결과가 없기 때문에 균일한 값으로 가정하였다.

4. 계산결과 및 고찰

실험과 동일한 6,000 RPM 조건에서 유량을 달리하여 계산을 수행하였으며 Table 2에 각 계산점의 유량계수 및 이와 관련된 중요한 설계변수인 앞전 익단 유동각, 받음각, 체적변수,

Table. 2 Computational condition and related design parameters

ϕ	β_{t1} (deg)	i_t (deg)	q_1	i_t/β_{t1}
0.058	3.3	4.56	0.42	0.58
0.065	3.7	4.16	0.47	0.53
0.074	4.2	3.65	0.53	0.46
0.079	4.5	3.37	0.57	0.43
0.087	5.0	2.87	0.63	0.37
0.096	5.5	2.38	0.69	0.30
0.105	6.0	1.84	0.76	0.23

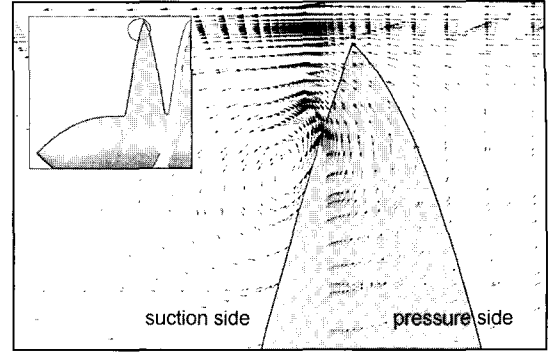


Fig. 4 Vortex at the inducer leading edge

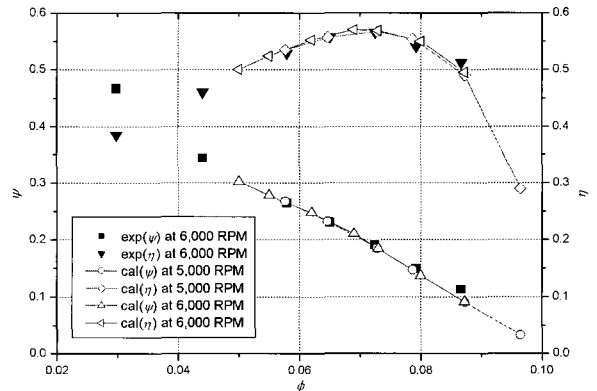


Fig. 5 Characteristics curves of the inducer

무차원입사각(i_t/β_{t1})을 정리하였다. 체적변수는 받음각이 앞전 익단의 역류(black flow)에 미치는 영향을 나타내는 지표로서 작은 값을 가질수록 앞전 익단의 역류가 심해짐을 의미한다. 따라서 체적변수는 0.5보다 큰 값을 갖도록 설계하는 것이 권장된다[8]. 무차원 입사각은 일반적으로 0.35에서 0.5 사이의 값을 갖도록 설계되며 평균값인 0.425가 권장된다[9]. Table. 2의 중요 설계변수들은 인두서 입구에 역류나 경계층이 없는 이상적인 조건에서 구한 값이다.

Fig. 3에 회전방향으로 평균된 유선의 분포를 나타내었는데 체적변수의 값이 작아질수록 앞전의 역류 영역이 넓어짐을 알 수 있다. 역류가 심해지면 익단에서 발생한 기포가 유동을 따라 전방으로 확산되어 인두서의 수력성능을 떨어뜨리고 진동을 유발한다고 알려져 있다[10].

Fig. 4는 유량계수가 0.074일 때 인두서 앞전에서 생성되는 와류를 보여주는 것으로 인두서 입구의 유동이 양의 받음각을 갖기 때문에 블레이드의 흡입면에 와류가 존재한다. 인두서 앞전 익단에서 생성되는 이러한 와류를 따라 유속이 가속되어 압력이 떨어지기 때문에 이 부근의 캐비테이션이 심화된다.

Fig. 5는 수치해석으로 예측한 인두서의 성능곡선을 실험 값과 비교한 것으로 회전수에 따른 상사성을 확인하기 위해

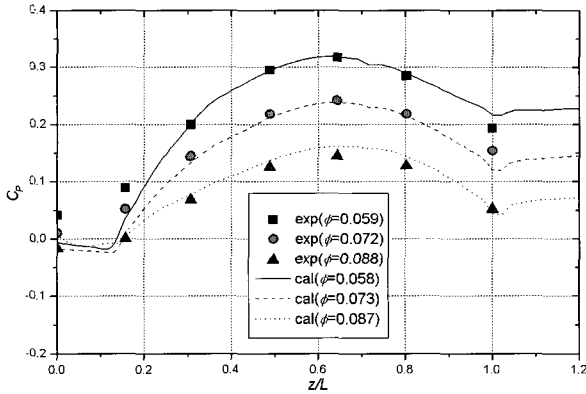


Fig. 6 Static pressure distribution on the shroud surface

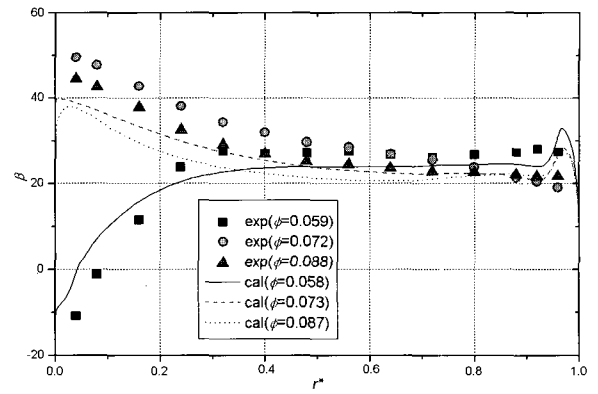
5,000 RPM 조건에서 계산한 결과도 함께 나타내었다. 양정계수는 고유량영역에서 계산값이 실험값에 비해 낮게 예측되었고 효율은 계산값이 실험값보다 전반적으로 약간 높게 예측되었지만 전체적인 경향을 살펴보면 계산결과와 실험결과는 잘 일치함을 알 수 있다. 또한 5,000 RPM과 6,000 RPM의 계산결과를 비교했을 때 회전수의 변화에 대한 상사법칙이 잘 성립함을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 쉬라우드 표면의 정압력계수 분포를 나타낸 것이다. 계산값과 실험값이 전체적으로 잘 일치하지만 유량이 낮아질수록 입구부분의 계산값이 실험값과 상당한 차이를 보인다. 이는 저유량에서 넓어지는 역류 영역이 입구 경계면 부근까지 도달하여 단일값으로 고정된 경계조건에 영향을 받기 때문이다. 유량이 높은 경우 계산의 정확도에 부정적인 영향을 미치는 역류 영역이 크게 줄어들기 때문에 입구부분의 계산값과 실험값의 차이가 두드러지지 않음을 확인할 수 있다.

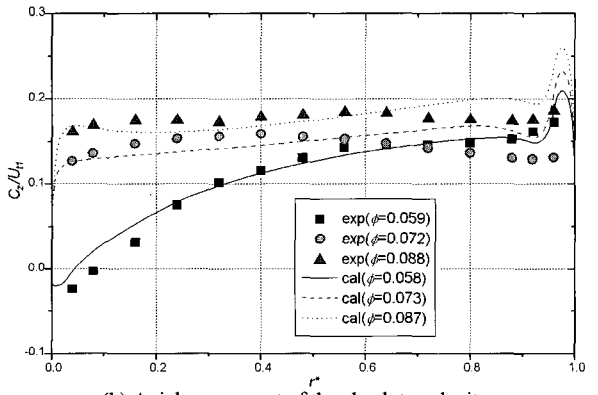
Fig. 7은 인두서의 출구유동에 대한 계산과 실험 결과를 비교하여 정리한 것이다. 유량이 적을 때 디퓨저 허브에서 발생하는 박리의 영향으로 인두서 출구 허브 근처의 유동각과 축방향 속도성분이 급격히 감소하는 현상을 비롯한 전체적인 경향은 비슷하지만 고유량 영역에서는 계산값과 실험값의 차이가 크게 벌어진다. 서론에서 언급한 바와 같이 인두서 내부에는 매우 복잡한 난류유동이 형성되므로 간단한 난류모델과 일반적인 수준의 조밀한 격자로는 유동장의 정확한 묘사에 한계가 있는 것으로 보인다. 따라서 차후 인두서의 내부 유동장에 대한 수치해석의 정확도를 높이기 위해 진보된 난류모델과 충분히 조밀한 격자가 필요할 것으로 판단된다.

5. 결 론

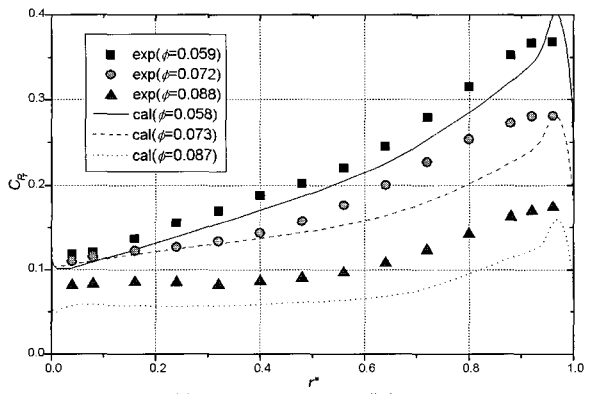
터보펌프 인두서의 전체성능과 내부 유동장에 대한 수치해석적인 분석이 이루어졌으며 그 결과를 실험값과 비교하여 다음과 같은 결론을 얻었다.



(a) Relative flow angle



(b) Axial component of the absolute velocity



(c) Total pressure coefficient

Fig. 7 Flow parameters at the inducer exit

- (1) 쉬라우드 표면의 압력분포에 대한 계산값은 실험값과 잘 일치하나 저유량 조건에서는 강한 역류의 영향으로 인두서 입구부의 계산값이 부정확해짐을 알 수 있었다.
- (2) 인두서 출구유동에 대한 계산값은 실험값과 전반적으로 비슷한 경향을 나타내지만 고유량 조건에서는 값의 차이가 크게 벌어졌다. 이는 단순한 난류모델과 조밀하지 못

한 격자에 기인하는 것으로 차후 인듀서 내부 유동을 정확히 모사하기 위해 진보된 난류모델과 조밀한 격자를 사용해야할 것으로 판단된다.

- (3) 앞서 설명한 바와 같이 인듀서 내부 유동장이 다소 부정확하게 예측됨에도 불구하고 인듀서의 성능곡선을 비교한 결과 계산값과 실험값이 전체적으로 잘 일치하였다.

본 연구를 통해 수치해석적인 방법으로 인듀서의 성능을 정확히 예측하는 것이 가능하다는 것을 확인하였으며 이를 바탕으로 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 액체로켓엔진용 터보펌프의 설계과정에 유동해석이 적극적으로 활용될 것이다.

참고문헌

- [1] Hashimoto, T., Yoshida, M., Watanabe, M., Kamijo, K. and Tsusimoto, Y., 1997, "Experimental Study on Rotating Cavitation of Rocket Propellant Pump Inducers," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.13, No.4, p.488-494.
- [2] Yoshida, Y., Tsujimoto, Y., Kataoka, D., Horiguchi, H. and Wahl, F., 2001, "Effect of Alternate Leading Edge Cutback on Unsteady Cavitation in 4-Bladed Inducers," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.123, No.4, p.762-770.
- [3] 김진선, 홍순삼, 최창호, 김진한, 2004, "터보펌프 인듀서의 흡입성능에 관한 실험적 연구," *한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집 (II)*, p.911-914.
- [4] Soon-Sam Hong, Jin-Sun Kim, Chan-Ho Choi and Jinhan Kim, 2006, "Effect of Tip Clearance on the Cavitation Performance of a Turbopump Inducer," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.22, No.1, p.174-179.
- [5] Arnone, A., Boncinelli, P., Capuani, A., Spano, E. and Rebattet, C., 2001, "Arian 5 TPLOX Inducer Design Strategies to Enhance Cavitating Performance," *Proceedings of the 4th International Symposium on Cavitation, Pasadena, California*.
- [6] Yamanishi, N., Kato, C., Tsujimoto, Y. and Yoshida, Y., 2002, "LES Analysis of a Rocket Turbopump Inducer at Design and Off-Design Conditions (Comparison of Head-Flow Characteristics)," *Proceedings of the 5th JSME-KSME Fluids Engineering Conference, Nagoya, Japan*.
- [7] Delgosha, O.C., Morel, P., Patella, R.F. and Rebould, J.L., 2002, "Numerical Simulation of Turbopump Inducer Cavitation Behavior," *Proceedings of the 9th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, Honolulu, Hawaii*.
- [8] Bonhomme, C., Rebattet, C. and Wegner, M., 2002, "Inducer Design Criteria," *Proceedings of the 9th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, Honolulu, Hawaii*.
- [9] Jakobsen, J.K., 1971, "Liquid Rocket Engine Turbopump Inducers," *NASA SP-8052*
- [10] 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, p.819-826.