

## 수치 유동 해석을 이용한 터보펌프용 인듀서의 성능 향상에 대한 연구

이경훈\* · 김경호\* · 김영수\* · 유유철\*

### Study on the performance improvement of turbopump inducer by numerical flow analysis

Kyoung-Hoon Lee\*, Kyung-Ho Kim\*, Young-Soo Kim\*, Yoo-Cheol Woo\*

Key Words: Inducer(인듀서), Cavitation(공동), Hydraulic Performance(수력 성능), Turbopump(터보펌프)

#### ABSTRACT

Hydraulic performance of LCH<sub>4</sub> fuel inducer in turbopump system was predicted by 3-D Navier-stokes calculation. The inducer was designed initially using 1-D method. Different parameters with blade angle and flow coefficient were set from the initial design one, and computation was fulfilled to assess the redesigned models. Especially, influence of inlet back flow on inducer performance and its effective control were explored. The numerical results showed that through reducing inlet back flow strength, the hydraulic efficiency of inducer could be improved up to about 20% compared to that of the initial design one.

#### 1. 서론

터보펌프 시스템은 액체 로켓 엔진의 추진제를 연소기에서 요구하는 유량 및 압력 조건으로 공급하기 위한 가압 시스템으로 엔진의 중량을 줄이면서 탑재용량을 증가시키기 위해 매우 높은 작동 회전수를 갖는다. 대부분의 터보펌프 시스템은 고 회전수에서 펌프 입구에서의 공동화 발생에 따른 성능저하를 방지하기 위해 인듀서를 사용하고 있으며 펌프 입구에서 공동화 현상이 진행되더라도 일반적으로 큰 solidity를 갖는 인듀서를 지나면서 점진적인 압력상승에 의한 발생 기포의 소멸을 통해 인듀서 출구 성능을 보존하게 되어 높은 흡입성능을 가질 수 있다.

이상(two-phase) 유동에 기초한 공동화 현상에 대한 연구는 과거 꾸준히 지속되어 왔으며 근래에는

공동화를 고려한 3차원 Navier-stokes 코드의 개발이 활발히 연구되고 있다. 최근에는 익단 형상을 고려할 수 있는 인듀서의 공동화 유동 예측을 위한 수치적 모델의 개발 및 평가 등이 Coutier<sup>(1)</sup> 등에 의해 이루어지기도 하였다. 그러나 인듀서에서 공동화 발생시의 비정상 유동특성으로 인해 수치적 방법에 의한 신뢰성 있는 예측은 아직 한계가 있으며 주로 시험을 통한 흡입성능 평가가 이루어져 왔다. 한편으로 공동화가 없는 정상조건에 대한 해석 후, 익단 흡입 면에서의 정압 분포를 통해 간접적으로 공동화 발생 영역 및 가능성을 평가하는 시도 등이 있었다.

인듀서와 임펠러가 별도의 구성품인 경우, 인듀서의 흡입성능과 더불어 임펠러에서 공동화가 발생하지 않도록 인듀서의 수두가 적절히 설계되어야 하기 때문에 수두성능에 대한 예측 및 평가 또한 중요하다고 볼 수 있다. 본 연구에서는 수치해석기법을 활용하여 공동화가 없는 정상조건에서 터보펌프용 연료 인듀서의 내부 유동에 대한 검사와 수력 성능을 예측하였으며 특히

\* 현대모비스 기술연구소

인듀서 입구에서 예측된 역류의 억제를 위한 입구 유동변수의 선택과 적절한 날개하중을 갖도록 날개 각분포의 변경을 통한 성능예측을 통해 향상된 성능을 갖도록 하는 인듀서 설계 방향에 대해 고찰하였다.

## 2. 본론

### 2.1. 연료 펌프의 구성

“Fig. 1”은 인듀서가 장착된 연료펌프의 구성을 보여주고 있다. 인듀서 입구에는 곡관 형상의 유입관이 존재하며 반경방향으로 유입되는 유체에 발생하는 비균일 와류 성분을 줄여주는 배인을 갖는다. “Fig. 1”의 연료펌프는 현재 개발 단계<sup>(2)</sup>에 있으며, 설계를 마친 후 제작-시험-평가를 통해 주요 성능이 파악된 상태에서 성능 사양은 “Table 1”과 같다.

### 2.2 해석 모델 및 방법

Table 1. performance specification of fuel pump

추진제 종류	액체메탄(LCH <sub>4</sub> )
유량 (kg/s)	9
입구 전압 (MPa)	0.3
출구 전압 (MPa)	16.9
NPSH <sub>r</sub> (m)	18.9
전 효율	0.62
입구 온도(K)	110
회전수(rpm)	50,000

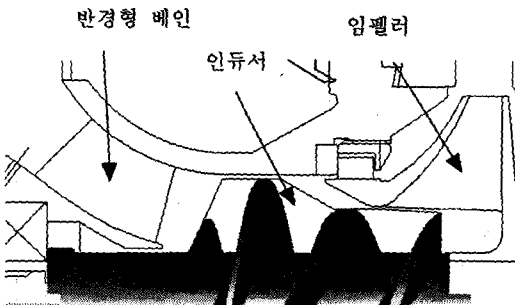


Fig. 1 The configuration of fuel pump

해석 대상의 인듀서는 나선형(helical-type)의 날개로 반경방향으로 “ $r \tan \beta = \text{const}$ ” 조건에서 설계되었으며 팁 부근에서의 날개 하중을 줄이면서 공동화 특성을 좋게 하기 위해서 블레이드 입구에서 25°의 경사각을 갖는다. 그리고 블레이드 길이 방향으로 중반부에 임펠러에 의해 쉬라우드 유면 형상이 결정되어 감소하는 구간을 가지는 저 수두형 인듀서이다. 실제 구성은 인듀서 직전의 반경형 배인과 중반부의 씨일 누설유동 유입, 그리고 후반부는 임펠러와 중첩되어 있는 복잡한 형상으로 해석 모델을 단순화할 필요가 있었다. “Fig.2”에 계산영역의 경계 면을 보여주고 있다.

수치해석을 위해 상용 해석 코드인 FINE/Turbo를 이용하였으며 가 압축성 기법을 적용한 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 식을 사용하고 있다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax 식을 적용하였고 주기조건을 갖는 하나의 날개 유로에 대해 정상조건에서의 유동장에 대해 해석을 하였다. 인듀서와 팁 간극으로 구성된 2개 블록의 정렬격자를 사용하였으며 총 격자수는 약 185,000개로 팁 간극 내에서 반경 방향으로 15개의 격자를 가지도록 하였다. 경계면 입구에서 전압과 출구에서 유량조건을 주었다. 벽면에서 첫 번째 격자에서의  $y^+$  값이 0~15 범위에 있도록 하였고 “Fig. 3”에 표면 격자를 나타내었다.

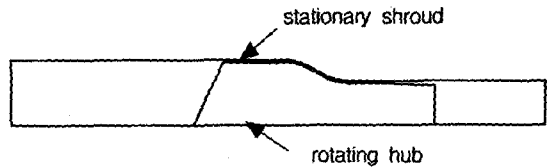


Fig. 2 Simplified boundary condition

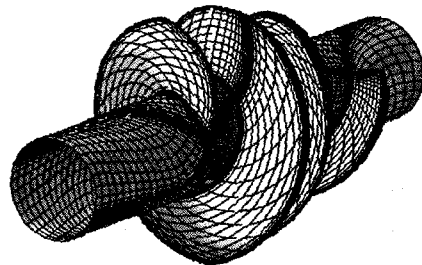


Fig. 3 Surface mesh for fuel inducer flow study (grid number: 184,726)

Table 2 Design specification of fuel inducer

Inducer type	A	B	C
flow coefficient(design)	0.061	0.078	0.078
Inlet tip incidence angle(deg)	6.82	6.61	3.29
Inler blade tip diameter(mm)	58	54	54
Inlet/Outlet hub diameter(mm)	24	24	24
Outlet shroud diameter(mm)	45	45	45
Outlet blade tip diameter(mm)	42	42	42
Inlet tip blade angle(deg)	10.3	10.8	7.75
Outlet tip blade angle(deg)	20.7	20.7	20.7
Solidity*	2.75	2.81	2.81
blade number	2	2	2
Leading edge type	Bevelled	Bevelled	sharp
blade angle profile	pichwise linear	pichwise linear	smooth transition

\* : 블레이드 입구 평균 직경 기준

“Table 2”에 해석 대상인 3가지 모델의 인듀서에 대한 주요 제원을 보여주고 있다.

인듀서 A는 현재 개발된 사양으로 0.061의 입구 유동계수를 갖도록 설계되었다. 인듀서 B는 입구 쉬라우드 직경을 줄임으로써 유동계수를 0.078로 증가시켰다. 인듀서 C는 입구에서의 설계 받음 각( $i$ )을 3.29로 줄이면서 날개 각( $\beta_b$ ) 분포를 조정하여 “식 (1)”의 관계로부터 쉬라우드 면의 직경감소에 따른 이론 수두의 감소율을 완화하는 방향으로 설계되었다.

$$\beta_{b,tip}(z) = \tan^{-1} \left( \frac{v_m(z) / U_{tip}(z)}{1 - H_{th,\infty}(z) / U_{tip}(z)^2} \right) \quad (1)$$

“Fig. 4”에 인듀서 C에 대한 날개 형상을 나타내었다. 인듀서 A, B의 경우 입구 익단에서의 썸기 각( $\gamma$ )은 후향 경사 면에 의해 형성된 형상 그대로 적용하여 날개 각과 동일하게 된다. 인듀서 C의 경우 썸기 각을 주었으며 “참고문헌 (3)”에 의하면 탈 설계 영역을 고려하여 날개 썸기 면이 익단에서 발생한 공동의 경계면 내에 있도록 “식 (2)”를 추천하고 있으나 인듀서 C의 경우 팁에서의 날개 두께가 너무 얇아지지 않도록 하기 위해 반경 방향으로 설계 받음 각과 같게 하였다.

$$\tan(\beta_b - \gamma) \geq 1.1 \tan \beta \quad (2)$$

## 2.2 해석 기법의 검증

인듀서 해석 기법의 신뢰성을 검증하기 위해 LE-7 엔진용 산화제 펌프에 적용되는 인듀서에 대한 성능을 예측하여 Thusimoto<sup>4)</sup>의 시험 결과와 비교하였다. “Fig. 5”는 반경형의 입구날개를 갖는 인듀서 표면 격자를 보여주고 있다. Thusimoto 등에 의해 확인된 입구에서의 역류의 예측에 있어서 타당한 결과를 얻을 수 있었으며 “Fig. 7”의 정압 수두 계수의 경우, 2~6% 정도의 차이를 확인할 수 있었다.

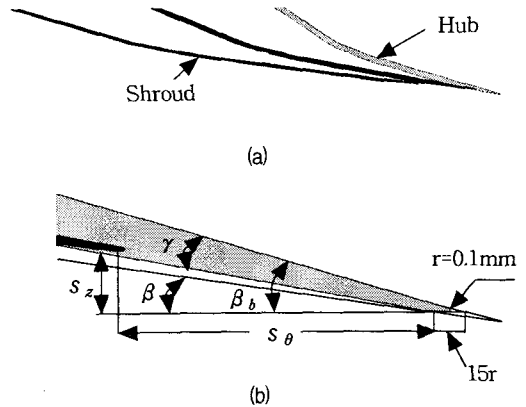


Fig. 4 Blade geometry of inducer C  
(a) unwrapped profile (b) leading edge geometry

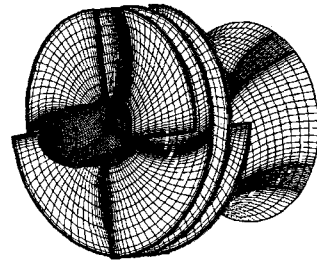


Fig. 5 Surface mesh for the LE-7 inducer flow study (grid number : 234,104)

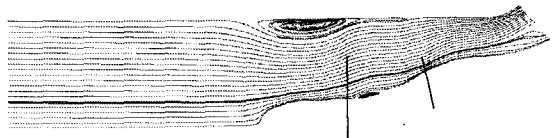


Fig. 6 Azimuthal averaged streamline at  $0.75 \phi_d$  ( $\phi_d = 0.078$ )

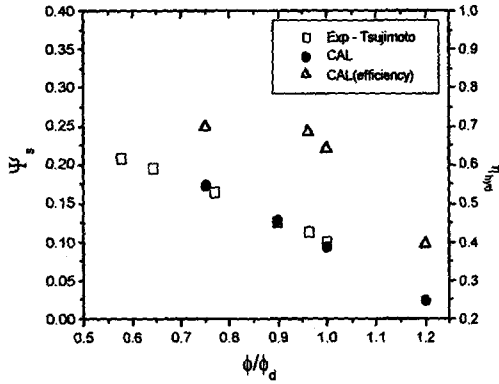
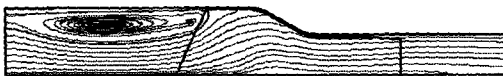


Fig. 7 Comparison of static pressure coefficient between experiment and calculation

### 2.3 결과 및 토의

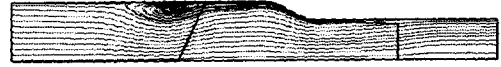
“Fig. 8”은 원주방향 평균된 속도에 대한 유선분포를 보여주고 있다. 일반적으로 인듀서 입구에서의 역류는 저 유량 영역에서 받음 각의 증가와 함께 발생하는 것으로 알려져 있으나 기존 설계된 인듀서 A의 경우 설계 유량 조건에서 입구 팁 부근에서 형성된 매우 큰 역류가 상류 경계 면까지 미치고 있음이 확인되었다. 입구 직경을 줄여 유동계수를 증가시킨 인듀서 B의 경우, 설계 받음 각이 인듀서 A와 거의 같음에도 불구하고 입구 역류의 강도가 감소함을 알 수 있으나 중심부에서의 유동 단면의 막음효과는 오히려 증가하고 있다. 받음 각을 줄이면서 날개 각 분포를 개선시킨 인듀서 C의 경우, 역류가 현저히 감소하였다.



(a) 인듀서 A



(b) 인듀서 B



(c) 인듀서 C

Fig. 8 Streamlines of azimuthal averaged velocity at the meridional plane

“Fig. 9”는 중간 직경에서 원주방향 평균화된 상대 유동 각 분포를 보여주고 있다. 역류의 막음 효과로 인해 축 방향 유속변화에 따라 유동 각이 크게 달라지고 있음을 확인할 수 있으며 최대 유동 각의 위치는 축 방향 유속이 최대에 이르는 역류의 중심 부근에 위치하고 있어 역류의 크기가 감소되면서 인듀서 방향으로 이동하는 경향을 따르고 있다. 인듀서 A, B의 경우 익단의 날개 두께 효과로 유동 각이 일시 증가하였다가 이후 역류 유동의 막음 효과 감소로 확산에 의한 축 방향 속도 증가와 함께 날개 각을 따르면서 감소하는 것으로 판단된다.

“Fig. 10”은 설계된 입구 날개 각과 익단 직전의 받음 각의 반경방향 분포를 비교하고 있다. 앞서 설명한 역류로 인한 막음 효과로 인해 허브 영역에서 유동 각 증가에 따라 받음 각이 크게 감소함을 알 수 있다. 인듀서 A, B의 경우에 허브 부근에서 음의 받음 각을 갖게 됨을 알 수 있고 인듀서 C의 경우에 허브에서 중간 직경까지의 받음 각이 0에 가까움을 알 수 있다.

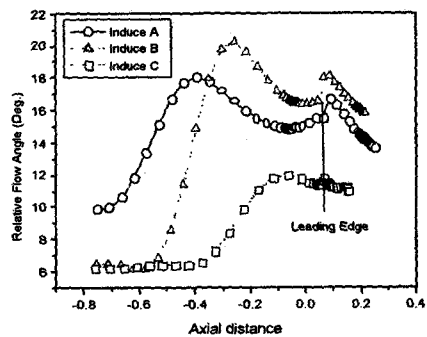


Fig. 9 The axial distribution of azimuthal averaged relative flow angle at midspan

“Fig. 11”은 쉬라우드 면을 따르는 정압 계수 분포를 보여주고 있다. 상대적인 비교를 위해 다음과 같이 정압 계수를 정의하였다.

$$C_p = (p_s - p_{1,i}) / (0.5\rho U_{hub}^2) \quad (3)$$

인듀서 A, B에서는 전반부에 정압이 크게 상승하였다가 쉬라우드 직경이 감소하면서 다시 줄어드는 경향을 가짐을 볼 수 있다. 또한 인듀서 전반부에서 정압 상승율이 급격할수록 “Fig. 8”의 입구 역류 강도도 따라서 증가함을 확인할 수 있다. 받음 각을 줄이면서 유면 감소 구간의 날개 하중이 증가되도록 날개 각이 설계된 인듀서 C의 경우, 인듀서 전반부의 팁에서의 급격한 정압 상승을 줄일 수 있었고 축 방향으로 선형

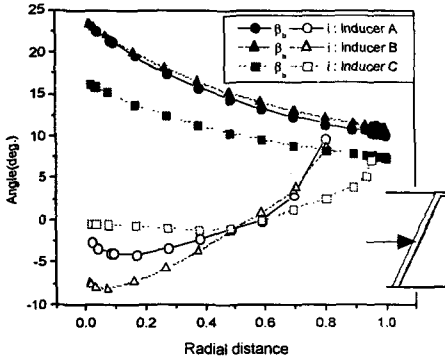


Fig. 10 The radial distribution of inlet blade angle and incidence angle

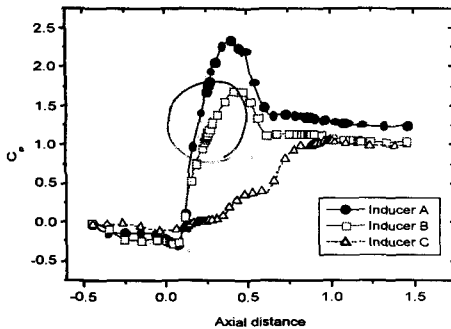


Fig. 11 Streamlines of azimuthal averaged velocity at the meridional plane

적인 정압 상승 곡선을 얻을 수 있었다.

“Fig. 12”는 허브 기준으로 인듀서 축방향 길이의 1/2 지점 앞에서의 유체의 원주방향 절대속도 분포를 보여주고 있다. 인듀서 A의 경우 역류로 인한 유체의 회전이 인듀서 B에 비해 현저히 큼을 알 수 있다.

“Table 3”은 설계 유량에서의 성능을 비교하고 있다. 설계 변경을 통해 기본형인 인듀서 A에 비해 효율이 10% 상승하였으며 인듀서 C의 경우 약 18% 상승하였다. 여기서 전압계수 및 효율을 다음과 같이 정의하였다.

$$\Psi_t = (P_{2,t} - P_{1,i}) / (\rho U_{hub}^2) \quad (4)$$

$$\eta_{hyd} = (\Delta P \dot{m}) / (\rho T \omega) \quad (5)$$

동일한 출구각으로 설계되었음에도 인듀서 A→B→C의 순서로 전압계수는 감소하였으며 이는 인듀서 날개 쉬라우드 면을 따라 수두가 상승하였다가 다시 크게 감소하면서 유동각의 재 조정과 팁 간극의 영향 때문으로 판단된다.

“Fig. 13”에서는 유동방향으로의 정압 계수 분포를 보여주고 있다. 인듀서 A의 경우에 받음 각이 크게 설계되어 날개 전반부에 큰 하중을 가진 후, 압력 면과 흡입 면 역할의 역전이 쉬라우드 직경 감소 구간에서

Table 3 Comparison of performance at design flow rate

Inducer	$\phi$	$\Psi_t$	$\eta_{hyd}$
A	0.061	0.84	43.6
B	0.078	0.71	53.1
C	0.078	0.64	61.8

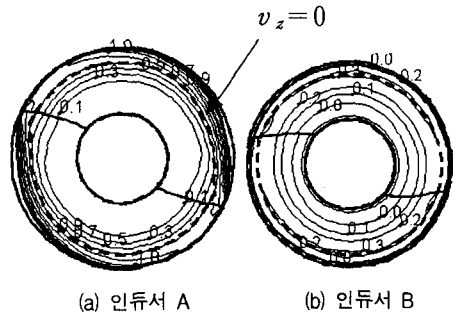
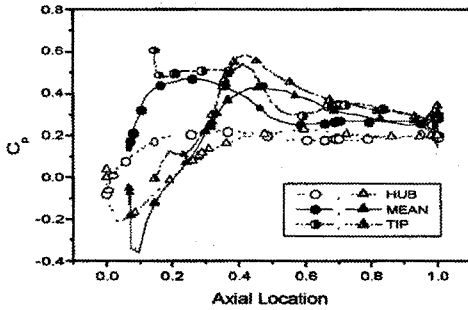


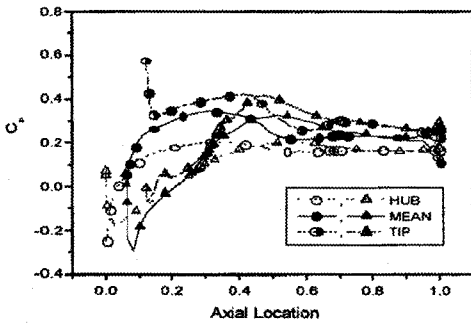
Fig. 12 Tangential velocity contour at the front of inducer ( $v_{\theta} / U_{hub}$ )

발생하고 있어 오히려 유체가 날개 면에 일을 주고 있음을 알 수 있다. 인듀서 B의 경우 입구 직경 감소에 따라 최대 정압 값이 줄어들면서 대체로 A와 유사한 경향을 갖는다. 인듀서 C의 경우 날개를 따라 점진적으로 하중이 증가하다가 후향으로 날개 길이의 약 70% 부근에서 최대 하중을 가짐을 볼 수 있다.

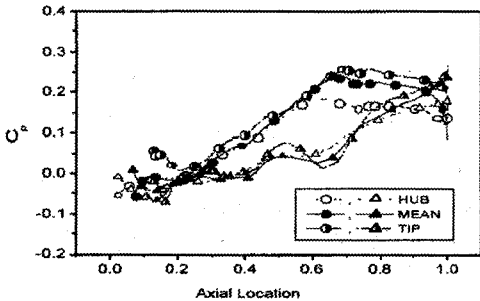
“Fig. 13”에서는 날개 면의 작용 하중 분포를 보여 주고 있다. 인듀서 A, B에서 압력 면의 경우 입구쪽 팁 부근에서 최대가 되어 전체적으로 허브 방향으로 감소하고 있으며 흡입 면의 경우에는 입구에서 유동방향으로 급격한 증가 양상을 보이고 있다. 인듀서 C의 경우에는 압력 면에서의 반경방향으로의 정압 계수의 변화가 크게 줄어들었으며 압력 면에서의 최대 정압 계수의 위치가 날개 면 뒤쪽으로 이동하였음을 알 수 있다. 그리고 압력 면과 흡입 면 모두 유동 방향으로 완만한 증가 양상을 갖는다. 주목할 만 점은 인듀서 입구 압력 면에서 허브 부근으로 갈수록 정압 계수의 감소와 더불어 압력 면에서 음의 값을 갖게 되어 압력 면에서도 공동화 발생 가능성을 예상할 수 있다. 이는 “Fig. 9”에서 나타냈듯이 역류로 인한 입구 유동 각 분포의 재 조정에 기인한다고 볼 수 있다.



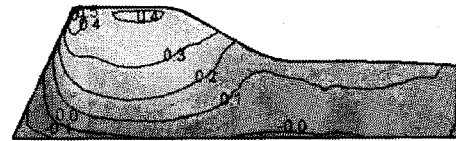
(a) 인듀서 A



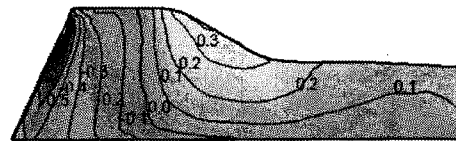
(b) 인듀서 B



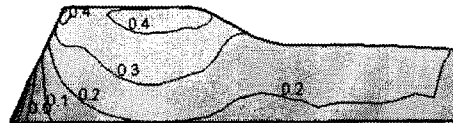
(c) 인듀서 C



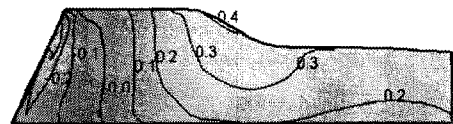
(a.1) Pressure side - Inducer A



(a.2) Suction side - Inducer A

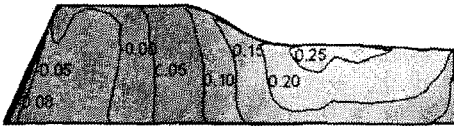


(b.1) Pressure side - Inducer B



(b.2) Suction side - Inducer B

Fig. 13 Pressure coefficient distribution along the axial direction.



(c.1) Pressure side - Inducer C



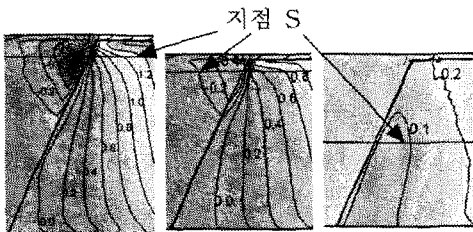
(c.2) Suction side - Inducer C

Fig. 14 Pressure coefficient distribution at blade surface

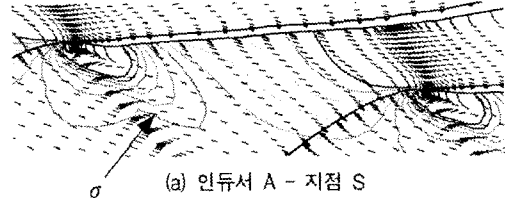
원주방향 평균화 된 정압을 사용하여 국소 공동화 계수를 “식 (6)”와 같이 정의하였으며 “Fig. 15”에 인듀서 입구 영역에서의 분포를 비교하였다.

$$\sigma = (p_s - p_v) / (0.5 \rho U_{hub}^2) \quad (6)$$

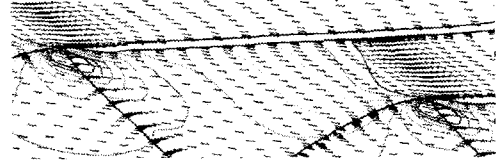
큰 받음 각을 갖는 인듀서 A, B의 경우 팁 부근 직전에 최소 영역이 형성됨을 알 수 있다 이는 인듀서 직전의 역류영역 내에서도 공동화가 발생할 수 있음을 간접적으로 예상할 수 있다. C의 경우에는 이러한 경향이 나타나지 않았다. 날개간 공동화 계수의 등고선 분포를 보면 흡입 면의 익단에서 최소 값을 가지며 인듀서 입구로 확장해가는 모습을 관찰할 수 있다. 이 부분에서의 상대속도 분포를 보면 박리가 크게 발생하며 있으며 썩기각을 준 C에서는 전체적으로 유입 유동이 흡입면을 따르면서 이러한 경향이 나타나지 않았다.



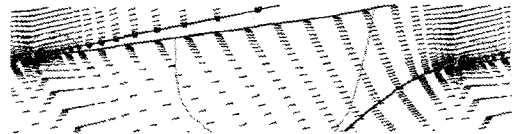
(a) 인듀서 A    (b) 인듀서 B    (c) 인듀서 C



(a) 인듀서 A - 지점 S



(b) 인듀서 B - 지점 S



(c) 인듀서 C - 지점 S

Fig. 15 local cavitation number distribution at the inlet of inducer

### 3. 결론

액체추진엔진용 터보펌프 시스템의 개발과 관련하여, 연료펌프용 인듀서에 대해 수치해석을 통한 설계 평가를 수행하였으며 입구 유동 계수와 날개 각 변경에 따른 성능예측을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 현재 개발된 인듀서의 경우 날개 입구 팁에서 크게 설계된 받음 각으로 인해 인듀서 날개 전반부에 과도한 날개 하중과 또한 낮은 유동계수 선정으로 팁에서의 정압 상승이 급격하게 되어 강한 입구 역류의 발생을 초래했다.
- 2) 인듀서 입구 직경을 줄여주어 유동계수를 증가시킬 경우 유사한 받음 각에서도 쉬라우드 면을 따른 정압 상승을 완하시켜 역류 강도를 줄일 수 있었다.
- 3) 유동계수 증가와 더불어 날개 하중분포의 개선을 위한 인듀서 설계가 이루어졌으며 이를 통해 입구에서의 역류를 효과적으로 줄일 수 있었으며

기존의 인듀서와 비교하여 약 18% 가량 효율이 증가하였다.

- 4) 비 공동화 조건의 해석을 통한 공동화 계수의 비교에서 동일한 입구 날개 각 분포를 갖는 인듀서 형상에서 입구 직경을 줄여주어 유통계수를 증가시킬 경우, 팁 부근의 공동화 발생을 다소 억제할 수 있을 것으로 예측한다.
- 5) 역류의 막음 효과에 의한 입구 유동 각의 증가는 허브 부근에서 이를 고려하지 않은 설계 받음 각을 크게 감소시킬 수 있음을 볼 수 있었고 경우에 따라서는 허브 부근의 압력 면에서 공동화 발생을 예상할 수 있다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부 “민군 겸용 기술 개발”사업의 과제인 “고압 터보펌프 개발”연구의 일환으로 수행되었으며 관계자 여러분께 감사의 말씀을 드립니다.

## 참고문헌

- (1) Coutier-delgosa, 2001, "Numerical Study of the Effect of the Leading Edge Shape on Cavitation around Inducer Blade Sections," CAV2001 symposium, California USA.
- (2) 우유철, 2001 "액체로켓엔진용 고압터보펌프 개발," 우주발사체기술 심포지움, pp. 28~32.
- (3) Jakobsen, Jakob K, 1971, NASA Space Vehicle Design Criteria for liquid rocket engine turbopump inducers.", NASA SP-8052.
- (4) Yoshida, Y., Tsujimoto, Y., Kataoka, D. et al, 2000, "Effects of Alternate Leading Edge Cutback on Unsteady Cavitation in 4-Bladed Inducers.", FEDSM2000-11034.
- (5) B. I. Borobsky, 1989, Energy Parameters and Characteristics of High Speed Pump, Mashinostojeniye, Russia.
- (6) V. I. Petrov, V. F. Chebevsky. 1982, Cavitation in High-Rotation Blade Pumps, Mashinostojeniye, Russia.
- (7) Dieter K. Huzel and David H. Huang.,1992, , Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA, Vol. 147, pp. 184~186.
- (8) B. Lakshminarayana, 1982, "Fluid Dynamics of Inducers - A Review", Journal of Fluid Engineering. vol 104, pp. 411~425.
- (9) Moore, J., Doan, Andrew W. and Moore, Joan G., 1995, "Performance Evaluation of Rocket Pump Inducers using a Navier-Stokes Flow Code. part1: 3-D Flow and Inlet Recirculation", FED-Vol. 227, Numerical Simulations in Turbomachinery.