

## 고압 터보펌프용 연료펌프의 수력설계 및 성능 평가

최범석\* · 윤의수\* · 오형우\*\*

### Hydraulic Design and Performance Evaluation of a Fuel Pump for a High Pressure Turbopump System

Bum-Seog Choi\*, Eui-Soo Yoon\*, Hyoung-Woo Oh\*\*

**Key Words:** Turbopump(터보펌프), Fuel Pump(연료펌프), Meanline Analysis(평균반경해석), Centrifugal Impeller(원심임펠러), Inducer(인듀서), Cavitation(캐비테이션), Flow Analysis(유동해석), NPSH

#### ABSTRACT

A low NPSH and high pressure fuel pump has been designed for a turbopump system. The fuel pump has an axial inducer and a centrifugal impeller. A meanline method has been established for the preliminary design and performance prediction of pumps at design or off-design points. KeRC carried out a model testing of the fuel pump with water as a working fluid at the reduced speed. Predicted performances by the method are shown to be in good agreement with experimental results for cavitating and non-cavitating conditions. The established meanline method can be used for the performance prediction and preliminary design of high speed pumps which have a inducer, impeller and volute. In the current study, the three dimensional viscous flow in the fuel pump was investigated through numerical computation. A modified design of the fuel pump was generated to improve pump performance by utilizing CFD results. The modified fuel pump was experimentally tested by ROTEM and KARI. The measured non-cavitating and cavitating performance showed a good agreement with designed performance.

#### 1. 서 론

발사체용 액체추진로켓엔진에 사용되는 터보펌프 시스템은 구동 터빈, 연료 펌프 및 산화제 펌프로 구성되어 있다. 터보펌프용 연료펌프는 소형으로서 고압이 가능해야 하며, 비동력(동력/터보펌프 무게)이 높아야 하므로 원심형 펌프를 사용한다. 높은 비동력의 터보펌프는 고속회전에 의해 발생할 수 있는 캐비테이션에 의한 성능저하를 방지하기 위하여 대부분 축류형의 인듀서를 장착하는 형태가 이용되고 있다.

터보펌프에 관한 기술적인 내용들이 NASA의 연구보고서<sup>(1, 2, 3)</sup>에 소개되어 있으나, 그 내용은 핵심 사항을 배제한 개괄적이거나 자체의 경험치에 의존하고 있어 새로운 터보 펌프설계에 그대로 적용하기가 곤란하다. 20세기 말까지 국내의 인듀서를 장착한 고압, 고속펌프의 설계기술은 여전히 초보적인 단계에 머물러 있었다. 인듀서 부착한 저 비속도형 펌프에 대한 국내 개발 실적이 미약하고, 특히 인듀서의 체계적인 연구나 기술자료는 거의 전무한 실정이었으나, 로템을 중심으로 몇 개

의 연구기관과 기업들이 공동으로 1999년부터 '고압 터보펌프 개발' 사업을 시작하면서 국내에서도 본격적으로 터보펌프에 대한 연구개발을 수행하게 되었다.

개발대상 터보펌프는 산화제펌프, 연료펌프 및 구동터빈이 단일축에 연결되어 50,000rpm의 고속회전을 하도록 설계되어졌다. 본 연구에서는 액체메탄을 사용하는 연료펌프의 수력설계 및 성능해석을 수행하였다. 이 연료펌프의 설계점 요구성능은 Table 1과 같다. 원심형 터보펌프에 대한 러시아의 평균반경(meanline, 1차원) 설계·해석기법<sup>(4)</sup>을 수정, 보완해서 연료펌프의 기본설계 및 1차원 성능을 예측하였다. 또한 원심펌프 설계·해석 관련 상용의 프로그램 PERFIG<sup>(5)</sup>을 연료펌프 모델시험에 적용하여 러시아의 성능예측 모델과 비교하였다.

액체 메탄을 연료로 사용하는 고압 터보펌프 시스템의 연료펌프의 인듀서, 임펠러 등 펌프 주요 부품의 상세 형상을 결정하고, 펌프 내부유동에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 유동특성을 분석하고 설계된 펌프의 성능을 평가하였다. 유동해석에 의한 성능평가 결과를 바탕으로한 수차례의 수정설계를 통하여 터보펌프용 연료펌프의 고유모델 설계를 완료하였으며, 설계된 연료펌프를 제작하여 실험한 결과와 비교하였을 때 잘 일치하는 성능을 보여주었다.

\* 한국기체연구원 열유체공정기술연구부

\*\* 충주대학교 기계공학과

E-mail : bschoi@kimm.re.kr

Table 1 KeRC fuel pump design specification and pump dimensions

Components	Parameters	Values
Design Spec.	Mass Flow Rate	9.0 [kg/s]
	Inlet Total Pressure	0.3 [MPa]
	Inlet Temperature	110.0 [K]
	Rotational Speed	50,000 [rpm]
	Outlet Total Pressure	15.3 [MPa]
Inducer	Inlet tip dia. ( $D_{1,ind}$ )	58.0mm
	Exit tip dia. ( $D_{2,ind}$ )	42.0mm
	Hub diameter ( $d_{h,ind}$ )	24.0mm
	Inlet blade angle at mean rad. ( $\beta_{1,ind,av}$ )	75.6°
	Exit blade angle at mean rad. ( $\beta_{2,ind,av}$ )	68.8°
	Number of blade ( $Z_{ind}$ )	2
Impeller	Inlet dia. ( $D_{1,imp}$ )	44.0mm
	Exit dia. ( $D_{2,imp}$ )	96.5mm
	Inlet blade angle ( $\beta_{1,imp}$ )	70.0°
	Exit blade angle ( $\beta_{2,imp}$ )	60.0°
	Inlet blade width ( $b_{1,imp}$ )	26.2mm
	Exit blade width ( $b_{2,imp}$ )	7.4°
Diffuser, Volute	Number of blade ( $Z_{imp}$ )	6
	Diffuser width ( $b_d$ )	13.1mm
	Volute width ( $b_v$ )	13.1mm
	Volute Base circle dia. ( $D_4$ )	110.4mm

## 2. 평균반경 성능예측기법

인듀서가 부착된 원심형 터보펌프에 대한 러시아의 평균반경(meanline, 1차원) 설계·해석기법<sup>(4)</sup>을 수정, 보완해서 연료펌프의 기본설계 및 1차원 성능을 예측하였다. 연료펌프의 인듀서, 임펠러, 디퓨저 및 볼루트의 설계기법은 윤의수 등<sup>(6)</sup>의 문헌에 비교적 자세히 소개되어 있으므로, 본 논문에서는 NASA를 중심으로 한 서방의 설계기법과 약간의 차이를 보이는 러시아의 인듀서 설계기법에 대해서만 간단히 설명하기로 한다.

NPSH<sub>CR</sub>는 캐비테이션에 의해 펌프의 작동이 와해되는 점으로서 터보펌프 인듀서의 최소 요구 NPSH (NPSH<sub>Re</sub>)가 되며, KeRC의 문헌<sup>(4)</sup>에서 다음의 식으로 구한다.

$$NPSH_{CR} = \{ \lambda_{cr,ind} W_{in}^2 + (\xi_{in} + 1) V_2^2 \} / 2g \quad (1)$$

$$\lambda_{cr,ind} = 0.043 \left( 4 \sqrt{\frac{\gamma_{ind}}{i_{ind}}} - 1 \right) + 0.21 \sqrt{\frac{\delta_{ind}}{D_{1,ind}}} + \frac{0.11}{\sqrt[6]{b_{B,ind}}} + 0.0027 (Z_{ind} - 2) - 0.095 + 0.115 (V_{1z} / U_{1m})$$

여기서  $\lambda_{cr,ind}$ ,  $\xi_{in}$ 는 인듀서 캐비테이션 계수와 펌프 입구 손실 계수를,  $i_{ind}$ ,  $\gamma_{ind}$ ,  $\delta_{ind}$ 는 인듀서의 입사각(incidence), 앞전(leading edge)의 웨지각(wedge angle)과 두께를 각각 나타낸다.

인듀서 출구 상당직경계수( $K_{De}$ ), 충실도(Solidity;  $\sigma$ ), 날개 각을 고려한 효율 상관식은 다음과 같다.<sup>(4)</sup>

$$\eta_{ind} = 0.9 \times \tanh \left( \left( \frac{110}{K_{De}^3} \right)^{0.55} \left[ \sqrt{\frac{2}{\sigma}} - 0.1 - 0.005 (\beta_{2,ind} - \beta_{1,ind}) \right] \right) \quad (2)$$

$$K_{De} = \frac{2.13 \sqrt{D_{ind,2}^2 - d_{ind,hub,2}^2}}{\sqrt[3]{m / \rho_0}}$$

여기서 인듀서 입·출구의 날개각은 도(degree)의 값이며, 첨자 B는 날개를 의미한다.

축방향 속도 변화경향을 고려하기 위해 다음과 같은 단순 반경방향 평형식(simple radial equilibrium)<sup>(7)</sup>을 도입하였다.

$$V_z \frac{dV_z}{dr} + \frac{V_\theta}{r} \frac{d(rV_\theta)}{dr} = 0 \quad (3)$$

이 식의 해는 Runge-Kutta방법을 사용하여 구할 수 있으며, 인듀서 출구의 축방향 속도는 반경에 따라 증가하고 있다.

본 연구에서 사용한 인듀서와 펌프(임펠러, 디퓨저, 볼루트, 토출관)의 평균반경 설계기법을 TPP-R(Turbopump Performance Prediction based on the Russian Technology)이라 부르기로 한다. 또한 원심펌프 설계·해석 관련 상용의 프로그램 PERFIG<sup>(5)</sup>을 연료펌프 모델시험에 적용하여 러시아의 성능예측 모델과 비교하였다.

## 3. KeRC 연료펌프의 성능분석

### 3.1. KeRC 연료 펌프의 설계형상 및 모델시험 조건

제2장에서 설명한 평균반경 해석법을 KeRC의 연료 펌프<sup>(4)</sup>에 적용시켜 보았다. 이 연료 펌프의 실제의 작동유체는 극저온(110 K)의 액체 메탄으로서 설계점 성능의 요구조건은 Table 1에 나타난 바와 같이 유량 9.0 kg/sec (0.0212 m<sup>3</sup>/sec)에서 수두 3610 m ((P<sub>0ex</sub>-P<sub>0in</sub>)/ $\rho g$ )이다. 연료 펌프의 주요 형상 치수도 Table 1에 나타나 있다. 인듀서의 날개는 나선형(helical) 형상을, 임펠러의 날개는 2차원 형상(cylindrical blade)을 가지고 있고, 볼루트의 유로 단면적은 사각형이다.

KeRC는 연료펌프의 성능을 분석하기 위하여 실제 TPU 가동조건(LCH<sub>4</sub>, 110 K, 50,000 rpm) 대신에 모델시험(물, 288K, 10,000 ~ 15,000 rpm)을 수행하였다.<sup>(8)</sup> 모델시험은 실제 작동에 대하여 펌프는 동일하지만, 작동유체와 및 회전수가 다르다. 실제시험과 모델시험에서 효율이 유사하다고 가정하고, 모델시험 데이터를 상사식(similitude)<sup>(6)</sup>에 의해서 실제 작동조건(LCH<sub>4</sub>, 110 K, 50,000 rpm)으로 변환하여 성능을 검토하기로 한다. 제2장에서 언급한 TPP-R 프로그램 및 상용 프로그램인 PERFIG<sup>(5)</sup>에 의한 성능예측을 비교하였다.

### 3.2. KeRC 펌프의 캐비테이션 없는 성능의 분석

Fig. 1(a)~(c)는 모델시험 데이터를 실제 가동조건(LCH<sub>4</sub>,

110 K, 50,000 rpm)으로 변환하였을 때의 실험데이터(symbol)와 실제 가동 조건에서 TPP-R(실선) 및 PERFIG(일점 쇄선)으로 예측한 결과를 비교한 것이다. Fig. 1(a)에서 수두를 보면 TPP-R 예측치는 실험치 보다 약간 작지만, 변화 경향에서 아주 잘 일치함을 보이고 있다. PERFIG 예측치는 크기는 일치하지만 변화 경향은 차이를 보이고 있다. 이 그림에서도 파선은 TPP-R로서 예측한 인두서의 수두이다. 유량이 0.0305 m<sup>3</sup>/sec일 때 인두서 수두가 0이 되며, 이 보다 큰 유량에서는 인두서가 양정을 발생시키지 못하고 오히려 감소시키는 역할을 한다. 설계점에서 인두서는 전체 수두의 약 6%를 담당하고 있다. Fig. 1(b)는 연료펌프의 소요동력을 실험치(symbol)와

예측치(실선: TPP-R, 일점 쇄선: PERFIG, 파선: TPP-R 인두서 수두)를 비교한 것으로서 실험치와 예측치는 정확하게 일치하고 있다. Fig. 1(c)는 효율을 비교한 것이며, TPP-R의 경우 효율의 크기는 일치하지만 유량이 증가 할 때 감소 경향을 따라가지 못하고 있다. PERFIG은 효율의 크기를 어느 정도 예측하지만 변화경향은 상당한 차이를 보이고 있다.

Fig. 1을 보아 알 수 있듯이 실험과 예측은 모델시험 조건과 실제사용 조건에 대하여 아주 유사하고 일관된 경향을 가지고 있으므로 모델시험의 필요성 및 타당성이 인정되고 있다. 연료펌프의 설계유량이 0.0212 m<sup>3</sup>/sec(9.0 kg/sec)이므로, Fig. 1(c)에 보이고 있듯이 실험치는 약 0.025 m<sup>3</sup>/sec, TPP-R 예측치는 0.028 m<sup>3</sup>/sec, PERFIG 예측치는 0.030m<sup>3</sup>/sec 이상에서 최대효율이 나타나고 있다. 이것은 연료펌프가 설계점 9.0 kg/sec보다 큰 유량에서 설계되어 있음을 의미한다.

설계요구성능에서 수두는 3609 m, 소요동력은 500 KW인데, Fig. 1에 나타나 있듯이 측정치는 각각 4,000 m, 560 KW로서 설계요구성능 보다 약 10% 높으므로 펌프의 축소 설계가 필요하다고 판단된다.

### 3.3. KeRC 펌프의 캐비테이션 성능 분석

모델시험 조건(6.4×10<sup>-3</sup> m<sup>3</sup>/sec, 15,000 rpm, 288 K, 물)에서의 캐비테이션 성능 측정치를 실제 가동조건(21.2×10<sup>-3</sup> m<sup>3</sup>/sec, 50,000 rpm, 110 K, LCH<sub>4</sub>)으로 변환한 것을 Fig. 2에 원형 기호로서 각각 나타내었다. 이들 그림에서 파선은 실험 값으로부터 얻은 NPSH<sub>CR</sub>이고, 실선은 TPP-R에 의해 계산된 값이다. 이 그림에 나타난 바와 같이 실제 가동조건(Fig. 2)의 경우 실험치는 NPSH<sub>CR</sub> = 19.72 m, 예측치는 NPSH<sub>CR</sub> = 21.80 m로서 오차는 9.5%이다. 이와 같이 모델 실험과 예측치는 상호 일치하고 있으므로, 모델실험의 변환(similitude)은 일관되고 있으며 TPP-R에 의한 캐비테이션 성능의 예측은 매우 정확하고 볼 수 있다. 실제 TPU 시스템에서는 연료펌프의 유효 NPSH가 NPSH<sub>AV</sub> = 51.5 m가 되도록 펌프의 상유층이 설계되어 있으므로(NPSH<sub>AV</sub> > NPSH<sub>CR</sub>), 캐비테이션은 발생하지 않

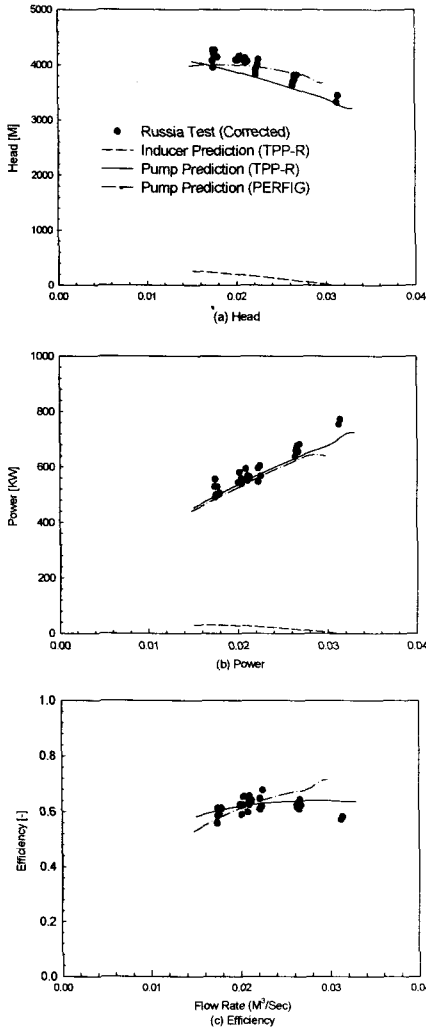


Fig. 1 Non-cavitating performance comparison of the predictions with KeRC experimental data (LCH<sub>4</sub>, 50,000rpm, 110K)

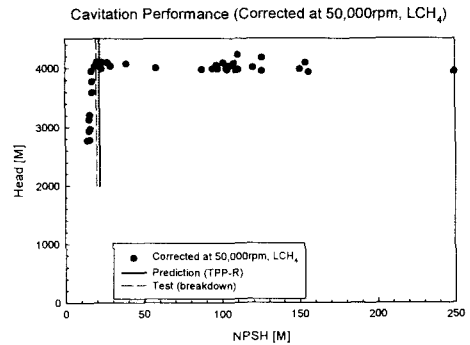


Fig. 2 Cavitation performance comparison of the predictions with KeRC experimental data

을 것으로 예측된다.

#### 4. 고유모델 연료펌프의 설계 및 성능평가

##### 4.1. 3차원 유동해석에 의한 연료 펌프의 설계 개선

실제된 연료펌프의 유동해석에 사용된 형상 및 유동 조건은 Table 1과 같다. 인듀서와 임펠러, 블루트로 구성되는 연료펌프의 임펠러 및 인듀서의 형상설계를 위해서는 BladeGen<sup>(9)</sup>을 사용하였으며, 3차원 유동계산을 위해서 터보기계 유동해석 전용 소프트웨어인 BladeGenPlus<sup>(9)</sup>와 TASCFLOW<sup>(10)</sup>를 사용하였다. BladeGen을 사용해서 형성한 펌프형상에 대해서 BladeGenPlus를 사용해서 3차원 유동해석 수행하고 수력성능을 분석하고 그 결과를 설계인자값 변경이나 형상 수정설계에 반영하였다. 3차원 유동해석법에 의한 반복적인 수정설계를 통하여 원하는 수력성능특성을 만족하는 연료펌프를 설계하였으며 TASCFLOW를 이용한 3차원 유동해석으로 최종적인 설계성능을 다시 확인하였다. 본 연구에서는 연료펌프의 인듀서 및 임펠러 주위의 3차원, 비압축성, 점성, 난류 유동을 해석하였다.

본 연구에서는 1차, 2차, 3차 고유모델 연료펌프를 설계하고 3차원 유동해석에 의한 수력성능을 평가하여 설계개선 사항을 도출하였다. Table 2와 Fig. 3에는 3차 고유모델 연료펌프의 인듀서와 임펠러의 형상을 나타내었다.

터보펌프용 연료펌프는 약간의 캐비테이션(cavitation) 발생을 감수하더라도 소형 경량으로 높은 출력력을 얻을 수 있도록 설계하므로 캐비테이션에 대한 예측도 필요하나 캐비테이션 계산의 어려움 때문에 본 계산에서는 캐비테이션 현상은 고려되지 않았다.

##### 4.2. 유동해석 결과 및 검토

Table 2 Dimensions of designed fuel pump(model III)

Components	Parameters	Values
Inducer	Inlet tip dia. ( $D_{1,ind}$ )	59.6mm
	Exit tip dia. ( $D_{2,ind}$ )	48.0mm
	Inlet blade angle at mean rad. ( $\beta_{1,ind,av}$ )	82.6°
	Exit blade angle at mean rad. ( $\beta_{2,ind,av}$ )	60.6°
Impeller	Inlet hub dia. ( $D_{1,imp}$ )	28.7mm
	Inlet tip dia. ( $D_{1,imp}$ )	49.3mm
	Exit dia. ( $D_{2,imp}$ )	98.0mm
	Inlet blade angle ( $\beta_{1,imp}$ )	57.5°
	Exit blade angle ( $\beta_{2,imp}$ )	60.1°
	Exit blade width ( $b_{2,imp}$ )	4.0mm

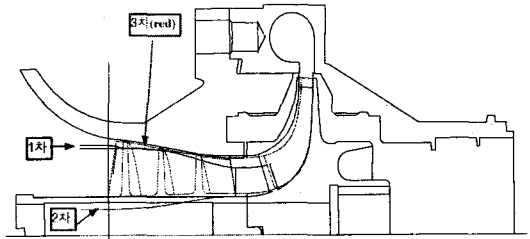


Fig. 3 Configurations of first, second & third design

본 연구에서는 KeRC의 연료펌프와 1~3차 고유모델 연료펌프에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 유동특성과 수력성능을 평가하고 설계개선 방향을 도출하였다. KeRC 연료펌프에 대한 설계검토 및 고유모델 연료펌프에서의 설계개선 내용을 간단히 요약하면 다음과 같다.

- 인듀서 입구와 임펠러 입/출구에서 재순환(recirculation)이 발생한다.
- 펌프 수두가 너무 높고, 효율이 비교적 낮게 나타났다.
- 주유동면(meridional plane)의 유로 형상을 유선형으로 수정하였다.
- 블레이드 부하(load)를 고려해서 인듀서 블레이드 각 분포를 조정하였다.
- 재순환 발생을 억제하기 위하여 임펠러 입구측 유로를 축소하고, 인듀서 출구형상을 변경하였다.
- 수두 및 소요동력을 설계사양에 부합하도록 유동해석을 통한 설계수정을 하였다.
- 서방식 저비속도형 임펠러 형상을 채택하였다.
- 인듀서와 임펠러간의 블레이드각 matching을 개선하였다.

Fig. 4에서는 KeRC 펌프와 3차 고유모델 펌프에 대한 자오면에서의 유선의 형태를 비교하여 보여준다. KeRC 펌프(Fig. 4(a))의 인듀서의 팁쪽 앞전(leading edge) 앞의 입구부분에 큰 재순환 영역이 나타나고 있으며 이 부분에 의한 손실이 상당히 클 것으로 예상된다. 인듀서 앞쪽에서 큰 재순환 영역이 생기는 것은 인듀서 상류측의 입구 부분을 확대하여 인듀서로 유체가 들어오면서 유로면적이 축소되도록 하면 이 재순환을 없애거나 줄일 수 있을 것으로 판단된다. 임펠러의 쉬라우드측 입구부분과 임펠러 허브면 앞쪽의 구석진 부분에는 유동이 아주 약한 모습을 보여주고 있으며 그 외 나머지 부분은 비교적 무난한 유동패턴으로 보여진다. 그러나 Fig. 4(a)는 원주방향으로 평균화된 유동형태를 보여주는 것이며, 실제 3차원 임의단면에서의 국부적인 속도분포를 살펴보면 Fig. 4(a)에서 본 것보다 유동이 훨씬 복잡해 임펠러 부분에서도 손실이 많을 것

으로 보인다. 원주방향으로도 유동의 상당한 변화가 있기 때문에 원주방향으로 평균화(적분)된 유동형태와 임의 단면에서의 국부적인 유동형태와는 차이가 있는 것으로 나타났다. 임의 단면에서의 유동은 자오면에서의 평균 유동형태와 달리 임펠러 내부유동이 2차유동을 포함하고 있음을 알 수 있었다. 이 부분에서의 복잡한 유동현상은 임펠러 입구부분의 유로면적이 갑자기 너무 커지기 때문으로 판단되며 그에 따른 손실발생을 최소화하기 위해서는 임펠러 입구측의 유로면적을 축소하고 유로를 유선형으로 할 필요가 있다. 3차 고유모델 펌프는 Fig. 4(a)에서 나타난 문제점들을 개선하기위한 설계변경이 이루어 졌다. Fig. 4(b)의 유선분포는 Fig. 4(a)에서 보여준던 재순환 등의 복잡한 유동형태가 사라지고 매우 자연스런 흐름의 형태를 보여주고 있다.

Fig. 5는 인듀서의 허브와 쉬라우드 사이의 중간면(블레이드 높이의 1/2 위치에서의 면)에서의 블레이드 표면 압력분포를 KeRC 펌프와 3차 고유모델 펌프에 대해 각각 보여준다. Fig. 5(a)에서 KeRC 펌프의 인듀서 입구에서 출구로 가면서 압력분포는 약 1/3 지점에서 압력의 역전이 일어나고 약 2/3 지점에서 재역전이 일어난다. 인듀서 입구에서 인듀서가 유체에게 일을 하던 것이 중간 부분으로 가면서 단면적과 평균 반경이 감소해서, 인듀서 회전에 의한 원심력과는 반대방향인 구심

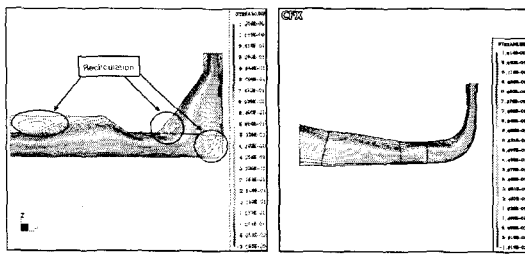
방향으로 유체가 움직이면서 에너지를 잃으면서 구심터빈과 같이 오히려 인듀서가 유체에게 일을 받는 영역이 나타난다. 이 구간에서의 인듀서 블레이드각도 적절하지 못한 것으로 판단된다. 후반부에서는 다시 정상적으로 인듀서가 일을 하게 되는 것을 볼 수 있다. 이런 이유들로 인해 유체가 인듀서를 지나면서 처음에는 전압이 증가하다가 다시 감소하는 현상이 나타나고, 임펠러를 지나면서 급격히 증가한다. 인듀서에서의 수두상승도 설계치에 비하여 너무 낮게 나타났다. 반면, Fig. 5(b)의 3차 고유모델 연료펌프의 경우는 블레이드 표면에서의 압력역전이 나타나지 않았고 적절한 깃하중(blade loading)을 유지하고 있는 것으로 나타났으며 인듀서의 양정도 충분한 것으로 확인되었다.

### 4.3. 실험결과와의 비교검토

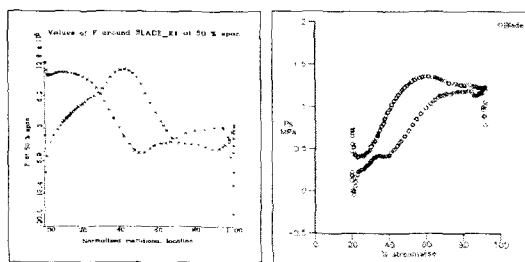
연료펌프 3차 고유모델은 제작의 편의성과 기존 터보펌프 시스템과 조립의 용이함을 위하여 일부 형상을 수정하여 제작하고 성능시험하게 되었다. 인듀서 부분의 입구측 케이싱에 rpm 센서가 부착되는 관계로 케이싱 단면 형상을 수평의 직선부를 가지도록 하였다. 인듀서와 임펠러는 높은 효율을 가질 수 있는 3차원 형상의 블레이드로 설계되었다. 볼류트는 가공공정으로만 제작이 가능하도록 단순한 형태의 4각형 단면의 볼류트로 설계하였다. 이러한 인듀서와 볼류트 형상은 기 제작된 터보펌프 시스템의 형상과 배치의 변화를 최소화하는 방향으로 설계된 것이다.

설계된 연료펌프를 앞서 설명한 바와 같이 일부 형상을 수정하여 (주)로템과 한국항공우주연구원에서 제작 및 성능시험을 수행하였다. 실험에서는 액체메탄 대신에 물을 작동유체로 사용하였으며, 회전수는 12440, 15100, 15620 rpm에서 성능측정하였으며, 실제 가동조건(LCH4, 110 K, 50,000 rpm)으로 변환한 성능을 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6에서 심볼○는 최종적으로 설계된 연료펌프의 측정된 수두를 나타내고 심볼●는 설계점에서 수두를 표시하였다(□와 △는 이전의 설계모델에 대한 측정값으로 본 논문에서는 사용하지 않았음). 측정된 펌프의 전양정은 설계값에 아주 근접(약 1.4% 차이)하고 있음을 알 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 제작을 용이하게 하기위하여 볼류트의 형상을 단순화하였으나 좀더 효율적인 볼류트 형상을 갖도록 변경한다면 설계값보다 조금 높은 압력상승이 있을 것으로 예상된다.

Fig. 7에서는 설계된 연료펌프의 캐비테이션 성능시험 결과를 설계값과 비교하였다. 심볼●는 실험적으로 얻어진  $NPSH_{CR}$ 이고 심볼○는 설계점에서 예측된  $NPSH_{CR}$ 을 나타낸다. Fig. 7에서 알 수 있듯이 예측된 캐비테이션 성능과 실험적으로 얻어진 캐비테이션 성능이 거의 일치함을 볼 수 있다. 따라서 설계된 연료펌프



(a) KeRC model (b) KIMM model III  
Fig. 4 Streamlines on meridional plane



(a) KeRC model (b) KIMM model III

Fig. 5 Inducer blade surface pressure distribution (mid-channel)

는 캐비테이션이 없는 성능뿐만 아니라 캐비테이션 성능까지 정확하게 예측하고 정교하게 설계된 것으로 판단된다.

## 5. 결론

인두서가 장착된 원심펌프에 대한 평균반경 해석기법을 분석하여, 수력성능을 예측(1차원 해석)할 뿐만 아니라 새로운 펌프의 설계가 가능하도록 하였다. 해석기법 및 프로그램의 타당성을 검증하기 위해 KeRC의 모델시험에 적용, 실험치와 예측치를 비교하였다. 또한 독자적인 연료펌프의 설계를 수행하여 국내 고유모델에 대한 설계안을 마련하였으며, 펌프 내부유동에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 유동특성을 분석하고 설계된 펌프의 성능을 평가하고 설계 개선 방안을 모색하였다. 설계된 연료펌프에 대한 제작 및 성능시험이 (주)로템, 서울대 및 한국항공우주연구원에 의해 수행되었으며, 실험 결과를 설계성능 및 3차원 유동해석 결과와 비교하여 연료펌프의 성능을 검증하였다. 이상의 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 본 성능예측기법은 연료펌프의 모델시험 데이터에 대하여

캐비테이션 없는 성능(수두, 동력, 효율) 및 캐비테이션 성능(NPSH)의 측면에서 잘 일치한다.

- (2) KeRC 연료펌프는 설계요구 성능을 비교적 만족시키고 있으나, 수두 및 소요동력이 약 10% 높고, 최대효율이 설계점(9.0 kg/sec) 보다 큰 유량에서 나타나는 것으로 예측되고 있으므로, 새로운 설계시 이에 대한 보완이 필요하다.
- (3) 개발된 TPP-R 프로그램은 인두서 부착형 원심펌프에 대하여 신속하고 용이하게 1차원 해석 및 기본설계를 할 수 있으며, 하나의 상용 프로그램(PERFIG)보다 정확하다.
- (4) 회전수와 작동유체를 변경한 모델실험에 대하여 상사법을 적용시킨 성능 데이터는 예측된 성능과 일관된 경향을 보이고 있으므로, 모델시험의 타당성을 입증되었다.
- (5) 고유모델 펌프 내부유동에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 유동특성을 분석하고 설계된 펌프의 성능을 평가하였다. 유동해석에 의한 성능평가 결과를 설계에 반영하는 수차례의 수정설계를 통하여 터보펌프용 연료펌프의 고유모델 설계를 완료하였다. 3차 고유모델 연료펌프는 설계사양을 잘 만족하면서도 비교적 높은 효율을 가지는 것으로 나타났다.
- (6) 설계한 3차 고유모델 연료펌프에 대한 실험적 측정결과와 설계성능을 비교하였을 때 캐비테이션이 없는 성능이나 캐비테이션 성능 모두 다 잘 일치하고 있는 것을 볼 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부가 지원하는 민간경용기술개발사업(고압터보펌프의 개발, (주)로템 주관)의 일환으로 수행되었다.

## 참고 문헌

- (1) Douglas H.W., et al., 1973, "Liquid rocket engine centrifugal flow turbopumps", NASA SP-8109
- (2) Huzel K., Huang D.H., 1971, "Design of liquid propellant rocket engines", 2nd Ed, NASA SP-125
- (3) Jakobsen J.K., 1971, "Liquid rocket engine turbopump inducers", NASA SP-8052
- (4) Kalmykov G.P., et al., 2001, "Calculation of hydraulic and geometric parameters of pumps", KeRC Report, Contract No. HYSA-99-S001
- (5) NREC, 1995, "An interactive graphics system for the performance prediction of centrifugal pumps - User's Guide PERFIG", Ver. 2.2.4, NREC
- (6) 윤의수, et al., 2002, "터보펌프용 연료펌프의 평균유선 성능해석", 유체기계저널 제5권 제1호, pp. 33~41.
- (7) Horlock J.H., "Axial flow compressors", Robert E. Krieger Pub. Co., 1982
- (8) Kalmykov, G.P., et al., 2001, "Pumps and turbine model test on KeRC stand results", KeRC Report, Hysa-99-S001
- (9) CFX-BladeGen user's Guide, Ver. 4.1.
- (10) Tascflow user documentation, Ver. 2.10, Vol. 2.

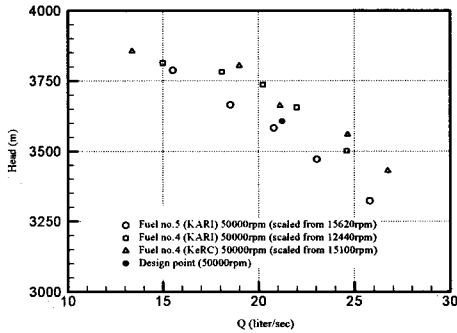


Fig. 6 Measured non-cavitating performance of the pump

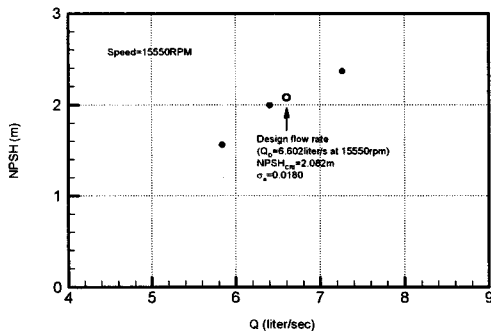


Fig. 7 Measured cavitating performance of the pump