

임펠러 및 플로팅 링 실이 원심 펌프의 성능에 미치는 영향[§]

김대진^{*†} · 최창호^{*} · 홍순삼^{*} · 김진한^{*}

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀

Effects of Impellers and Floating Ring Seals on Performance of Centrifugal Pumps

Dae-Jin Kim ^{*†}, Chang-Ho Choi ^{*}, Soon-Sam Hong ^{*} and Jinhan Kim ^{*}

* Turbopump Team, Korea Aerospace Research Institute

(Received April 19, 2011 ; Revised June 23, 2011 ; Accepted June 24, 2011)

Key Words: Turbopump(터보펌프), Centrifugal Pump(원심 펌프), Head(양정), Efficiency(효율), Impeller(임펠러), Floating Ring Seal(플로팅 링 실)

초록: 임펠러 및 플로팅 링 실의 형상이 원심 펌프의 성능에 미치는 영향을 수류 시험 결과를 토대로 연구하였다. 연구 대상이 된 펌프는 30 톤급 및 75 톤급 액체로켓엔진용으로 개발된 단단 원심형 펌프로 연소실에 추진제(액체산소, 케로신)를 공급하는 터보펌프의 일부이다. 펌프의 양정은 임펠러 출구 폭 및 날개 개수, 날개의 출구 각도의 영향을 받는 것으로 나타났다. 또한 개발된 펌프는 플로팅 링 실의 간극에 따라 그 효율에 차이가 있었으며, 크기 증가에 따른 효율 증가 효과는 크게 나타나지 않았다.

Abstract: The effects of an impeller and floating ring seals on the performance of centrifugal pumps are investigated on the basis of their test results using water. The pumps are single-staged centrifugal pumps developed for 30-ton- and 75-ton-class liquid rocket engines, and are components of a turbopump that supplies propellants (liquid oxidizer and kerosene) to the combustion chamber. The exit width of the impellers and the numbers and exit angles of the impeller blades are found to have influences on the pump heads. In addition, the pumps have different efficiencies according to the gaps between the floating ring seals and the impellers, whereas the pump size seems to have less effect on the efficiency.

- 기호설명 -

- r_{2i} : 임펠러 입구 끝단 반경
- r_{2t} : 임펠러 출구 반경
- b_2 : 임펠러 출구 폭
- β_{2b} : 임펠러 날개 출구 각도
(원주의 접선 방향 기준)
- n_2 : 임펠러 날개 개수
- r_{ff} : 전방 플로팅 링 실 반경
- r_{rf} : 후방 플로팅 링 실 반경
- Δ_{ff} : 전방 플로팅 링 실 간극
- Δ_{rf} : 후방 플로팅 링 실 간극
- Q : 유량
- H : 양정

- A_1 : 입구유로 단면적
- U_{1t} : 인듀서 날개 입구 끝단 속도
- U_{2t} : 임펠러 날개 출구 끝단 속도
- ϕ : 유량 계수
- ψ : 양정계수
- η : 효율

1. 서론

효율이 높고 추력 제어가 쉽기 때문에 추력이 큰 발사체에 일반적으로 널리 사용되는 액체로켓 엔진시스템은 추진제의 공급 방법에 따라 가압식 엔진시스템과 터보펌프식 엔진시스템으로 나눌 수 있다. 이 중 터보펌프식 엔진시스템은 탱크 압력을 낮출 수 있고, 펌프를 통해 연소실에서 요구되는 높은 압력의 추진제를 공급할 수 있기 때문에 탱크 무게를 줄이고 성능 향상을 꾀할 수 있는 이점이 있다. 이런 이유로 현재 운용되고 있는 대부

§ 이 논문은 2011년도 대한기계학회 유체공학부문 춘계 학술대회(2011. 4. 15.-16., 포항공대) 발표논문임

† Corresponding Author, rain301@kari.re.kr

© 2011 The Korean Society of Mechanical Engineers

분의 액체로켓엔진은 터보펌프식 엔진시스템을 채택하고 있다.⁽¹⁾

그러나 터보펌프는 저온의 산화제와 고온의 터빈 구동가스가 공존하며, 엔진에서 가장 높은 압력으로 작동되는 반면 고속으로 회전하는 회전체를 갖고 있고, 추진제 탱크의 압력을 최소화하기 위해 펌프가 캐비테이션 환경에 노출될 수 밖에 없다. 이런 이유로 터보펌프는 기술적 난제가 많은 발사체 부품 중 하나로 알려져 있다⁽²⁾. 한편 고압의 유체를 공급하기 위해서 터보펌프에는 원심형펌프가 주로 쓰이며, 캐비테이션을 줄이기 위해 펌프 임펠러 앞에 인듀서를 장착하거나 별도의 부스터 펌프를 사용한다.

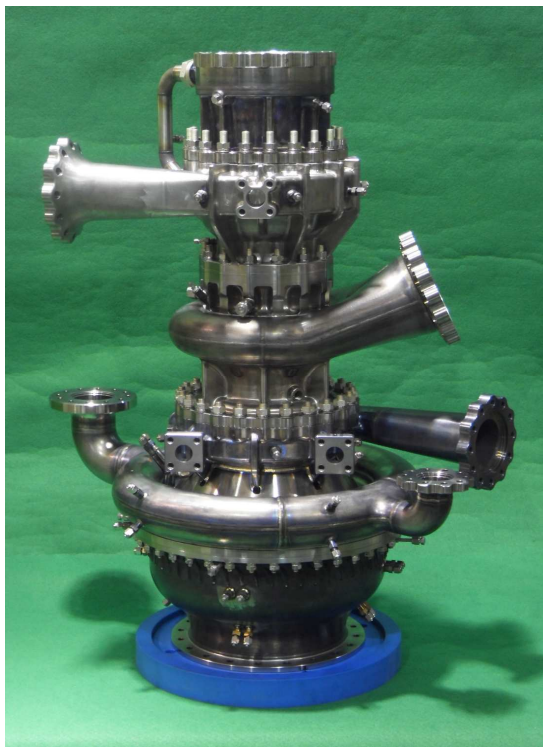


Fig. 1 75-ton class turbopump of KARI

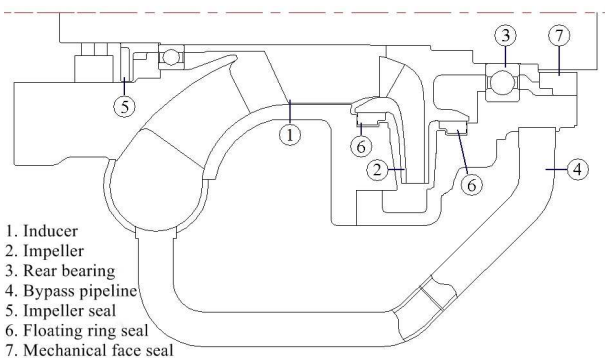


Fig. 2 Layout of centrifugal pump for liquid rocket engine

국내 터보펌프의 개발은 1999 년부터 본격적으로 시작되었는데, 2008 년 30 톤급 액체로켓엔진에 적용 가능한 터보펌프에 대한 실매질 조건에서의 검증이 설계점/탈설계점 모두 완료⁽³⁾되어 실용화의 단계에 이르렀다. 현재 한국항공우주연구원(항우연)에서는 KSLV-I 사업의 후속으로 진행될 한국형 발사체 사업을 위한 75 톤급 엔진용 터보펌프(Fig. 1)를 개발 중에 있다.

항우연에서 개발한 터보펌프는 모두 액체산소와 케로신을 매질로 하는 개방형 액체로켓엔진에 적용 가능한 모델이다. 단단 원심형 펌프인 산화제 펌프(Oxidizer Pump; OP), 연료펌프(Fuel Pump; FP)와 이를 구동하기 위한 단단 증동형 터빈으로 구성된 일축식 모델로 작동 온도 환경과 흡입성능을 고려하여 산화제펌프-연료펌프-터빈 순서로 배치되어 있다. 또한 산화제펌프와 연료펌프 사이에는 혼합 방지실(inter-propellant seal)을 설치하여 두 추진제가 섞이는 것을 방지한다.

개발된 펌프들은 그 개발단계에 따라 검증용 모델(Demonstration Model; DM)과 시험용 모델(Experimental Model; EM) 로 나눌 수 있다. 30 톤급 펌프는 검증용 모델을 가지고 물과 액체질소를 이용한 상사시험을 실시하여 성능을 확인한 뒤, 시험용 모델에 대한 해외 실매질 시험을 통해 설계의 안정성 및 성능을 검증하였다. 75 톤급 펌프는 현재 검증용 모델에 대한 상사매질시험으로 그 성능을 검토하고 있다. 여기서는 그간 제작된 액체로켓엔진용 원심 펌프들의 성능을 수류 상사 시험 결과를 토대로 비교하여, 성능에 영향을 미치는 요인들에 대해 검토해 보도록 하겠다.

2. 액체로켓엔진용 펌프 개요

개발된 펌프의 레이아웃⁽⁴⁾을 Fig. 2 와 같이 나타내었다. 펌프는 그 배치와 주변 부품에 따라 형상이 조금씩 다르지만 기본적인 레이아웃은 큰 차이가 없다. 펌프의 입구에서 들어온 유체는 인듀서와 임펠러를 통해 가압되어 볼류트를 통해 펌프 출구로 나간다. 가압된 유체의 일부는 임펠러의 앞뒤로 유입되는데 이 통로를 이차유로(secondary flow passage)라고 하며 임펠러 쇼울더(shoulder)와 이를 감싸고 있는 플로팅 링 실의 간극에 따라 이차유로를 흐르는 유체의 양(누설유량)이 제어된다. 이차유로의 전방으로 흐르는 유체는 임펠러 출구에서 전방 플로팅 링을 거쳐 인듀서 후단으로 순환된다. 그리고 이차유로의 후방으로 흐르는 유체

는 임펠러 출구, 후방 플로팅 링을 거쳐 후방 배어팅을 냉각시킨 뒤 바이패스 배관을 통해 입구 케이싱으로 순환된다.

플로팅 링 실의 간극이 커지면 간극에서의 유체 저항이 감소하여 누설유량이 증가하기 때문에 펌프의 체적 효율이 감소하고 펌프의 양정 및 효율이 떨어질 수 있다. 반면 간극이 너무 작으면 플로팅 링 실이 안정적으로 작동하지 못하고 임펠러와의 마찰이 심해질 수 있다. 특히 폭발 가능성이 있는 추진제를 매질로 하는 펌프에서는 이러한 점을 고려하여야 한다. 또한 플로팅 링 실의 간극과 임펠러 쇼울더의 직경에 따라 펌프의 축추력이 바뀌기 때문에 이 점 역시 고려하여야 한다.

Table 1 은 산화제펌프 임펠러의 설계를 비교한 것이다. 임펠러 출구 폭은 75 톤급에서 가장 크며, 날개의 출구 각도는 세 모델이 각각 다르다. 일반적으로 임펠러 출구 폭과 날개의 출구 각도가 클수록 양정이 올라간다고 알려져 있다. 30 톤급 펌프의 임펠러가 9 개의 날개로 구성되어 있는데 반해, 75 톤급에서는 양정 증가를 위해 임펠러 날개 구성을 6 개의 주날개와 6 개의 보조날개로 변경하였다. 플로팅 링 실의 간극은 30-OP-DM 에서 가장 좁으며, 75-OP-DM 에서는 실험 시점에서 검증된 30-OP-EM 의 수준을 유지하고자 하였다.

Table 2 에는 연료펌프 임펠러의 설계를 비교하였다. 30-FP-EM 은 양정을 낮추기 위해 임펠러 출구 폭을 줄여서 설계하였다. 75-FP-DM 은 양정 증가를 위해 출구 폭을 키우고, 날개의 출구 각도를 증가시켰다. 또한 플로팅 링 실의 간극을 줄였는데, 간극이 줄어든 만큼 펌프의 성능이 향상될 것으로 기대할 수 있다. Fig. 3 은 75 톤급 원심펌프용으로 제작된 임펠러(위쪽이 산화제펌프용)이다.

Fig. 4 는 NASA 보고서⁽⁶⁾에 나타난 펌프 비속도 (specific speed; 단위는 ft, gpm, rpm)와 임펠러 크기에 따른 펌프 효율 분포에 대한 내용이다. 일반적으로 원심펌프는 비속도가 클수록 효율이 좋아진다고 알려져 있는데 Fig. 4 에서도 이와 같은 경향이 잘 드러나 있다. 참고로 개발된 산화제펌프의 비속도는 약 1500 이고, 연료펌프의 비속도는 약 800 이다. 또한 임펠러 크기가 클수록 효율이 향상되는데, 이에 대해서는 펌프가 클수록 임펠러와 케이싱의 간극을 작게 하여 누설 유량을 줄일 수 있고, 표면 조도를 좋게 하여 유체와의 마찰을 줄일 수 있기 때문⁽¹⁾이라고 알려져 있다. 이 외에도 펌프의 크기가 클수록 기계적 마찰 손실 또한 상대적으로 감소한다고 알려져 있다.

원심펌프의 수류시험에서 측정된 유량(Q)과 양정(H)은 각각 유량계수(flow coefficient; ϕ)와 양정계수(head coefficient; ψ)로 무차원화 할 수 있는데 각각의 정의는 다음과 같다.

$$\phi = Q / (A_1 U_{1r}) \quad (1)$$

$$\psi = H / (U_{2t}^2 / 2g) \quad (2)$$

Table 1 Design parameter of oxidizer pump impeller

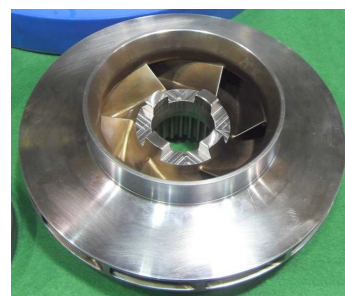
Index	30-OP-DM	30-OP-EM	75-OP-DM
r_{2i} / r_{2t}	0.677	0.694	0.690
b_2 / r_{2t}	0.189	0.185	0.200
β_{2b}	25	30	35
n_2	9	9	6+6
Δ_{ff} / r_{ff}	0.00306	0.00449	0.00366
Δ_{rf} / r_{rf}	0.00300	0.00360	0.00353

Table 2 Design parameter of fuel pump impeller

Index	30-FP-DM	30-FP-EM	75-FP-DM
r_{2i} / r_{2t}	0.470	0.470	0.496
b_2 / r_{2t}	0.096	0.090	0.104
β_{2b}	25	25	30
n_2	9	9	6+6
Δ_{ff} / r_{ff}	0.00337	0.00337	0.00255
Δ_{rf} / r_{rf}	0.00341	0.00333	0.00235



(a) Oxidizer pump



(b) Fuel pump

Fig. 3 Impeller of oxidizer pump and fuel pump

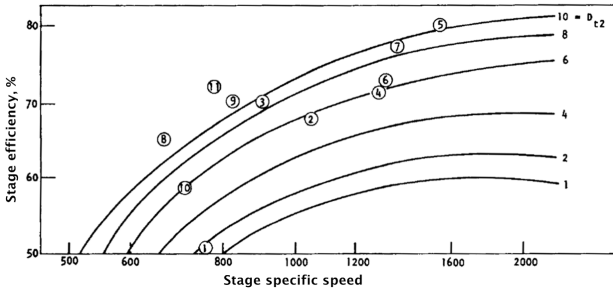


Fig. 4 Influence of specific speed and impeller size on efficiency

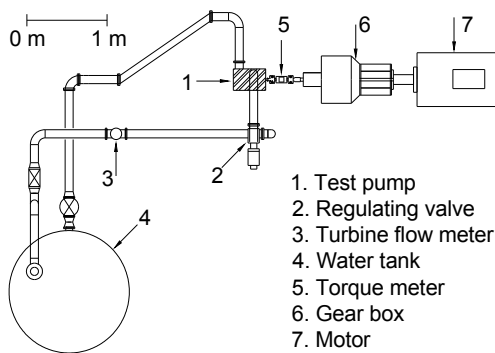


Fig. 5 Schematics of test facility

개발된 펌프의 수류 상사 시험은 항우연에 있는 터보펌프 성능시험설비⁽⁶⁾의 펌프시험실(Fig. 5)에서 실시하였다. 펌프는 모터와 기어박스를 이용하여 구동되며, 상온의 물을 폐회로로 순환시켜 시험이 이루어지는데, 시험 중에 펌프에 캐비테이션이 생기지 않도록 시험 전 폐회로를 가압한다. 펌프의 유량은 출구 배관 쪽에 위치한 터빈 유량계에서 측정되며 측정 정밀도를 높이기 위해 유량계 전단에 정류관(straightener)을 설치하였다. 구동 토크는 기어박스과 펌프 사이에 장착된 토크미터에서 측정된다. 그리고 펌프의 입출구 배관에는 양정 측정을 위한 압력 센서가 연결되어 있다. 각 펌프의 시험은 모터와 기어박스의 규격을 고려하여 정격 회전수 대비 40~50% 수준에서 진행하였으며, 글로브 밸브를 통해 조절되는 펌프의 작동 유량계수비(시험 유량계수의 설계유량계수에 대한 비율)는 85%~115%로 설정하였다.

3. 펌프 성능 비교

산화제펌프에 대한 수류시험에서 나타난 유량계수비에 대한 양정계수의 경향을 Fig. 6 과 같이 나타내었다. 전반적으로 임펠러 출구각이 크고, 날개

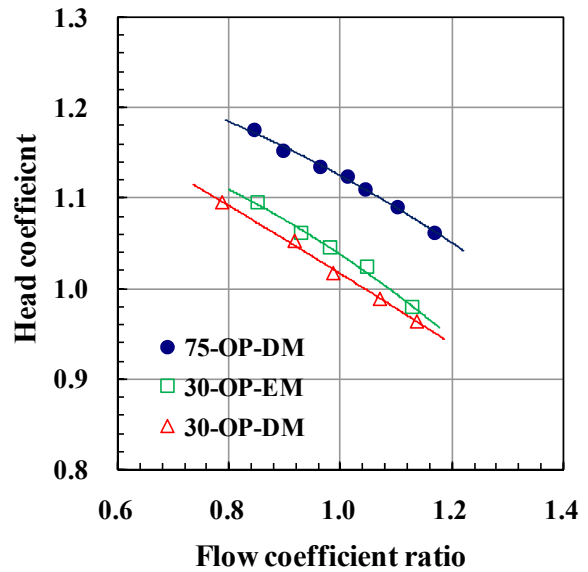


Fig. 6 Head coefficient according to flow coefficient ratio of oxidizer pump

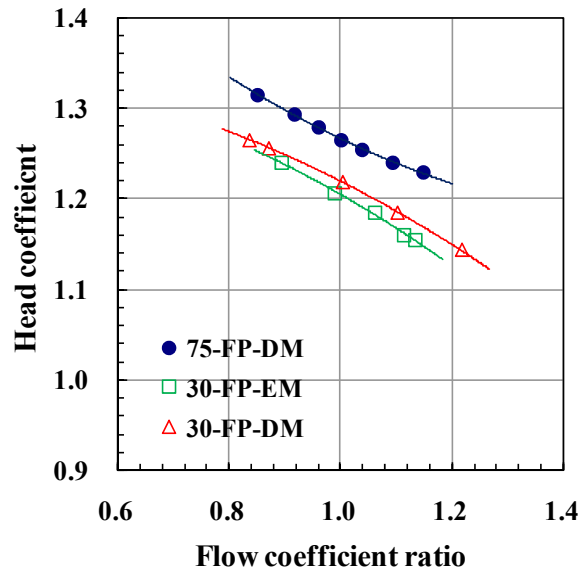


Fig. 7 Head coefficient according to flow coefficient ratio of fuel pump

개수가 많은 75-OP-DM 의 양정계수가 다른 두 모델의 양정계수보다 큰 것을 알 수 있다. 반면 30-OP-EM⁽⁷⁾의 경우에는 임펠러 출구각이 30-OP-DM 보다 크지만, 출구 폭이 작기 때문에 양정계수의 증가가 상대적으로 작게 나타났다. 또한 그림을 통해 75-OP-EM 의 양정계수가 상대적으로 유량계수비에 둔감한 것을 확인할 수 있는데 임펠러 출구각이 큰 영향으로 고유량에서의 손실이 감소했기 때문으로 판단된다.

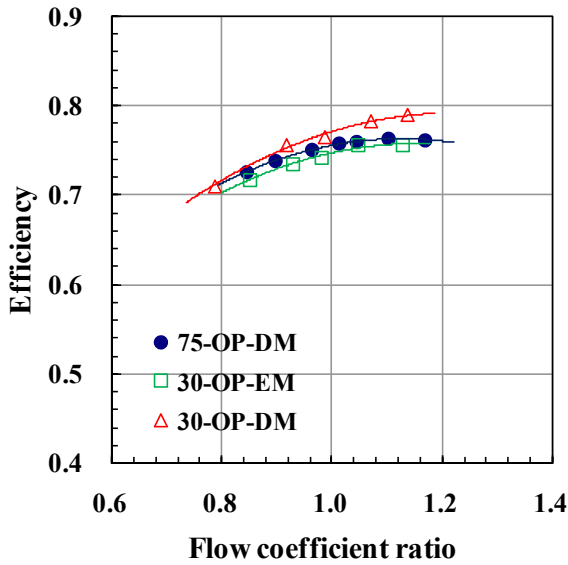


Fig. 8 Pump efficiency according to flow coefficient ratio of oxidizer pump

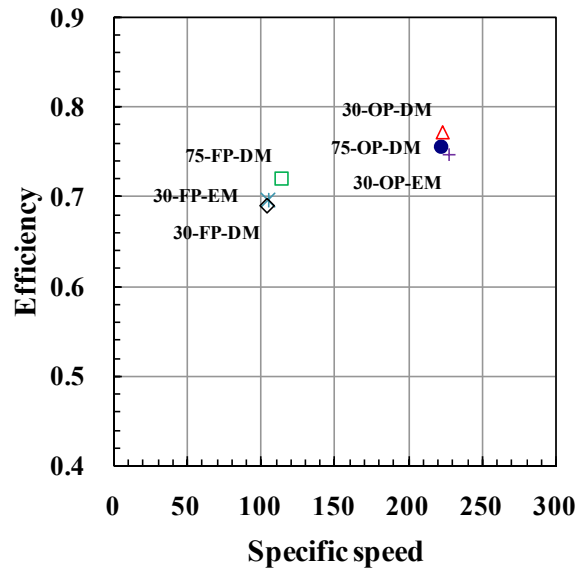


Fig. 10 Pump efficiency according to specific speed

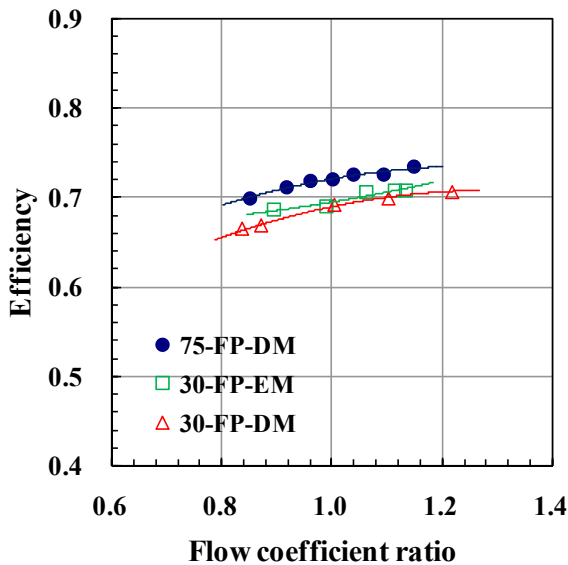


Fig. 9 Pump efficiency according to flow coefficient ratio of fuel pump

연료펌프에 대한 수류시험에서 나타난 유량계수비에 대한 양정계수의 경향을 Fig. 7 과 같이 나타내었다. 연료펌프는 산화제펌프보다 전반적으로 양정계수가 크다. 75-FP-DM 에서 나타난 양정계수의 증가 현상은 산화제펌프와 마찬가지로 임펠러 출구각과 날개 개수의 영향으로 생각된다. 또한 75-FP-DM 은 다른 모델과 달리 저유량 영역에서 양정 상승폭이 큰 것으로 나타났다. 그리고 임펠러 출구 폭을 줄였던 30-FP-EM⁽⁷⁾는 30-FP-DM 보다 양정계수가 감소하였다.

Fig. 8 은 산화제펌프 수류시험에서 측정된 유량계수비에 대한 효율의 경향이다. 개발된 펌프의 효율은 로켓엔진용으로 개발된 다른 나라의 펌프의 효율⁽⁸⁾과 비슷한 수준이다. 75-OP-DM 과 30-OP-EM 의 효율이 비슷한 것으로 미루어 보아 임펠러 크기 증가에 따른 효율 상승 효과는 크지 않을 것으로 예상된다. 30-OP-DM 의 효율이 가장 좋은 것은 누설로 인한 손실이 감소하여 펌프의 체적효율이 높기 때문으로 해석된다. 플로팅 링 실 간극 축소의 효과는 30 톤급 액체로켓엔진용으로 개발된 다른 펌프^(9,10)에서도 확인할 수 있다.

Fig. 9 는 연료펌프 수류시험에서 측정된 유량계수비에 대한 효율의 경향이다. 연료펌프의 효율은 산화제펌프보다 작는데, 이는 낮은 비속도로 인해 마찰 손실이 증가하기 때문으로 알려져 있다. 세 모델 중 75-FP-DM 의 효율이 가장 높는데, 이는 30-OP-DM 에서와 같이 플로팅 링 실 간극 축소로 체적 효율이 증가했기 때문으로 추정되며 크기 증가로 인한 펌프 효율 향상은 크지 않은 것으로 보인다. 연료펌프의 경우 산화제펌프와는 달리 폭발의 위험이 없기 때문에 작은 간극에서 운용이 가능할 것으로 보인다. 그리고 30-FP-EM 의 효율이 30-FP-DM 보다 약간 높는데, 이는 임펠러 출구 폭 감소의 효과로 판단된다.

Fig. 10 은 펌프 비속도(rpm, m³/min, m)에 따른 효율의 경향을 비교한 그림이다. 비속도가 큰 산화제펌프의 효율이 연료펌프의 효율보다 좋은 것을 확인할 수 있으며, 플로팅 링 실 간극이 작은

30-OP-DM 과 75-FP-DM 의 효율이 상대적으로 높은 것을 알 수 있다.

4. 결 론

30 톤급과 75 톤급 액체로켓엔진에 추진제를 공급하기 위해 개발된 산화제와 케로신을 매질로 하는 원심펌프들의 성능을 수류 시험 결과를 토대로 비교하였다. 임펠러 날개 개수가 많고 날개의 출구 각도가 컸던 75 톤급 원심펌프의 양정계수가 30 톤급 모델보다 컸다. 또한 임펠러 출구 폭이 작았던 30-FP-EM 의 경우 날개의 출구 각도 증가로 인한 양정 증가가 상대적으로 작게 나타났다. 또한 비속도가 큰 산화제펌프의 효율이 연료펌프보다 좋았으며, 플로팅 링 실의 간극이 작은 펌프들은 누설유량의 감소 효과로 인해 효율이 높은 것으로 나타났다. 그러나 크기 증가에 따른 효율 증가 효과는 두드러지지 않은 것으로 추정되었다.

참고문헌

- (1) Huzel, D. K. and Huang, D. H., 1992, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, AIAA Press, Washington D. C.
- (2) Kim, J., 2008, "Status of the Development of Turbopumps in Korea," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 5, pp.73~78.
- (3) Hong, S. S., Kim, D. J., Kim, J. S. and Kim, J., 2009, "Real-Propellant Test of a Turbopump of for a 30-Ton Thrust Level of Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 13, No. 3, pp.20~26.
- (4) Kim, D. J., Choi, C. H., Hong, S. S., Kwak, H. D. and Kim, J., 2011, "Water Tests of Fuel Pump for 75-ton Class Liquid Rocket Engine," *Journal of Fluid Machinery*, Vol. 14, No. 1, pp.61~65.
- (5) Anon., 1973, "Liquid Rocket Engine Centrifugal Flow Turbopumps," NASA Monograph SP-8109.
- (6) Hong, S., Lim, H., Kim, D., Cha, B., Kang, J., Lim, B. and Kim, J., 2004, "Performance Tests and Evaluations for a Turbopump," *Journal of Fluid Machinery*, Vol. 7, No. 3, pp.84~87.
- (7) Kim, D. J., Hong, S. S., Kim, J. S. and Kim, J., 2009, "Water Tests of Pumps for Real-Propellant Tests of Turbopump," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 8, No. 1, pp.26~31.
- (8) Sutton, G. P. and Biblarz, O., 1992, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey.
- (9) Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H. and Kim, J., 2006, "The Hydraulic Tests of LOX Pumps for a Liquid Rocket Engine," *Proceedings of the fourth national congress on fluids engineering*, Vol. 1, pp.523~526.
- (10) Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H. and Kim, J., 2005, "Performance Tests of Fuel Pump for Liquid Rocket Engine," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 1, pp.7~13.