

날개뿔프에서 날개의 리탈현상을 방지하기 위한 연구

최영복, 김영범

일반적으로 날개뿔프에서는 흡입구간에서 날개의 밑공간 혹은 날개중간에 압송공간의 압력기름을 넣어주어 날개가 고정자내면에 밀음직하게 밀착되게 함으로써 날개의 리탈현상이 일어나지 않는다.[1, 2]

압송구간에서는 날개아래와 옷공간에서 유압힘은 같고 날개를 고정자내면에 밀착시키는 원심힘만 작용하게 되므로 날개의 리탈현상을 방지하자면 이 원심힘이 상대가속도에 의한 관성힘과 쓸림힘에 의해서 생기는 저항힘을 이겨내야 한다.

일반적으로 쓸림힘을 무시하고 원심힘이 관성힘보다 커야 한다는 조건으로부터 다음의 관계식이 제기된다.[1]

$$\rho - \frac{h}{2} > \frac{d^2 \rho}{d^2 \varphi} \quad (1)$$

식 (1)에서 보면 날개의 질량중심까지의 거리가 길고 날개의 관성힘은 될수록 작아야 한다는 것을 알 수 있다.

우리는 압송구간에서 두 종류의 날개가 받는 힘모형을 작성하여 날개가 받는 힘과 그것에 의하여 발생하는 쓸림힘에 대하여 고찰하였다.

1. 날개가 받는 힘모형작성

고압날개뿔프에서 일반적으로 쓰이는 머리부가 원호형인 뒤경사날개와 원호형날개에 대해서 날개가 받는 힘모형을 작성하였다.

작업때 기본날개가 받는 힘들은 유압힘 F_p , 상대운동관성힘 F_g , 원심힘 F_c , 코리올리관성힘 F_k , 고정자와 회전자에서의 접촉힘 N_1, N_2, N_3 , 쓸림힘 F_1, F_2, F_3 이다.

유압힘이 작용하지 않는다고 보면 날개를 고정자내면에 밀착시키는 힘(F_{s_1})과 그것에 저항하는 힘(F_{s_2})은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} F_{s_2} &= F_c \\ F_{s_2} &= F_g + fN_1 + fN_2 + fN_3 \sin \gamma \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 f 는 쓸림계수, γ 는 날개의 압력각이다.

날개가 과도곡선구간에서 리탈현상이 없이 고정자내면에 밀착되자면 다음의 식이 성립되어야 한다.

$$F_{s_1} - F_{s_2} = F_c - (F_g + fN_1 + fN_2 + fN_3 \sin \gamma) > 0 \quad (3)$$

식 (3)에서 보는바와 같이 날개의 리탈현상을 방지하자면 날개의 상대운동관성힘뿐만 아니라 날개가 받는 힘과 날개의 압력각도 될수록 작아야 한다는 것을 알 수 있다.

1) 뒤경사날개

압송구간에서 머리부가 원호형인 뒤경사날개가 받는 힘모형은 그림 1과 같다.

압송구간에서 날개의 압력각(γ)과 고정자곡선의 압력각(β)사이에는 다음의 관계식이 성립한다.

$$\rho_{\phi} \sin(\gamma - \beta) - r_t \sin \gamma - \frac{t}{2} + r_t = 0 \quad (4)$$

여기서 $\beta = a \tan \left\{ \frac{(R-r)V_{\phi}}{\alpha[r+(R-r)\rho_{(\phi)}]} \right\}$ 이다.

날개에 대한 힘모멘트균형방정식을 작성하여 날개가 받는 힘을 계산하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} N_1 &= \frac{N_3 m_2 (f \cos \gamma + \sin \gamma) + (d - m_2) F_k - (F_g + F_c) \rho \sin \theta}{m_1 - m_2}, \\ N_2 &= \frac{N_3 m_1 (f \cos \gamma + \sin \gamma) + (d - m_1) F_k - (F_g + F_c) \rho \sin \theta}{m_1 - m_2}, \\ N_3 &= \frac{(F_c + F_g)(m_2 - m_1 + 2f \cdot \rho \sin \theta) + (m_1 + m_2 - 2d)f \cdot F_k}{[(f^2 + 1)m_2 + (f^2 - 1)m_1] \cos \gamma + 2m_1 f \sin \gamma} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 $m_1 = h - r_t + r_t \cos \gamma + f(r_t \sin \gamma - r_t)$, $m_2 = M - f(t - r_t + r_t \sin \gamma)$, $d = d_c - r_t + r_t \cos \gamma$,

$M = \rho_{\phi} \cos(\gamma - \beta) - \sqrt{r_p^2 - \left(\frac{t}{2}\right)^2}$ 이다.

2) 원호형날개

압송구간에서 원호형날개가 받는 힘모형은 그림 2와 같다.

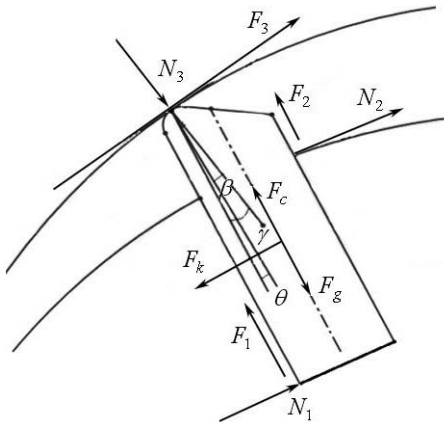


그림 1. 머리부가 원호형인
뒤경사날개가 받는 힘

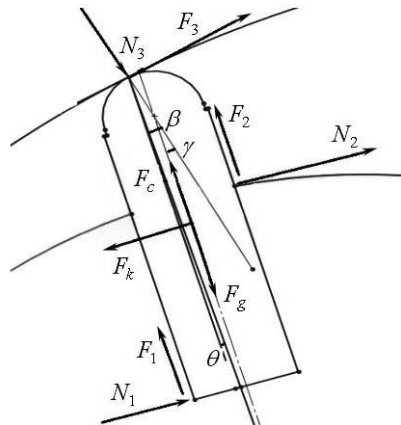


그림 2. 원호형날개가 받는 힘

압송구간에서 날개의 압력각(γ)과 고정자곡선의 압력각(β)사이에는 다음의 관계식이 성립한다.

$$\rho_{\phi} \sin(\gamma - \beta) - r_t \sin \gamma = 0 \quad (6)$$

날개가 받는 힘은 다음과 같다

$$\begin{aligned}
 N_1 &= \frac{N_3 m_2 (f \cos \gamma + \sin \gamma) + (m_3 - m_2) F_k - (F_c + F_g) r_t \sin \gamma}{m_1 - m_2}, \\
 N_2 &= \frac{N_3 m_1 (f \cos \gamma + \sin \gamma) + (m_3 - m_1) F_k - (F_c + F_g) r_t \sin \gamma}{m_1 - m_2}, \\
 N_3 &= \frac{(F_c + F_g)(-m_2 + m_1 + 2f \cdot r_t \sin \gamma) + (m_1 + m_2 - 2m_3)f \cdot F_k}{[(f^2 - 1)m_1 + (f^2 + 1)m_2] \cos \gamma + 2m_1 f \sin \gamma}
 \end{aligned} \tag{7}$$

여기서 $m_1 = h - r_t + r_t \cos \gamma + f \left(r_t \sin \gamma - \frac{t}{2} \right)$, $m_2 = M - f \left(\frac{t}{2} + r_t \sin \gamma \right)$, $m_3 = d_c - r_t + r_t \cos \gamma$,

$M = \rho_\phi \cos(\gamma - \beta) - \sqrt{r_p^2 - \left(\frac{t}{2} \right)^2}$ 이다.

2. 결과 및 분석

1) 날개머리부분곡형태

날개의 리탈현상을 방지하자면 날개를 고정자내면에 밀착시키는 힘(F_{s_1})이 그것에 저항하는 힘(F_{s_2})보다 될수록 커야 한다.

날개머리부분곡의 형태는 날개가 받는 힘에 영향을 미친다.

압송구간에서 회전각의 변화에 따르는 두 종류의 날개가 받는 힘은 표 1과 같다. 표 1에서 ΔF 는 F_{s_2} 가 최대값을 가지는 각에서 F_{s_1} 값과의 차이다.

표 1. 두 종류의 날개가 받는 힘(최대값)

구간	날개머리부분곡형태	N_1/N	N_2/N	N_3/N	F_{s_1}/N	F_{s_2}/N	$\Delta F/N$
압송	뒤경사날개	9.069	6.053	55.653	31.119	24.839	2.099
	원호형날개	5.989	9.261	54.413	31.336	25.007	2.258

표 1에서 보는바와 같이 압송구간에서 날개가 받는 힘특성을 고찰해보면 원호형날개가 뒤경사날개보다 ΔF 값이 더 크다는것을 알수 있다.

날개머리부분곡형태는 또한 날개의 압력각에도 영향을 미친다.

회전각의 변화에 따르는 두가지 종류의 날개의 압력각곡선은 그림 3과 같다.

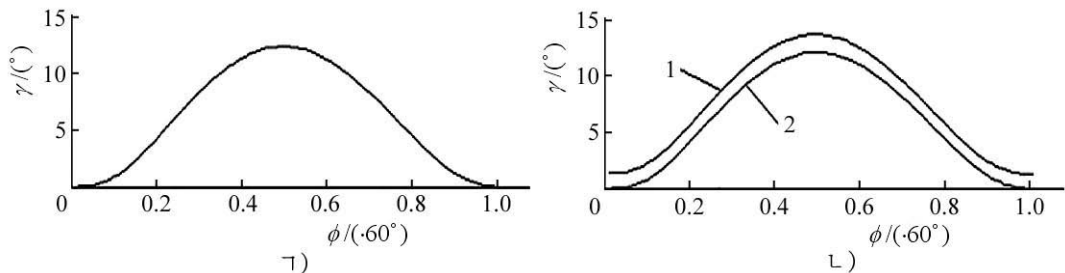


그림 3. 날개의 압력각곡선

ㄱ) 고정자곡선, ㄴ) 압송구간에서의 곡선(1-뒤경사날개, 2-원호형날개)

표 2. 두 종류의 날개압력각비교(최대값)

날개머리분곽형태	압력각 / (°)
뒤경사날개	13.69
원호형날개	12.81
고정자	12.44

고차다항식캄프로필, $R = 55\text{mm}$, $r = 49\text{mm}$, $t = 3\text{mm}$, $\alpha = 60^\circ$ 를 리용한 경우 두 종류의 날개압력각을 비교하면 표 2와 같다.

표 2에서 보는바와 같이 압송구간에서 원호형날개가 뒤경사날개보다 날개의 압력각이 더 작다는것을 알수 있다.

2) 고정자내면캄프로필

날개의 리탈현상을 방지하자면 날개의 상대운동관성힘이 될수록 작아야 한다. 고정자내면프로필의 형태에 따라 날개의 상대운동관성힘이 달라진다.

중간대칭원호날개에서 고정자내면프로필의 형태에 따르는 날개가 받는 힘특성은 표 3과 같다.

표 3. 고정자내면캄프로필형태에 따르는 날개가 받는 힘

형태	N_1/N	N_2/N	N_3/N	F_{s_1}/N	F_{s_2}/N	$\Delta F/N$
1	5.989	9.261	54.417	31.336	25.007	-0.316 4
2	5.082	10.834	56.931	31.332	27.640	2.273 6

표 3에서 보는바와 같이 압송구간에서 날개의 리탈현상을 극복하자면 고정자내면프로필형태가 1인 고정자를 리용하는것이 더 좋다는것을 알수 있다.

맺 는 말

1) 압송구간에서 날개의 리탈현상을 효과적으로 방지하는데는 원호형날개가 더 좋다는것을 밝혔다.

2) 압송구간에서 날개의 리탈현상을 극복하기 위해서는 고정자내면프로필을 합리적으로 설계하여야 한다.

참 고 문 헌

- [1] 李少年 等; 西华大学学报, 25, 1, 46, 2006.
- [2] 那焱青; 兰州理工大学学报, 30, 4, 61, 2004.

주체103(2014)년 4월 5일 원고접수

Prevent of Separation Phenomenon of Vane in Vane Pump

Choe Yong Bok, Kim Yong Bom

We proposed force model of two types of vanes in the range of pressure feed and calculated forces of vane and friction in vane exactly, so that we built the theoretical basis to prevent separation of vane.

Key words: vane pump, vane, separation