

자동차 프런트 엔드 쿨링팬 주위의 점성유동 해석 Numerical Analysis of the Viscous Flow Around a Front End Cooling Fan of the Car

오건제*, 배춘근**
Keon-Je*, Oh, Chun-Keun, Bae**

<Abstract>

Viscous flow around a front end cooling fan of the car is numerically investigated. The Navier-Stokes equations and the continuity equation are solved in the flow domain. The Reynolds stresses are modelled using the $k-\epsilon$ turbulence model. The governing equations are discretized with the Finite Volume Method. The pressure and the velocity are linked with the SIMPLE algorithm. Flow and pressure characteristics around the fan are investigated. The pressure sharply increases through the fan blade. Pressure variations on the pressure and suction sides of the fan are well represented in the calculations. The flow streamlines in the blade passage are nearly parallel to the blade, but the slope of streamlines increases near the tip.

Keywords : Cooling fan, Car engine, Viscous flow, Numerical Analysis, Pressure

1. 서론

자동차 프런트 엔드 쿨링팬은 자동차 엔진 냉각계의 한 부품으로 공기를 강제로 흡입하여 엔진과 냉각수를 냉각시키는 역할을 한다. 프런트 엔드 쿨링팬은 자동차의 핵심 부품으로 자동차 냉각 시스템 성능에 크게 영향을 미치기 때문에 성능이 좋은 쿨링팬 모델 개발의 필요성은 매우 크며 이를 위해서는 팬 주위에 형성되는 점성유동 해석에 대한 연구가 필수적이다.

팬의 성능은 주위에 형성되는 공기의 점성유동에 따라서 결정된다. 그러나 모델 개발을 위한 형상 설계를 위해서는 팬 주위의 점성유동의 특성을 반영하기가 어렵기 때문에 비점성 1차원 유동해석 및 실험식 등을 사용하게 된다. 그러나 이러한 설계식들은 점성의 특성을 반영하지 못하고 있으며 또한 많은 가정이 포함되어 있다. 따라서 팬 형상을 설계한 후에는 공기의 실제 점성유동을 해석하여 압력분포가 잘 이루어지는지를 확인하여야 한다. 이를 위해서는 팬

* 정회원, 교신저자, 경남대학교 기계자동차공학부 교수, 工博
E-mail : ohkj@kyungnam.ac.kr
** 준회원, 경남대학교 대학원

* Corresponding Author, Prof., School of Mechanical Engineering and Automation, Kyungnam Univ., Ph.D.
** Graduate School of Mechanical Eng., Kyungnam Univ.

주위에 형성되는 3차원 난류 점성유동의 해석이 이루어져야 하고, 유동해석 결과를 이용하여 설계된 팬 형상을 검증하는 단계가 필요하다. 현재 국내의 자동차 냉각팬을 생산하는 자동차 부품 회사들은 엔진 쿨링 팩 시스템에 사용되는 팬들에 성능 및 유동해석 기술의 부족으로 큰 어려움을 겪고 있으며 대부분의 회사들이 외국 제품을 모방하거나 수정하여 사용하고 있는 실정이다. 따라서 국내의 자동차 쿨링팬 제작 업체가 기술 경쟁력을 높이기 위해서는 팬 주위에 형성되는 점성유동 해석에 대한 연구가 시급하다고 판단된다.

본 논문에서는 2000 CC 급 자동차 엔진에 사용될 수 있는 프런트 엔드 쿨링팬 모델에 대한 점성유동을 해석하였으며 이로부터 유동특성, 압력분포 특성 등을 살펴보았다. 레이놀즈 응력을 포함하는 Navier-Stokers 방정식과 연속방정식을 이용하였으며 난류유동 해석을 위하여 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하였다. 설계된 팬 모델 주위의 유동을 해석하여 날개 주위의 유동과 날개면 주위의 압력분포 특성 등을 살펴보았다.

2. 지배방정식과 경계조건

2.1 지배방정식

유체의 유동을 지배하는 방정식은 연속방정식과 Navier-Stokes 방정식이며 난류유동의 경우에는 레이놀즈 응력을 포함하는 레이놀즈 방정식으로 나타낼 수 있다. 레이놀즈 응력은 $k-\epsilon$ 난류 모델을 도입하여 모델링하였다[1]. 팬과 같은 임의의 3차원 형상 주위의 유동을 해석하기 위해서는 우선 지배방정식을 원통좌표계 (x, r, θ) 로 표시한 후에 이를 경계면과 좌표면이 일치하는 일반 좌표계 (ξ, η, ζ) 로 변환해야 하며 최종적인 지배방정식은 다음과 같은 형태로 나타난다^(1,2).

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \xi} (G^1 \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta} (G^2 \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta} (G^3 \phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{11}^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{22}^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \zeta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{33}^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{12}^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{23}^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{31}^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & + \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{13}^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{21}^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_{32}^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) + JS_\phi \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 $\phi = (U, V, W, k, \epsilon)$ 로 유동과 관련된 독립변수를 나타내고 G^1, G^2, G^3 는

$$G^1 = B_{11}^1 U + B_{22}^1 V + B_{33}^1 W \quad (2.a)$$

$$G^2 = B_{11}^2 U + B_{22}^2 V + B_{33}^2 W \quad (2.b)$$

$$G^3 = B_{11}^3 U + B_{22}^3 V + B_{33}^3 W \quad (2.c)$$

로 표시되는 대류항에 관련된 계수를 나타낸다^(1,2).

2.2 경계조건

유동 입·출구면에서는 모든 유동변수에 대하여 Neumann 조건을 사용하였다. 또한 주방향속도는 유량이 일정하도록 보정하였다. 벽 경계면에서는 벽 법칙을 적용하였으며 주기 경계면에서는 모든 유동변수에 대하여 동일한 주기점에 놓이는 유동변수의 값을 같게 처리하였다^(1,2).

3. 수치해석방법

지배방정식을 수치해석하기 위해서 검사체적(control volume)에 기초한 유한체적법(Finite Volume Method)을 사용하였다[3]. 격자계의 구성은 staggered 격자계를 사용하였으며 대류항 처리를 위해서 hybrid 수치기법을 사용하였다[3]. 압력은 운동량방정식과 연속방정식을 만족하도록 간접적으로 구해야 하는데 본 연구에서는 SIMPLE (Semi-Implicit-Pressure Linked Equation) 방법을 사용하였다⁽³⁾.

4. 계산결과 및 검토

4.1 계산모델

본 연구에서 해석하려는 자동차 프런트 엔드 쿨링팬의 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 본 모델은 2000 CC 급 자동차 엔진에 사용될 수 있는 것으로 형상 설계는 iDesignFan을 사용하였다⁽⁴⁾.

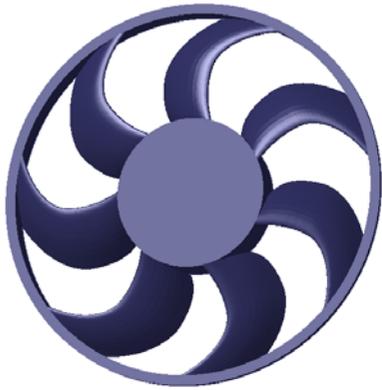


Fig. 1. The Present Fan model.

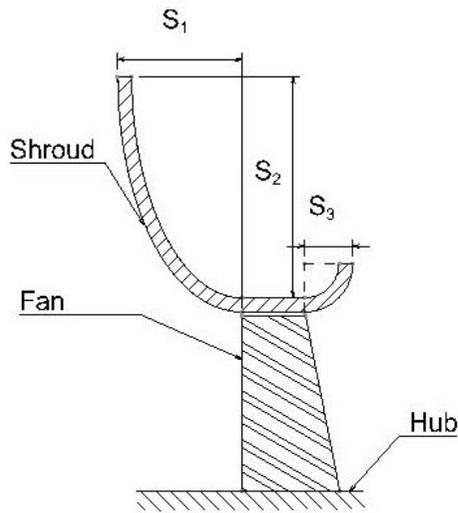


Fig. 2. Fan & Shroud Geometry and Design Parameters.

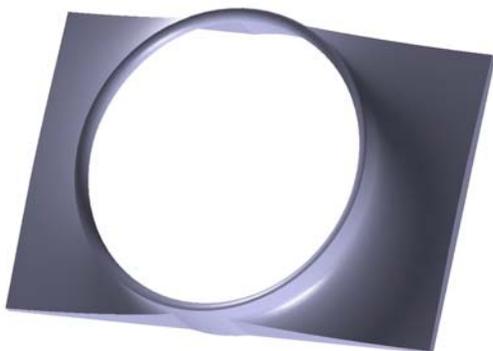


Fig.3. The Present Shroud Model.

쉬라우드는 팬의 입·출구 부분에서 유체유동의 손실을 줄여서 팬의 효율을 높이는 역할을 한다.

본 연구에서 사용한 쉬라우드 입·출구 형상을 보면 Fig. 2에 나타난 바와 같이 입구 부분은 타원형상을 사용하였고, 출구부분에서는 원호형상을 가지도록 설계하였다. 설계된 쉬라우드의 형상을 Fig. 3에 나타내었으며 팬과 쉬라우드의 설계값 들을 Table 1에 정리하였다.

유동계산 모델은 팬과 쉬라우드가 결합된 상태에서 작동한다고 가정하였다. 실제 모델은 회전하는 팬과 정지된 쉬라우드를 체결하기 위한 홈이 존재하지만 수치해석은 실제 형상을 단순화하여 계산하였다. 공기가 유입하는 상류경계면은 팬 외주 직경의 0.6배($0.6D_2$) 떨어진 곳으로 하였으며 하류경계면은 팬 외주 직경의 0.8배($0.8D_2$) 떨어진 곳으로 하였다. 유동계산은 팬의 외주직경을 기준길이, 팬의 팁속도를 기준속도로 하여 무차원화 시킨 상태에서 하였다.

점성의 영향을 나타내는 레이놀즈수 ($Re = \frac{\rho V_t D_2}{\mu}$) 는 날개의 회전수 1700 rpm 기준으로 1.15×10^6 이 된다. 또한 팬을 통과하는 유량은 설계값에 맞추어서 $Q = 1900[m^3/hr]$ 으로 하였다. 계산영역은 7개의 날개가 대칭적으로 위치하기 때문에 주기 경계면을 경계로 하여 전체 영역의 1/7 만 해석하게 된다. 격자계는 정렬 격자계(structured grid system)를 사용하였다. 격자계는 대수적인 방법을 사용하였는데 각방향에 대하여 독립적으로 일정한 공비를 가지도록 격자를 분포시켜서 팬 날개의 흡입면(suction side)과 압력면(pressure side) 사이의 영역에 대하여 H 형 형태의 격자계를 생성하였다. 격자수는

Table 1. Design Parameters of the Fan & Shroud

유량 [m^3/hr]	1900
전압상승 [mmAq]	8
회전수 [rpm]	1700
날개수	7
외주직경 [mm]	360
허브직경 [mm]	148
쉬라우드[mm] (S_1, S_2, S_3)	(20, 60, 14)

(ξ, η, ζ) 방향으로 (71, 31, 26) 개의 격자를 사용하였다. 계산에 사용된 격자계의 전체적인

모습을 Fig. 4에 나타내었다. 격자계를 보면 벽면 부근에 조밀하게 배치되어 있음을 알 수 있다.

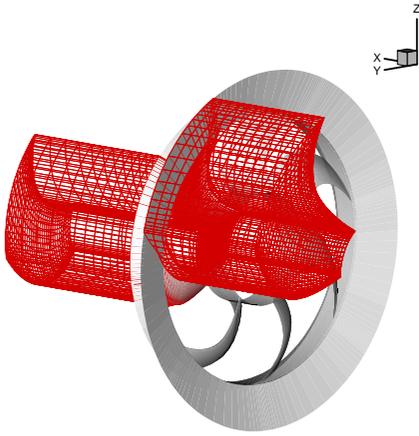


Fig. 4. Grid Construction for the Fan & Shroud.

4.2 계산결과 및 검토

팬의 역할은 입구로부터 들어오는 공기에 에너지를 전달하여 압력을 상승시킨 후에 출구로 배출하는 것이다. 이러한 팬의 특성을 알아보기 위해서 원주방향으로 평균한 압력의 변화를 허브($2r/D_2 = 0.41$)를 따라서 Fig.5에 나타내었다. 먼저 계산이 무차원양으로 이루어지므로 다음과 같이 무차원 압력을 정의하였다.

$$p^* = \frac{p}{\rho V_t^2} \quad (3)$$

여기서 $V_t = (\omega D_2)/2$ 로 팬의 팁속도를 나타낸다. Fig.5에 나타난 압력변화를 보면 팬을 지나면서 공기의 압력이 급격히 증가하는 현상을 잘 볼 수 있다. 상류경계면에서 팬 입구까지는 거의 일정한 압력을 유지하다가 팬을 통과하면서 압력이 급격히 상승하고 다시 하류에서 압력이 일정하게 유지되는 팬 압력특성을 보여주고 있다.

다음으로 날개면 위의 압력분포 특성을 살펴보았다. 먼저 날개의 흡입면 (suction side)과 압력면(pressure side)에서 무차원화된 압력의 분포를 Fig.6, Fig.7에 나타내었다. 일반적으로 날개에 유체가 통과하게 되면 날개의 양력면에서는 가속되어서 속도가 빨라지고, 압력면에서는

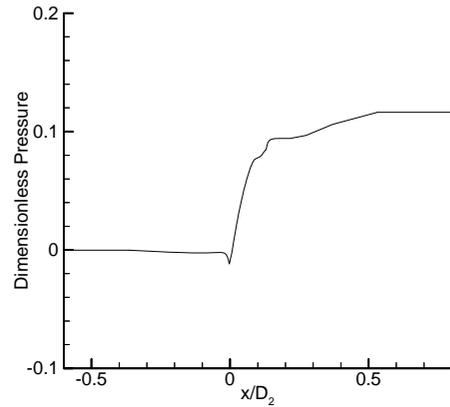


Fig. 5. Circumferentially averaged pressure distribution along the hub($2r/D_2=0.41$).

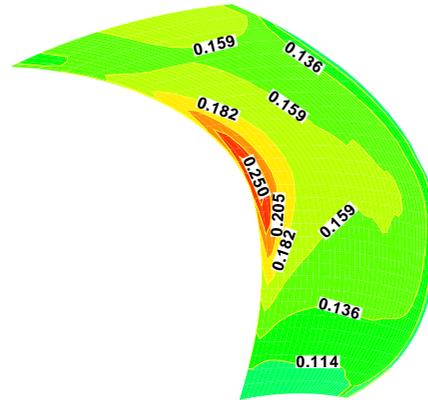


Fig. 6. Dimensionless Pressure contours on the pressure side.

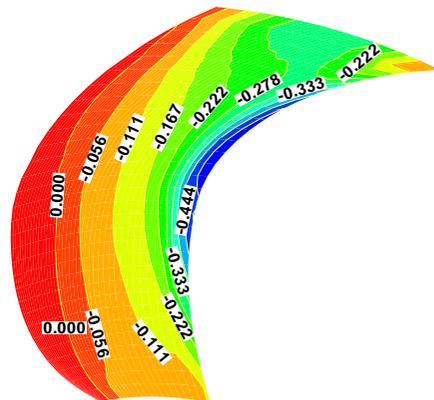


Fig. 7. Dimensionless Pressure Contours on the suction side.

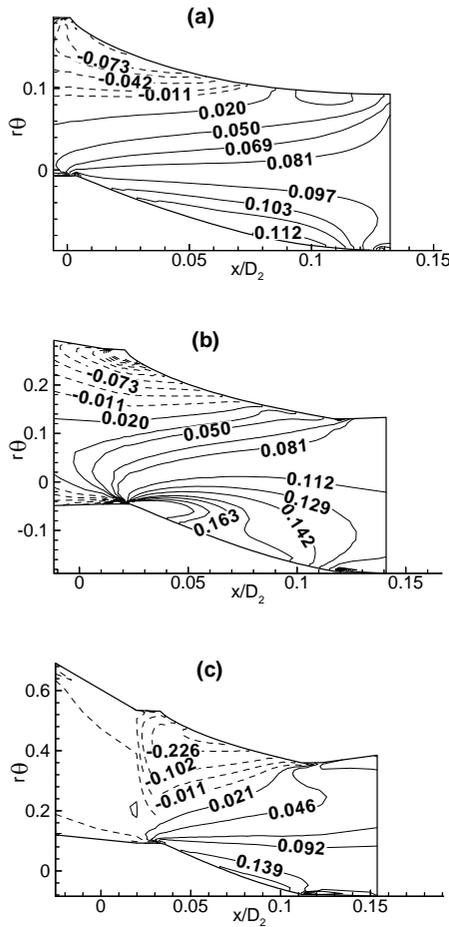


Fig. 8. Dimensionless Pressure contours in the blade passages ((a) $2r/D_2 = 0.43$, (b) $2r/D_2 = 0.7$, (c) $2r/D_2 = 0.98$, dashed negative values).

감속되어 늦어지게 된다. 이러한 속도의 변화는 압력의 변화를 가져오고 속도가 빨라지는 양력면에서는 압력이 감소하며 반대로 속도가 늦어지는 압력면에서는 압력이 증가하게 된다. 이러한 압력차이가 양력을 발생시키고 날개와 유체 사이의 에너지를 전달하는 역할을 한다. Fig. 6 과 Fig. 7을 보면 이러한 압력분포 특성이 잘 나타나고 있다. 흡입면에서는 압력이 기준값 보다 감소되어서 무차원화된 압력값이 음의 값을 가지고, 압력면에서는 압력이 증가하여 양의 값을 가짐을 알 수 있다. 흡입면과 압력면에서의 압력차이는 날개의 선단부에서 크고 후면으로 갈수록 감소하고 있음을 볼 수 있다. 또한 흡입면의 경우 역압력구배가 존재함을 알 수 있으며 날개의 선단부에서 압력이 급격히 변함을 볼 수 있다.

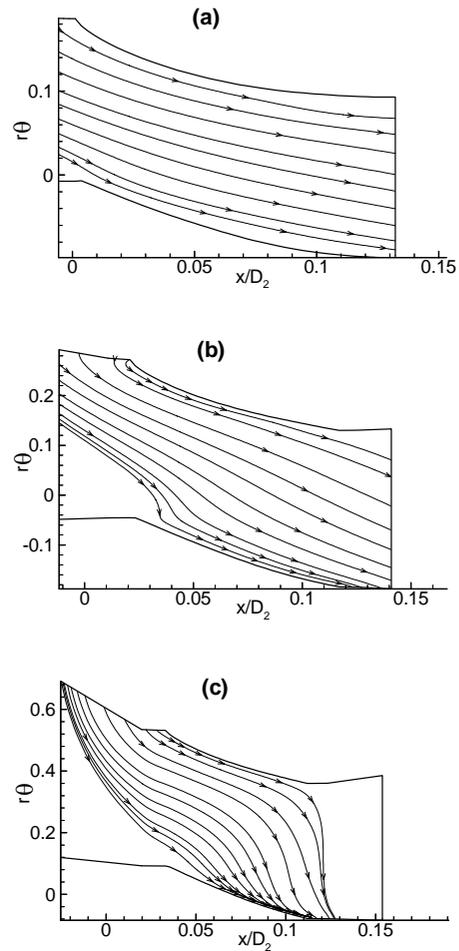


Fig. 9. Streamlines in the blade passages ((a) $2r/D_2 = 0.43$, (b) $2r/D_2 = 0.7$, (c) $2r/D_2 = 0.98$).

날개면 사이의 압력분포 특성을 살펴보기 위해서 흡입면과 압력면 사이에서의 압력변화를 Fig. 8에 나타내었다. 압력 등고선이 흡입면과 압력면을 따라서 잘 나타나 있으며, 흡입면에서 압력면으로 갈수록 압력이 증가하고 있음을 볼 수 있다. 압력 변화는 상대적으로 흡입면과 선단부로 갈수록 크게 나타남을 볼 수 있다. 다음으로 팬 날개 주위에서 공기의 흐름을 살펴보기 위해서 Fig. 9에 날개의 흡입면과 양력면 사이의 단면에서 유선의 분포를 나타내었다. 유선을 구하기 위해서 사용된 속도벡터는 상대좌표계에서 정의된 속도를 이용하였다. 즉 Fig. 9에 나타낸 유선은 회전하는 날개에서 본 유선이다. Fig. 9를 보면 날개와 날개 사이에서 공기의 흐름이 잘 나타나 있다. 허브 부근에서는 공기의 날개를 따라 흐르면서 날개방향과 공기의 흐름 방향이 잘 일치하지만 팁에서 보면 유

선의 기울기가 증가하면서 휘어지는 현상을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 2000 CC 급 자동차 엔진에 사용되는 프런트 엔드 쿨링팬과 슈라우드 주위의 점성유동을 해석하여 유동 및 압력분포 특성을 살펴보았다. 해석결과를 보면 압력의 경우 상류경계면에서 팬 입구까지는 거의 일정한 압력을 유지하다가 팬을 통과하면서 압력이 급격히 상승하고 다시 하류에서 압력이 일정하게 유지되는 팬 압력특성 이 잘 나타나 있었다. 또한 흡입면과 압력면에서의 압력 차이는 날개의 선단부에서 크고 후면으로 갈수록 감소하고 있음을 볼 수 있었으며, 흡입면의 경우 역압력구배가 존재함을 알 수 있었다. 공기의 흐름을 보면 허브 부근에서는 공기의 날개를 따라 흐르면서 날개방향과 공기의 흐름 방향이 잘 일치하지만 팁 부근에서 공기의 유선이 휘어지는 현상을 볼 수 있었다.

기 호

B_i^j	변환행렬[1]
D_2	팬 외주 직경
G^i	대류항 계수(2)
J	자코비안[1]
k	난류운동에너지
p	압력
p^*	무차원화된 압력
S_ϕ	유동변수 ϕ 의 소스항
V_t	팁속도= $(\omega D_2)/2$
Q	유량
(x, r, θ)	원통좌표계
(U, V, W)	(x, r, θ) 방향 속도성분

Γ_ϕ	유동변수 ϕ 의 확산계수
ϵ	난류운동에너지 소산율
μ	점성계수
ρ	밀도
ϕ	유동변수
(ξ, η, ζ)	일반좌표계
ω	각속도

감사의 글

본 연구는 중기거점과제인 “프런트 엔드 쿨링팩 팬 모듈 설계 및 생산기술 개발”의 연구비 지원에 의해 수행되었으며 연구에 도움을 준 (주)동환산업 관계자에게 감사드립니다.

참 고 문 헌

- 1) 오건제 : 선미 주위의 점성유동에 관한 수치 해석적 연구, 서울대학교 박사학위논문, 서울대학교, 1989.
- 2) 오건제 : 스윙을 가진 냉각탑용 쿨링팬 주위의 점성유동 해석, 한국산업응용학회논문집, 제7권, 제1호, pp. 33-39, 2004.
- 3) Patankar, S.V : Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, McGraw-Hill, New York, 1980.
- 4) 이승배 : 성능 및 소음의 Inverse Design Method를 이용한 송풍기(팬) 설계, 유체기계저널, 제5권, 제3호, 2002.

(2007년 8월 22일 접수, 2007년 11월 23일 채택)