

## 자동차 프론트 엔드 쿨링팬 개발

오 건 제\* · 조 원 봉\* · 배 춘 근\* · 이 수 화\*\* · 이 승 배\*\*\* · 주 필 호\*\*\*\*  
· 김 종 철\*\*\*\*

### Development of the Front End Cooling Fan of a Car

Keonje Oh\*, Wonbong Cho\*, Chunkeun Bae\*, Suhwa Lee\*\*, Seungbae Lee\*\*\*,  
Philho Ju\*\*\*\*, Jongcheol Kim\*\*\*\*

*Key Words* : Car Cooling Fan(자동차 쿨링팬), Design(설계), Flow Analysis(유동해석), Performance Test(성능시험)

#### ABSTRACT

A automobile front-end cooling fan are designed and tested in the present study. The design technique is developed using the one-dimensional inviscid flow through the fan blade, the empirical equations, and the performance prediction models. Numerical calculations of the three-dimensional turbulent flow around the designed cooling fan are carried out. Flow characteristics and pressure distributions on the pressure and suction side of the fan are investigated. Performance test results of the total pressure and flow rate are presented.

#### 1. 서론

자동차 프론트 엔드 쿨링 팬 시스템에 사용되는 축류형 팬은 요구수두에 비하여 상대적으로 설계 유량이 많은 특징을 가지고 있다. 또한 자동차 냉각계의 핵심을 이루는 주요 부품으로 팬의 수요는 급격히 증가하고 있으며, 팬의 효율은 자동차 냉각 시스템에 크게 영향을 미치기 때문에 효율이 좋고 소음이 적은 모델 개발의 필요성은 매우 크다고 볼 수 있다.

현재 국내의 공기 냉각계 관련 자동차 부품회사들은 프론트 엔드 쿨링 팬 시스템용에 사용되는 팬들에 대한 자체 설계 해석 및 생산기술의 부족으로 큰 어려움을 겪고 있으며 고효율 저소음 및 고신뢰성의 콤팩트 자동차 프론트 엔드 쿨링 팬 시스템용 팬 모델 개발에

대한 실적과 경험이 전무한 실정에 있다.

팬의 성능은 통과하는 유량, 동력, 수두차 등의 관계로 결정되며 주위의 유동형태는 성능에 큰 영향을 미친다. 특히 날개 익열 내부에서의 점성유동, 후류에서의 와류 등이 발생하며 이러한 유동 현상들은 팬의 성능에 큰 영향을 미친다는 것이 알려져 있다. 따라서 팬의 성능을 정확히 해석하고 효율이 좋은 팬을 개발하기 위해서는 팬 주위의 유동해석이 필요하고 이를 바탕으로 한 설계기술 개발이 필수적이다.

본 연구에서는 팬 설계기술을 개발하고, 이를 이용하여 자동차 엔진 냉각용 쿨링팬을 개발하였다. 시제품의 목표유량, 전압 등을 이용하여 2개의 시제품 모델을 설계하고, 시제품에 대한 점성유동해석, 성능시험을 통해서 각 시제품에 대한 성능특성을 파악하였다.

\* 경남대 기계자동차공학부

\*\* 하이프레스

\*\*\* 인하대 기계공학부

\*\*\*\* 동환산업(주) 연구소

E-mail : ohkj@kyungnam.ac.kr

#### 2. 축류팬의 설계이론

##### 2.1 축류팬 및 슈라우드의 설계

자동차 냉각팬의 설계에는 1차원 비점성 유동 해석에 기초한 축류팬 설계이론과 날개의 형상관계식, 경험적 관계식, 실험식 등이 사용된다. 우선 직경과 회전수는 비속도와 비직경을 이용한 Codier 선도를 이용하여 결정한다. 직경과 회전수가 결정되면 수력효율을 가정하여 각 반경에 대한 날개 입·출구에서의 속도삼각형을 결정할 수 있다. 속도삼각형이 결정된 후에는 날개의 설계 변수인 현절비  $\sigma$ , 입사각  $i$ , 편차각  $\delta$ , 캠버각  $\theta$ , 양력계수  $C_L$  등을 결정하면 된다. 날개의 설계변수들은 Howell이 제시한 2차원 관계식을 사용하였다.<sup>(1,2,3)</sup> 날개의 형상은 NACA 65 익형을 선택하였다. 또한, 날개에서 나오는 소음을 줄이기 위해서 스위프 형을 사용하였다. 스위프는 2차 비선형 함수를 사용했는데 허브로부터 2차 함수의 꼭지점까지는 회전 반대 방향으로 휘다가 다시 팁 방향으로는 회전 방향으로 휘는 형상을 사용하였다<sup>(4)</sup>. 또한 성능예측모델을 사용하여 손실을 고려하였으며 보정계수를 사용하여 설계변수값을 보정하였다. 임의의 반경  $r$ 에 대한 2차원 평면에서의 날개좌표  $(x, y)$ 가 결정되면, 스테저각  $\xi$ , sweep 각을 적용하여 완전한 팬 형상의 3차원 좌표를 얻을 수 있고 3차원 형상이 완성된다.

쉬라우드드는 팬의 입·출구 부분에서 유체유동의 손실을 줄여서 팬의 효율을 높이는 역할을 한다. 본 설계에서는 입구 부분은 타원형상을 사용하였고, 출구부분에서는 원호형상을 사용하였다.

### 3. 시제품의 설계 및 팬 익형 형상

#### 3.1 시제품설계

시제품 설계는 목표치를 기준으로 설계하였으며 자세한 설계치를 Table 1에 나타내었다. Model 2의 경우 소음을 줄이는 방향으로 설계변수를 보정하였다. 소음은 일반적으로 영각(attack angle)의 영향을 많이 받는데 영각이 클수록 소음이 증가한다. 따라서 소음을 줄이기 위해서는 영각을 줄여야 하며 이를 위해서 스테저각을 설계치보다 크게 하여 1.18배 정도로 하였다. 또한 영각을 줄이면 날개의 양력계수가 작아지기 때문에 이를 보완하기 위해서 날개 끝에서의 캠버각을 설계치보다 약간 크게 하여 1.2배 정도로 하였다. 스위프는 비선형 형태의 2차함수 형태를 사용하였다. 최종적으로 CATIA에서 구현된 팬 형상 및 쉬라우드 모델링 형상을 Fig. 1에 나타내었다.

Table 1 시제품에 대한 설계변수

항목	Model 1	Model 2
목표 유량[CMM]	30.4	32
설계 유량[CMM]	38	40
전압상승[Pa]	78.48	78.48
회전수[rpm]	1700	1800
날개수[z]	7	7
외주직경[m]	0.36	0.36
허브직경[m]	0.148	0.148
스weep [m] ( $x, y_1, y_2$ )	(0.126, -0.005, 0.013)	(0.126, -0.005, 0.013)
쉬라우드 [mm] ( $S_1, S_2, S_3$ )	(20, 60, 14)	(20, 60, 14)
스테저각 보정계수	N/A	Ktip=1.18, Khub=1.18
캠버각 보정계수	N/A	Ktip=1.2, Khub=1.0
날개길이 보정계수	N/A	Ktip=1.0, Khub=1.0

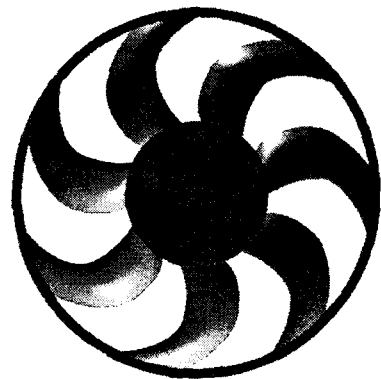


Fig. 1 팬 시제품(Model 2)

#### 3.2 팬 익형 형상

설계된 팬의 형상을 자세히 관찰하기 위해서 반경 방향에 따른 주요 설계변수들의 분포를 Fig. 2 ~ Fig. 5에 나타내었다. Model 1과 Model 2를 비교하면 전체적으로 비슷한 경향을 보이고 있지만 정량적으로 차이가 있음을 알 수 있다. 먼저 Model 2의 편향각

(deviation angle)의 분포를 보면 설계 유량의 증가로 인하여 Model 1 익형에 비하여 약간 감소한 값을 가지고 있음을 알 수 있다. 코드길이 역시 약간 증가하였는데 이는 설계 유량의 증가에 의한 영향으로 판단된다. 스테저각은 Model 2가 Model 1 형상에 비하여 증가하였음을 볼 수 있는데 이는 영각을 작게 하기 위하여 스테저각을 보정(보정계수  $K_{hub} = K_{tip} = 1.18$ )하였기 때문이다. 양력계수는 약간 감소한 값을 나타내고 있다. 양력계수의 감소는 유량증가로 인하여 전압상승의 영향이 상대적으로 작아졌기 때문으로 생각한다. 전체적으로 Model 2는 Model 1에 비하여 설계유량의 증가 효과에 의하여 날개길이의 증가와 양력계수의 감소 현상을 볼 수 있었으며 스테저각의 보정에 의해서 스테저각이 증가하였음을 알 수 있다.

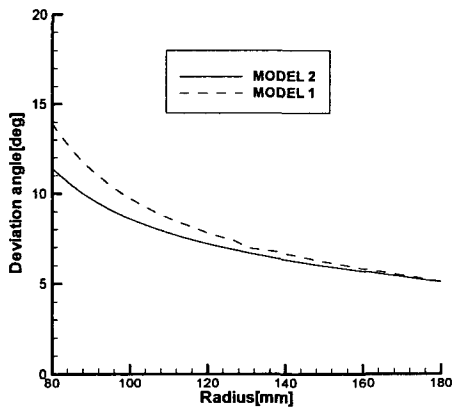


Fig. 2 편향각의 분포

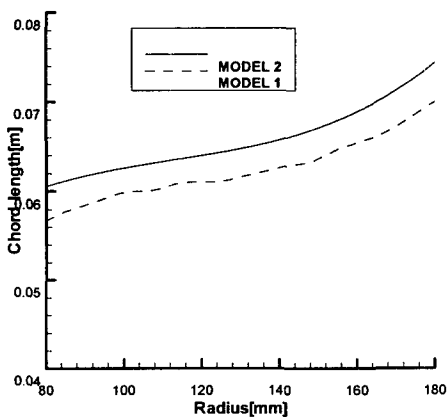


Fig. 3 코드길이의 분포

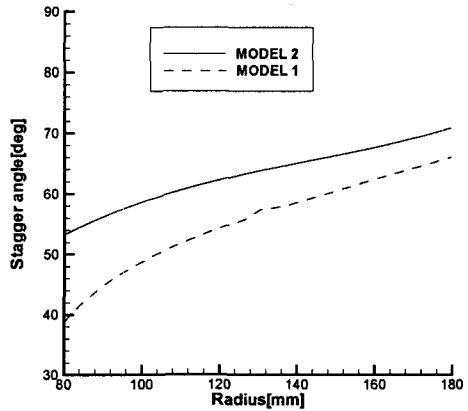


Fig. 4 스테저각의 분포

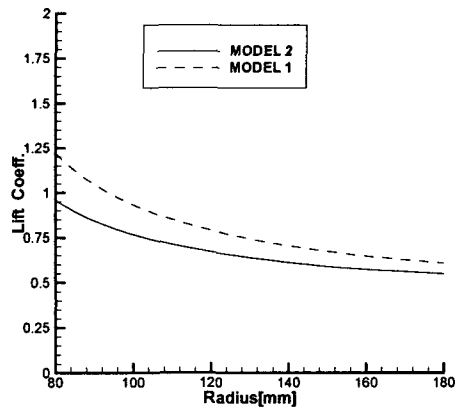


Fig. 5 양력계수의 분포

#### 4. 점성유동해석

시제품의 성능을 해석하기 위하여 모델 주위에 대한 점성유동을 계산하였다<sup>(3,5,6,7,8)</sup>.

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

점성의 영향을 나타내는 레이놀즈수는 날개의 회전수가 1800 rpm 기준으로  $1.22 \times 10^6$  이 된다. 또한 팬을

통과하는 유량은 시제품 목표치에 맞추어서  $Q=2000$  CMH로 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 각 방향에 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 ( $\xi, \eta, \zeta$ ) 방향으로 ( 71, 31, 26 ) 개의 격자를 사용하였다. 계산에 사용된 격자계의 전체적인 모습을 Fig. 6 에 나타내었다.

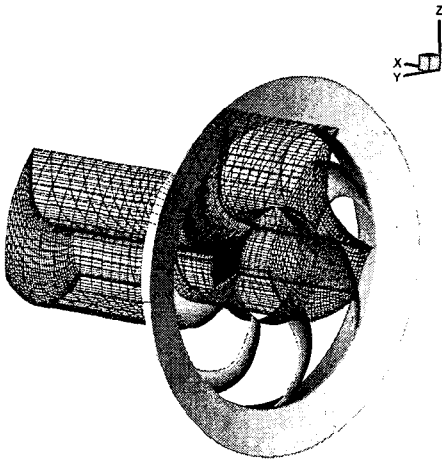


Fig. 6 계산영역 및 격자계(Model 2)

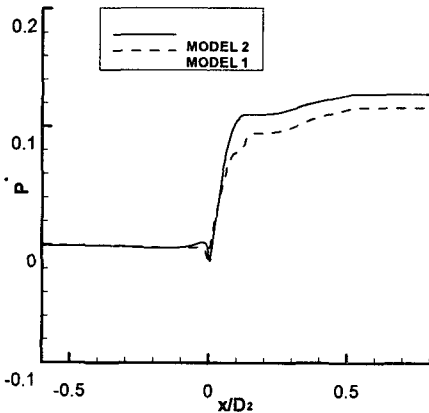


Fig. 7 허브를 따른 무차원 평균압력의 분포

격자계를 보면 벽면 부근에 조밀하게 배치되어 있음을 알 수 있다. 수치계산의 수렴조건은 운동량방정식과 연속방정식의 잔사량(residual)들이 최대치의 5 % 정도 될 때까지로 하였으며 약 400 회 정도의 반복계산으로 수렴된 결과를 얻을 수 있었다. 계산시간은 Pentium 4 P/C를 사용하여 1시간 30분 정도 소요되었다.

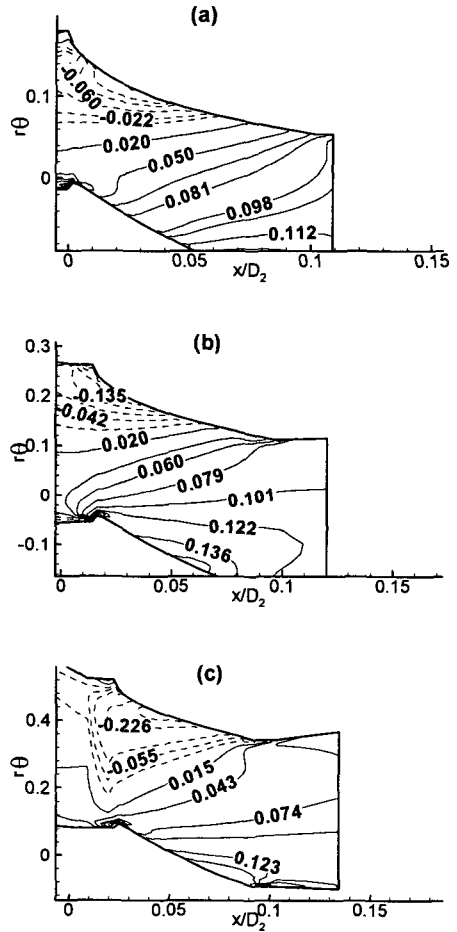


Fig. 8 흡입면과 압력면 사이에서 무차원 압력의 분포((a) 허브, (b)  $D/D_2 = 0.7$ , (c) 팁)

팬의 역할은 입구로부터 들어오는 공기에 에너지를 전달하여 압력을 상승시킨 후에 출구로 배출하는 것이다. 이러한 팬의 특성을 알아보기 위해서 Fig. 7 에 허브를 따른 원주방향으로 평균한 압력변화를 나타내었다. 압력변화를 보면 팬을 지나면서 공기의 압력이 급격히 증가하는 현상을 잘 볼 수 있다. 상류경계면에서

통과하는 유량은 시제품 목표치에 맞추어서  $Q=2000$  CMH로 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 각 방향에 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 ( $\xi, \eta, \zeta$ ) 방향으로 ( 71, 31, 26 ) 개의 격자를 사용하였다. 계산에 사용된 격자계의 전체적인 모습을 Fig. 6 에 나타내었다.

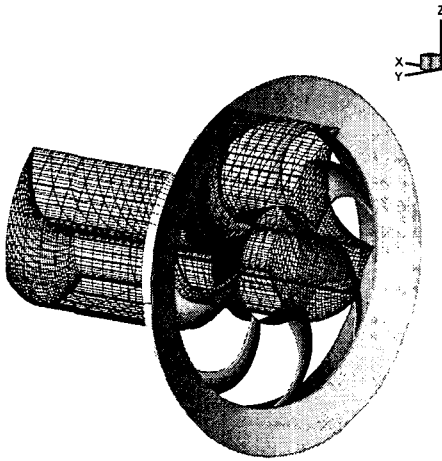


Fig. 6 계산영역 및 격자계(Model 2)

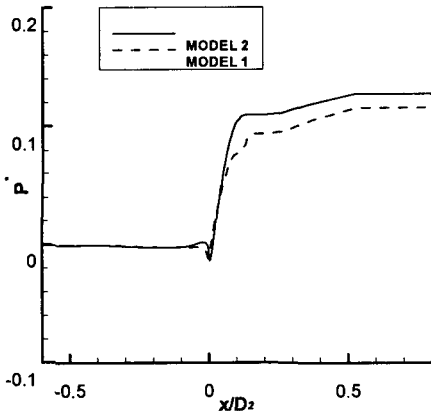


Fig. 7 허브를 따른 무차원 평균압력의 분포

격자계를 보면 벽면 부근에 조밀하게 배치되어 있음을 알 수 있다. 수치계산의 수렴조건은 운동량방정식과 연속방정식의 잔사량(residual)들이 최대치의 5% 정도 될 때까지로 하였으며 약 400 회 정도의 반복계산으로 수렴된 결과를 얻을 수 있었다. 계산시간은 Pentium 4 P/C를 사용하여 1시간 30분 정도 소요되었다.

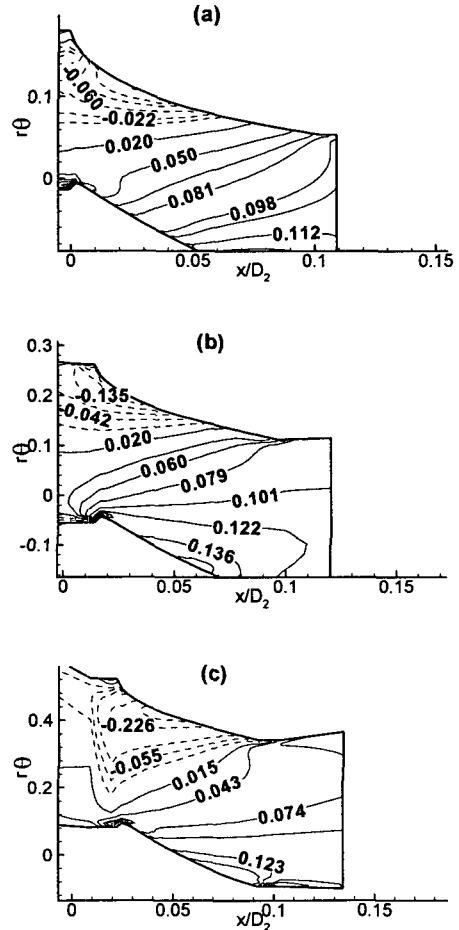


Fig. 8 흡입면과 압력면 사이에서 무차원 압력의 분포((a) 허브, (b)  $D/D_2 = 0.7$ , (c) 팁)

팬의 역할은 입구로부터 들어오는 공기에 에너지를 전달하여 압력을 상승시킨 후에 출구로 배출하는 것이다. 이러한 팬의 특성을 알아보기 위해서 Fig. 7 에 허브를 따른 원주방향으로 평균한 압력변화를 나타내었다. 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. 팬 입구부근에서 압력이 약간 감소하는 것은 공기가 팬에 흡입되면서 가속되기 때문이다.

흡입면과 압력면 사이에서의 압력변화를 Fig. 8에 나타내었다. 압력 등고선이 유체의 유동방향과 반대방향으로 나타나 있으며, 흡입면에서 압력면으로 갈수록 압력이 증가하고 있음을 볼 수 있다. 압력은 팁 부근으로 갈수록 변화가 심하고 흡입면에서의 역압력구배가 잘 나타나고 있다. 특히 팁부근 선단부에서 압력이 급격히 감소하는 부분이 생김을 알 수 있다.

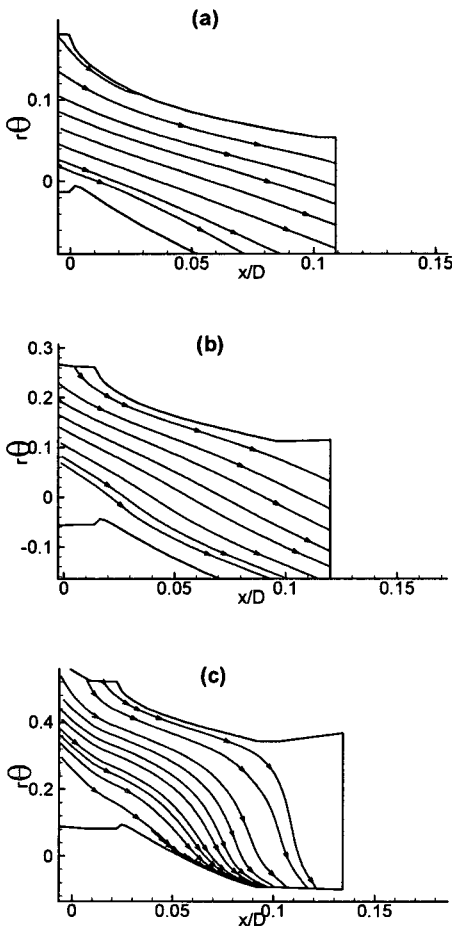


Fig. 9 흡입면과 압력면 사이에서 유선분포 ((a) 허브, (b)  $D/D_2 = 0.7$ , (c) 팁)

마지막으로 팬 날개 주위에서 공기의 흐름을 살펴

보았다. Fig. 9에 날개와 날개 사이에서 공기가 흘러가는 형상을 유선을 통해서 가시화 하였다. 속도벡터는 상대좌표계에서 정의된 속도를 이용하였다. 즉 Fig. 9에 나타낸 유선은 회전하는 날개에서 본 유선이다. 그림을 보면 날개와 날개 사이에서 공기의 흐름이 잘 나타나있다. 허브 부근에서는 공기의 날개를 따라 흐르면서 날개방향과 공기의 흐름 방향이 잘 일치하지만 반경이 증가하면서 팁으로 갈수록 공기의 유선이 휘어지는 현상을 볼 수 있다. 공기의 유동방향이 반경이 증가하면서 바뀌는 것은 공기의 축방향속도성분과 회전방향속도성분의 크기에 관계가 있다. 즉 축방향속도성분은 반경에 관계없이 비교적 일정하지만 회전방향성분은 날개의 회전에 의해서 반경에 비례하여 커지므로 반경이 증가하면서 속도의 방향이 회전방향으로 휘어지게 된다.

## 5. 성능시험

Model 2에 대하여 성능실험을 실시하였으며 성능실험결과와 목표치를 비교하였다. 성능실험은 회전수를 고정시킨 후에 유량을 변화시키면서 주요 성능변수인 정압상승(static pressure rise), 유량, 토크, 동력, 효율 등을 측정하게 된다. 성능실험결과에서는 정압상승만이 측정되기 때문에 압력에 관한 설계변수를 비교하기 위해서는 실험에서 측정된 정압상승을 이용해서 전압상승(total pressure rise)을 구해야 한다. 전압상승은 정압상승에 속도에 의한 동압상승을 더하면 된다.

성능실험결과를 목표치와 비교하기 위해서는 작동점에서 측정된 성능변수값을 목표치와 비교하면 된다. 작동점은 성능곡선과 저항곡선이 만나는 점이 된다. 저항곡선은 팬이 설치되는 시스템의 특성치로 유량과 요구전압과의 관계로 나타난다. 여기서는 설계 전압  $8 \text{ mmAq} (=78.48 \text{ Pa})$ 를 작동점으로 하였다. Table 2에 나타난 시제품에 대한 실험결과를 보면 8번 DATA 사이에서 작동점을 찾을 수 있다. 8번 DATA에서 유량은  $Q=37.12 \text{ CMM}$ , 전압상승은  $\Delta P_t=8.2 \text{ mmAq} =80.36 \text{ Pa}$ , 토크는  $T=3.8 \text{ kg} \cdot \text{cm}$ , 효율은  $\eta=43.6\%$ , 임을 알 수 있다. 작동점에서의 유량  $Q=37.12 \text{ CMM}$ 를 목표치  $Q=33.33 \text{ CMM}$ 과 비교하여 보면 유량은 목표치에 비하여 약 110% 정도로 목표치를 초과함을 알 수 있으며 유량 측면에서 보면 개발된 시제품은 성공적이라 판단된다.

Table 2 시제품에 대한 성능시험 결과

	정압 <i>mmA</i>	풍량 <i>CMM</i>	동압 <i>mmA</i>	전압 <i>mmA</i>	토크 <i>kg / cm</i>	회전수 <i>rpm</i>	효율 <i>%</i>
1	24.8	0.00	0.00	24.8	7.0	1800.6	0
2	20.0	5.16	0.06	20.06	5.4	1810.2	16.6
3	17.5	8.29	0.16	17.66	5.1	1803.6	24.9
4	15.0	15.33	0.56	15.56	4.4	1807.0	45.6
5	12.5	24.28	1.4	13.9	4.1	1799.0	65.0
6	10.0	27.03	1.7	11.7	3.6	1806.0	64.1
7	7.5	32.23	2.4	9.9	3.8	1798.5	54.7
8	5.0	37.12	3.2	8.2	3.8	1806.3	43.6
9	2.5	43.61	4.5	7	3.4	1804.4	27.6
10	0.0	49.03	5.7	5.7	4.0	1804.7	0

## 6. 결론

본 연구에서는 프런트 엔드 쿨링 팩 시스템 설계에 필요한 팬 공력설계기술의 개발, 시제품의 설계, 성능 해석 등을 수행하였으며 연구결과를 요약하면 다음과 같다. 설계유량은 목표 유량의 120% 정도로 하였다. 성능시험 결과는 유량이 목표치와 비교하여 110% 정도까지 됨을 확인할 수 있었다. 시제품에 대한 유동을 해석하였다. 해석결과를 보면 팬 압력특성 및 날개의 흡입면과 압력면에서의 압력분포 특성 등이 잘 나타나 있었다. 날개 사이의 유선을 보면 날개면을 따라서 공기의 흐름이 잘 형성됨을 확인할 수 있었다. 압력상승 양을 보면 Model 2의 경우가 Model 1에 비하여 압력상승 효과가 더 좋을 것을 알 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 중기거점과제인 “프런트 엔드 쿨링 팩 팬 모듈 설계 및 생산기술 개발”의 연구비 지원에 의해 수행되었으며, 관계기관의 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) Wright, T., "Fluid Machinery: Performance, Analysis, and Design", CRC Press LLC, 1999.
- (2) Wallis, R. A., "Axial Flow Fans and Ducts", John Wiley & Sons, Inc., 1983.

- (3) 오건제, “프런트 엔드 쿨링 팩 적용 공력설계 해석 기술 개발”, 중기거점과제 2차년도 위탁연구 보고서, 경남대학교, 2003.
- (4) 김기황, “축류형 송풍기 저소음 설계 프로그램의 개발과 팬 성능 및 소음분석”, 인하대학교 대학원 기계공학과 석사학위논문, 2002.
- (5) 오건제, “선미 주위의 점성유동해석에 관한 수치해석적 연구”, 서울대학교 대학원 기계공학과 박사학위논문, 1989.
- (6) Gosmann, A.D., and Ideriah, "TEACH-2E Computation Code Manual", Dept. of Mechanical Engineering, Imperial College, England, 1976.
- (7) Patankar, S.V., "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Mcgraw-Hill, 1980.
- (8) Leschziner, M.A and Rodi, W., 1983, "Computation of Strongly Swirling Axisymmetric Free Jets," AIAA Journal, Vol.22, No, 12, pp. 1742~1747