

마이크로 팬의 최적 금형파팅면 생성에 관한 연구

최상련, 한철엽*, 박 근 (삼성전기(주) 금형개발실)

A Study on the Optimized Parting Surface Creation for a Micro Fan

S. R. Choi, C. Y. Han*, and K. Park

Abstract

In order to design micro-fan appropriately, flow characteristics and mechanics should be carefully considered. The present work concerns with design procedure for a micro-fan using NACA(National Advisory Committee for Aeronautics) airfoil series. The generation of fan profiles is carried out automatically by defining related parameters, which is also converted to CAD/CAM data automatically. The optimal parting surface for the mold of micro-fan is also calculated by analyzing the geometric data numerically. As a consequence, the high capacity micro-fan can be developed successfully with a high-quality and an improved efficiency.

KeyWords : Micro Fan(마이크로 팬), Injection Mold(사출금형), Parting Surface(분할곡면), Airfoil(익형), CAD/CAM(Computer Aided Design/Computer Aided Manufacturing)

1. 서 론

정보관련 산업이 급속히 발전하면서 컴퓨터의 소형화와 고용량화가 요구되고 있으며, 이에 수반되는 발생열에 대한 냉각은 중요한 문제로 부각되고 있다. 컴퓨터, 즉 마이크로 프로세서에서 발생하는 열을 냉각시키기 위해 마이크로 팬(Micro fan)이 사용되고 있다. 마이크로 팬은 제품의 소형화에 따른 공간이 제약받기 때문에 소형의 회전식 축류팬을 사용하고 있으며, 이에 따른 설계 및 정밀가공 기술이 요구된다.

일반적으로 팬을 설계하는 데 있어서 좋은 성능을 낼 수 있도록 고려해야 할 변수는 팬의 회전속도, 블레이드(blade) 각도 및 날개수, 블레이드의 형상 등이 있다. 이중 날개의 입구와 출구사이의 손실을 최소화하고 정압(static pressure) 상승을 최대로 하기 위한 가장 중요한 요소로 날개의 형상을 들 수 있다. 블레이드의 설계에 적용되는 형상은 여러 기관의 실험에 의해 개발되어 왔는데 그 중에서도 두드러진 성과

를 보였던 기관은 전미 항공자문위원회(National Advisory Committee for Aeronautics; NACA)였다. NACA 현 NASA(1958년 NASA로 개편됨)의 전신으로서, 이후 블레이드의 캠버(camber)와 두께(thickness)분포의 영향을 분리하여 연구를 체계화하였다.⁽¹⁾ 현재 공기역학에서 사용하고 있는 익형(airfoil shape)을 살펴보면 NACA 계열이거나 NACA 계열의 영향을 받아 응용한 것이 대부분이다.

마이크로 팬의 설계에 있어서는 축을 중심으로 한 공기의 흐름과 역학이 고려되어야 되기 때문에 복잡한 수식의 전개과정과 좌표 변환을 수반하고, 이러한 과정을 거쳐 블레이드의 형상이 계산된다. 지금까지는 이러한 계산과정을 거쳐 얻어진 결과, 즉 블레이드 곡면의 3차원 형상정보는 주로 제품을 설계하는 용도로 활용되어 왔다.^(2,4) 그러나 이러한 정보는 제품의 설계과정에만 국한되는 것이 아니라, 제품의 성형을 위한 금형설계 및 가공과의 효과적인 교류가 이루어져야 한다.

본 연구에서는 이러한 관점에서 마이크로 팬의 형상정보를 정의하여 이의 입력에 의한 팬 날개의 생성과정을 전산화하고, 이를 바탕으로 한 금형의 3차원 설계과정을 효과적으로 연계하고자 한다. 또한 계산된 형상 정보를 바탕으로 최적의 금형 분할면(parting surface)을 구하고 이를 사용하여 지금까지 팬 금형 구조설계에 있어서 난해하게 취급되어진 금형구조의 설계를 용이하게 설정함으로써 고성능, 고품질의 마이크로 팬을 보다 효율적으로 개발하고자 한다.

2. 마이크로 팬의 설계기법

2.1 블레이드의 공기역학

비행기가 하늘을 날때에 작용하는 힘에는 4가지가 있다. 양력(Lift), 추력(Thrust), 중력(Gravity), 항력(Drag)이 있다. 이중 비행기 상승에 주된 영향을 미치는 양력은 날개의 형상과 밀접한 관계가 있다. 비행기가 공기중에서 이동할 때 날개, 즉 블레이드의 형상은 날개의 위의 공기흐름을 날개 아래의 공기흐름보다 더 빠르게 만든다. 날개 밑의 느린 공기의 흐름은 더 큰 압력을 만들고 반면에 상부의 빠른 공기흐름은 낮은 기압을 만든다. 이러한 압력구배가 양력을 발생시킨다. Fig. 1에 이러한 원리를 도시하였다.

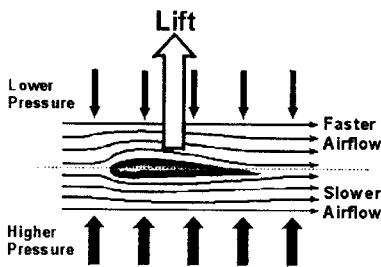


Fig. 1 Principle of lift-force of airfoil

이때 블레이드가 공기흐름과 만나는 각도는 생성되는 양력의 크기에 커다란 영향을 미치는데 이는 받음각(angle of attack)으로 정의된다. 받음각이 일정한 범위에서 벗어나 너무 커지게 되면 날개 위로의 공기흐름이 깨져서 양력을 잃게되는데 이러한 현상을 실속(stall)이라고 한다. Fig. 2

에 공기의 흐름 방향과 블레이드의 위치에 따른 받음각(α)의 관계를 도시하였다.

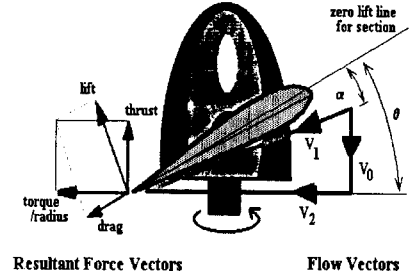


Fig. 2 Schematic description of fan blade

2.2 블레이드의 형상의 기하학적 구성

NACA Airfoil Series 계열의 블레이드 단면 형상을 구성하는 주요 인자를 Fig. 3에 도시하였다. NACA 계열의 날개는 캠버선(camber line), 즉 중심선(mean line)의 형상에 두께의 분포를 조화시키는 방법으로 날개를 생성시키며 캠버선은 코드선(chord line)으로부터 일정한 수식에 의해 정의되는 거리만큼 떨어져 있으며 윗면(upper surface)과 아랫면(lower surface)사이의 중점이 된다. 앞날(leading edge)과 뒷날(trailing edge)은 각각 캠버선의 앞·뒤 끝점이며, 코드선은 앞날과 뒷날을 연결하는 직선으로 정의된다.

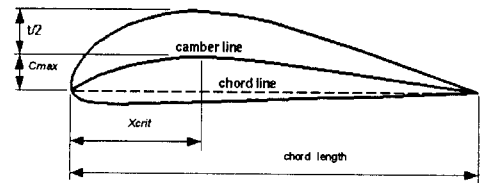


Fig. 3 Description of typical airfoil

NACA 계열의 날개 형상은 이러한 기하학적 인자로부터 캠버선의 궤적과 그에 따른 날개의 두께분포로 산출해냄으로써 윗면과 아랫면의 곡면을 구성하는 점들의 위치를 산출할 수 있다. 윗면과 아랫면은 각각 다음과 같이 정의된다.

$$x_u = x_c - y_t \sin \theta \quad (1)$$

$$y_u = y_c + y_t \cos \theta \quad (2)$$

$$x_t = x + y_t \sin \theta \quad (3)$$

$$y_t = y_c - y_t \cos \theta \quad (4)$$

여기서 y_c 는 중심선의 y 좌표를 의미하며, θ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{dy_c}{dx} \right) \quad (5)$$

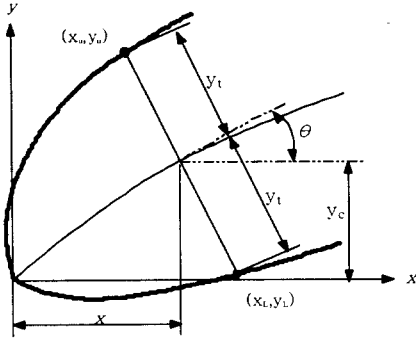


Fig. 4 Detailed description of airfoil section

이때 NACA 4계열 날개의 두께 분포와 날개의 성능에 중요한 영향을 미치는 앞날 반경 (leading edge radius)은 다음의 식으로 표현된다.

$$y_t = \frac{\beta}{c_0} (c_1 \sqrt{x} + c_2 x + c_3 x^2 + c_4 x^3 + c_5 x^4) \quad (6)$$

$$r_t = c_6 \beta^2 \quad (7)$$

여기서 β 는 블레이드의 최대 두께와 코드 길이의 비를 의미하며, Table 1에 각각의 상수값을 정리하였다.⁽⁵⁾

Coefficient	Value
c_0	0.20
c_1	0.2968
c_2	0.1260
c_3	0.3516
c_4	0.2843
c_5	0.1015
c_6	1.1019

Table 1 Coefficients for NACA airfoil

이러한 과정을 거쳐 캠버의 위치 및 양이 정해지면 중심선은 y 좌표의 최대정점을 기준으로 두개의 포물선 방정식으로 구성된다.

$$y_c = \frac{m}{p^2} (2px - x^2), \quad x \leq x_{crit} \quad (8)$$

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2], \quad x > x_{crit} \quad (9)$$

여기서 m 은 중심선의 최대 좌표와 코드 길이와의 비를 의미하며, p 는 중심선이 최대치에 도달하는 지점의 코드상에서의 상대위치(chordwise position)를 의미한다. 이상으로 얻어진 식 (5) - (9)를 식 (1) - (4)에 대입하여 블레이드 상하곡면의 좌표값들을 산출할 수 있다.

2.3 블레이드 형상의 3차원적 전개 방안

일반적으로 팬 형상의 블레이드는 회전운동으로 인해 블레이드의 표면상의 점들은 서로 다른 경로를 가진다. 그러나 블레이드를 나선형 비틀림면(helical surface)위에 적용하면 블레이드 표면의 각 점들은 비틀림면 위에서는 서로 같은 경로를 가지게 된다. 그러므로, 블레이드의 설계시 비틀림면 위에 NACA계열의 익형을 적용하면 서징(surging)의 방지, 정압 상승의 증가효과와 더불어 박리(separation)로 인한 에너지 손실을 최소화 할 수 있어 고성능의 마이크로 팬을 설계할 수 있다.

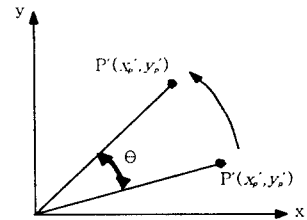


Fig. 5 Rotation of coordinates

블레이드 날개를 로터(rotor) 타입으로 확장되려면 축의 회전속도에 따른 공기흐름을 고려하여 설정된 날개각도로 좌표를 회전시켜야 한다. 평면상의 한점 P를 원점을 중심으로 각도 φ 만큼 회전시키면 회전후의 좌표 P'는 아래와 같이 변환된다(Fig. 5 참조).

$$\begin{pmatrix} x_p' \\ y_p' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\Phi & -\sin\Phi \\ \sin\Phi & \cos\Phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_p \\ y_p \end{pmatrix} \quad (10)$$

공간을 제한받는 마이크로 팬의 설계에 있어서 회전축에 평행한 공간에서는 두께를 일정하게 갖고 앞날과 뒷날의 사이 각도도 일정하게 함으로써 허용범위 내에서 양력면의 면적을 최대로 유지해야 한다. 이를 위해 허브(hub)방향에서는 큰 각도를 갖고 끝점(tip)방향에서는 적은 각도를 갖도록 하는 나선형 비틀림(helical twist)방식을 적용하는 설계방식을 채택하였다(Fig. 6 참조). 날개 형상의 모델링은 코드 격자와 날개반경 격자에 의해 형성되며, 각각의 날개각도에 따라 회전된 날개반경별 airfoil을 로터 블레이드 형태로 형성시키기 위해서 좌표를 나선형 좌표계로 변환하는 과정을 거치게 된다.

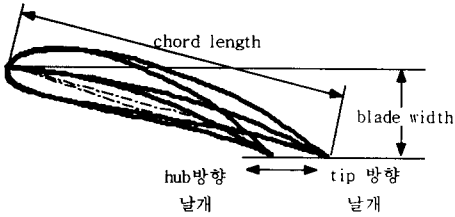


Fig. 6 Design consideration for the blade

2.4 블레이드의 분할면 생성기법

축류식 마이크로 팬에 있어서 좋은 효율을 얻기 위해서는 축의 공기흐름이 허브에서부터 끝점까지 균일해야 이상적이거나, 회전하는 블레이드는 허브와 끝점의 반경차이로 인해 균일하지 않은 속도조건을 갖게된다. 이를 보상하여 주기 위하여 중앙부분에 가까운 허브쪽에는 날개의 경사각을 증가시키고 반경이 큰 끝점부분은 날개의 경사각을 감소시켜 속도분포의 차이를 보상해주는 역할을 한다. 이러한 경사각의 비틀림 효과는 정압 상승효과에서도 중요하다. 경사각에 대해 비틀림을 주지 않는다면 블레이드의 허브부분에서는 흐름의 정체가 발생하고 이로 인한 역류를 허용할 수 없어 날개의 효율에서는 부정적인 요소로 작용하게 된다.

이러한 측면에서 마이크로 팬을 설계하는 과

정에 있어서 블레이드 형상이 상호간에 겹쳐지지 않게 배치해야 하는데, 여기에는 크게 두가지 이유가 있다. 첫번째는 겹쳐진 블레이드는 원활한 공기흐름을 저하시키기 때문이고, 두번째는 금형 구조상 제품빼기를 원활히 하기 위해서이다. 실제로 블레이드와 같은 복잡한 수식과 좌표변환으로 이루어진 3차원 곡면형상의 제품에 대해 금형 제작을 하기 위한 핵심적인 요소는 블레이드의 중립 곡선들로 구성된 금형의 분할면을 적절하게 생성하는 것이 중요하다.

본 연구에서는 적절한 블레이드의 분할면을 생성하기 위해서는 날개반경에 따른 블레이드 단면의 앞날부에서의 변곡점을 찾아내고, 이를 3차원적으로 연결하여 분할면을 정의하였다. 변곡점은 식 (9)를 미분하여 다음과 같이 정의된다.

$$\frac{dy_t}{dx} = 0 \quad (11)$$

식 (11)은 x에 대한 비선형 방정식이므로, Newton-Raphson 방법을 사용하여 반복 계산을 통해 얻어진다. 계산된 변곡점과 뒷날부분 사이의 연결은 분할 곡선(parting curve)의 곡률값을 최적으로 유지할 수 있는 곡선으로 연결한다. 축의 반경값 변화에 따른 블레이드 곡면의 중립 곡선들로부터 팬 블레이드 형상의 분할면을 생성할 수 있다. Fig. 7에 이러한 과정을 거쳐 생성된 분할면의 개략도를 도시하였다.

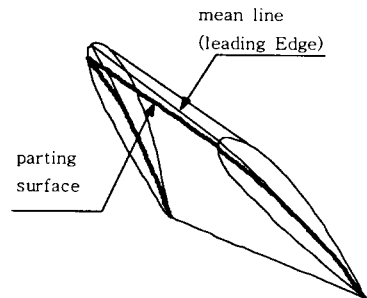


Fig. 7 Parting surface for the blade

이렇게 생성된 분할면은 금형의 이형을 순조롭게 해줄뿐 아니라 앞날부의 왜곡이나 변형을 제거하여 준다. 또한 분할곡면은 제품양산을 위

한 양산성 측면에서도 바람직한 구조를 지원하고 있으며 평활성이 좋아 곡면의 가공을 용이하게 한다.

3. 팬 블레이드 금형의 자동설계 S/W 개발

본 연구에서는 2장에서 기술된 블레이드의 설계기술 및 금형의 분할면 자동생성 기능을 연계한 팬 블레이드 금형의 자동설계 S/W를 개발하였다. 우선 블레이드의 형상을 정의하기 위해서 아래와 같은 입력변수들을 정의하였다. (Fig. 8 참조)

- 1) 블레이드 각도 (degree)
- 2) 허브(hub) 반경 (mm)
- 3) 끝점(tip) 반경 (mm)
- 4) 블레이드 폭 (mm)
- 5) 최대 두께 (mm)
- 6) 블레이드 번호 (NACA 4계열)
- 7) 블레이드의 두께분포 가정방법
 - ① uniform thickness
 - ② thickness along span

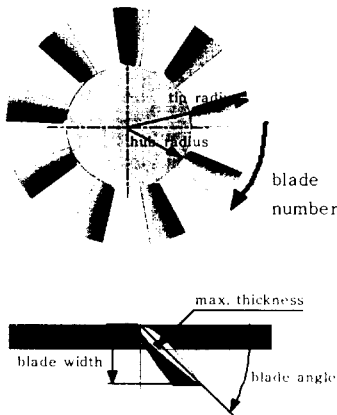


Fig. 8 Definition of input parameters

이러한 입력 변수들에 의해 생성된 기하학적 형상값은 NACA-4 계열의 특성에 따른 수식 전개와 변환과정을 통해 중심선과 두께분포를 조화시켜 일정한 등간격의 블레이드의 곡면좌표값을 얻어내게 된다. 마이크로 팬 형태에서는 날개 반경과 회전각도를 매개변수로 하여 곡면의 속성을

유지시키는 CAD/CAM용 인터페이스 파일을 생성하게 된다.

이러한 인터페이스 파일을 통해 얻어진 점데이터를 기반으로한 곡면들은 마이크로 팬 제품의 3차원 모델링은 물론 금형구조를 최적화 할 수 있는 분할면의 생성을 동시공학적으로 지원하고 있다. Fig. 9에 개발된 S/W를 사용하여 자동으로 설계된 팬 블레이드의 형상을 3차원적으로 도시하였다. 또한 팬 블레이드 사출성형을 위한 금형 구조 설계는 자동으로 생성된 최적의 분할면 정보를 활용하여 3차원 CAD 상에서 고정축과 가동축을 분할한 방식으로 이루어진다. Fig. 10에 사출금형의 3차원 형상을 도시하였고, 이를 CAM 데이터로 변환하여 금형을 제작하였다. 이러한 과정을 QDM(Quick Delivery Mold) 기법과 연계함으로써 보다 효과적인 금형제작이 가능하였다. Fig. 11은 제작된 금형을 사용하여 성형된 최종 제품이다.

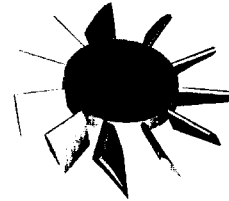


Fig. 9 3-D image of the micro fan

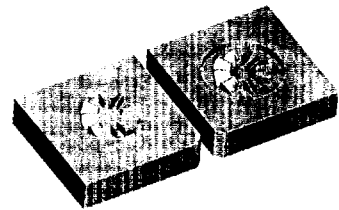


Fig. 10 3-D image of the injection molds

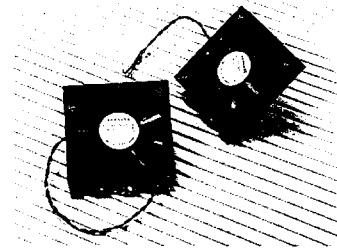


Fig. 11 Final products

4. 결 론

본 연구에서는 마이크로 팬 블레이드의 형상을 수개의 제어인자에 의한 정의와 블레이드의 양산제작을 손쉽게 할 수 있는 금형의 분할면의 생성을 최적화하기 위한 S/W를 개발함으로써 제한된 공간내에서 블레이드의 풍량, 정압, 소음에 관련된 특성값들을 유동적으로 설계할 수 있는 환경을 구축하게 되었다. 또한 이렇게 개발된 S/W를 활용하여 다양한 형상의 팬 블레이드의 제품개발은 물론 제품개발 과정에서 블레이드의 형상인자들을 제어인자로 활용하여 우수한 특성의 제품을 개발할 수 있었다. 이러한 연구 결과를 종합해보면 다음과 같다.

(1) 회전식 마이크로 팬에 대한 설계에 있어서 NACA-4계열의 Airfoil을 적용하였고 이를 나선형 좌표계로 변환하여 3차원 형상의 팬형상을 생성하는 자동설계 S/W를 개발하였다.

(2) 제한된 공간에서 최대한의 효율을 낼 수 있도록 날개반경에 대한 속도차를 보상하기 위해 블레이드의 각도를 가변적으로 설계토록 하는 설계방식을 채택하였다.

(3) 복잡한 수식의 블레이드 곡면에 대해 제품의 추출을 용이하게 하고 언더컷(under-cut)이 발생하지 않는 최적의 금형 분할면 생성시키는 전산코드를 개발하여 활용함으로써 고품질의 블레이드 금형 제작기술을 확보하게 되었다.

(4) 일관화된 수식에 의해 형성된 고정밀도의 곡면은 블레이드의 동적 균형을 안정화시켜 마이크로 팬의 동적특성을 안정적으로 확보할 수 있게 되었다.

이와같이 전자제품의 소형화 경량화에 따라 제한된 공간내에서 마이크로 팬 형상에 대해 CAD/CAM을 활용하여 설계에서부터 가공을 위한 NC-data까지를 일관되게 생성함으로써 지금까지 난해하게 취급되어왔던 고품질, 단납기의 마이크로 팬의 금형 제작기술을 확보할 수 있게 되었다.

참고문헌

- (1) I. R. Abbott and M. H. Williams, "Theory of Wing Sections", Dover Publications, 1959.
- (2) R. A. Wallis, "Axial Flow Fans and Ducts", John, Wiley & Sons, 1983.
- (3) J. Cho and M. H. Williams, "Propeller-Wing Interaction using Frequency Domain Panel Method", The AIAA J. of Aircraft, Vol. 27, No. 3, 1990.
- (4) 조 진수, "Micro-Fan의 전산해석 및 성능 시험장치 개발", 삼성전기(주) 수탁보고서, 1998.
- (5) P. Frank and P. E. Bleier, "Fan Handbook", McGRAW-HILL, 1997.