



## 최적화 기법을 이용한 고양력 플랩 설계

김철완,<sup>\*1</sup> 이용교<sup>2</sup>

### DESIGN OF HIGH LIFT FLAP WITH OPTIMIZATION TECHNIQUE

C.W. Kim<sup>\*1</sup> and Y.G. Lee<sup>2</sup>

*In the present paper, fowler flap was optimized to maximize the lift with response surface method. Leading edge shape and the gap between main airfoil and flap, were optimized and the aerodynamic characteristics was improved considerably. The optimized flap has more rounded leading edge and bigger gap. Before angle of attack,  $10^\circ$ , lift and drag are improved and the optimized flap shows similar aerodynamic characteristics to the original flap. The flow condition for optimization was angle of attack,  $10^\circ$ , Mach number, 0.2, flap deflection,  $40^\circ$ .*

**Key Words :** 파울러 플랩(Fowler Flap), 형상 최적화(Shape Optimization), Hicks & Henne 함수, 반응면 기법(response surface method)

#### 1. 서론

항공기의 성능을 향상시키기 위해서 여러 가지 연구가 전세계적으로 진행되고 있는데 공력성능과 관련된 주요 연구는 순항성능을 향상시키기 위한 저항력 항공기 개발 및 이착륙 성능향상을 위한 고양력 발생장치에 대한 것이다. 항공기의 항력을 줄이기 위한 연구는 그 대표적인 것들이 자연층류(natural laminar flow, NLF) 날개 및 동체 설계, 날개 표면에서의 flow control technique 및 riblet 등을 이용한 동체의 표면 처리 방법 등이다. 특히 NLF 기법은 날개 및 동체의 설계에 적용되어 비행 시 항공기 표면의 많은 부분에 층류가 형성되도록 익형을 설계하는 것으로 추가적인 장치 없이 적용이 가능하여 소형기의 항력감소방안으로 관심을 끌고 있다.

고양력 발생을 위한 방법은 전통적으로 고양력장치를 이용하는 것과 blowing/suction 및 pulsating pulse등을 이용하는 flow control technique 그리고 thrusting vectoring 등이 있다. 전통적으로 사용되어 온 고양력장치는 다양하게 발전되어 왔는데 날개의 앞전에 설치되는 leading edge slat과 뒷전에 설치되는 형태 및 element 수에 따라 다양한 종류가 사용되고 있다.

이 방법은 비교적 간단한 기계장치를 이용하여 고양력장치를 작동하고 비교적 높은 양력을 얻을 수 있다. 그러나 추가적인 양력을 얻기 위해서는 이 방법 외에 날개 주위의 유동에 운동량을 추가하거나 운동량이 작은 유동을 제거하는 등의 flow control technique을 개발하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 또한 thrust vectoring을 활용하여 양력을 더 높이는 방법도 고려되고 있다.

본 연구는 높은 양력을 얻기 위한 연구의 초기 단계로 소형기에 활용할 수 있는 플랩 형상 설계를 시도하였다. 플랩 형태는 플랩 중에서 가장 효율이 좋은 파울러 플랩(fowler flap) 이고 1단이다. 플랩 설계는 최적화 기법을 활용하여 진행하였고 최적화의 시작은 genaral aviation airfoil과 Wentz 등이 개발한 플랩이다[1]. 이 플랩은 1970년대에 개발된 것으로 비록 최적화 기법을 활용하지는 않았지만 다양한 경험과 시험을 통해 그 성능이 거의 최적화된 것으로 알려져 있다. 따라서 최적화를 통해 추가적인 양력을 획득하기가 용이하지 않았다.

#### 2. 플랩 형상 최적화 및 성능 비교

본 연구의 초기에는 플랩 형상을 최적화하기 위해 형상을 재현할 수 있는 곡선으로 Bezier curve를 시도하였다. Bezier curve는 control point를 움직여 곡선을 형태를 매우 다양하게

1 정회원, 한국항공우주연구원, 첨단공력구조팀

2 정회원, 한국항공우주연구원, 첨단공력구조팀

\* Corresponding author, E-mail: cwkim@kari.re.kr

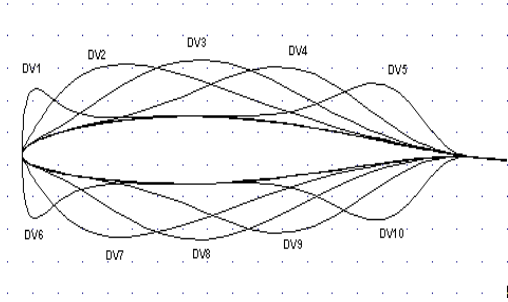


Fig. 1 Hicks & Henne 형상 함수

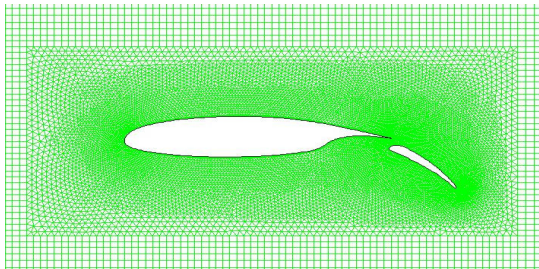


Fig. 2 익형 주위의 삼각 및 사각격자 분포

재현할 수 있지만 곡선의 일부분만 변화를 주기위해 연결 부위의 기울기 등을 일치시키기에는 어려움이 많았다. 반면 Hicks & Henne 함수는 부드러운 곡선을 기존의 형상에 더하는 방식으로 곡선을 생성하기 때문에 연결부위의 기울기를 맞추기 위한 추가적인 어려움은 없었다. Hicks & Henne 곡선을 간략히 표현하면 아래와 같고 이를 그림으로 표현하면 Fig. 1과 같다.

$$y = y_o + \sum_{k=1}^n w_k f_k, f_k = \sin^3 [Hx^{e(k)}]$$

$$e(k) = \frac{\ln(0.5)}{\ln(x_k)}, f_k = \sqrt{x} \frac{(1-x)}{e^{(kx)}}$$

위의 함수를 이용하여 생성한 플랩형상에 대해 Fig. 2와 같이 격자를 형성하였다. 350개의 격자점을 익형 위에 분포시켰고 25층의 경계층 격자를 형성하였다. 경계층 격자 첫층의 높이는  $1.0 \times 10^{-5}m$  이고 1.2의 비율로 격자의 높이를 증가시켰다. 또한 익형의 주위는 삼각격자를 나머지 영역은 사각격자를 형성하였다.

위와 같이 형성된 격자에 대해 점성 유동해석을 수행하여 양력계수를 최적화하였다. 최적화 방법은 반응면 기법(response surface method, RSM)을 활용하였다. 최적화 조건은 마하수 0.2, 받음각 10도, 플랩 변위각 40도이다

최적화 과정을 거쳐 결정한 플랩의 최종형상은 Fig. 3과

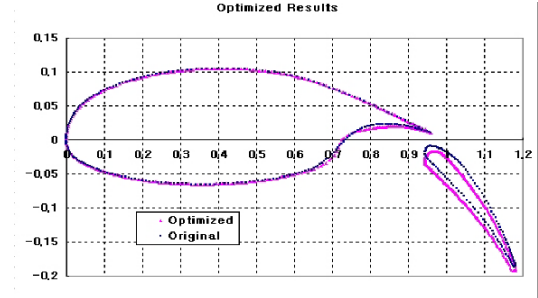


Fig. 3 최적화된 플랩의 형상 비교

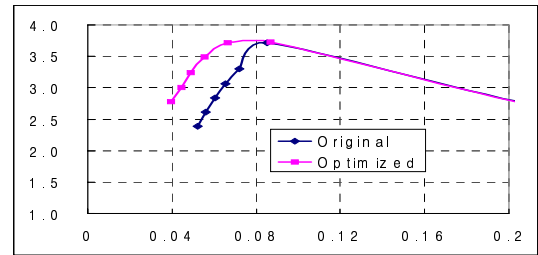


Fig. 4 최적화된 형상의 공력특성

같다. 플랩의 앞전은 기존 형상보다 뭉툭해졌으며 주익과의 간격은 더 넓어졌다.

최적화된 플랩의 공력특성 변화는 Fig. 4에 나타나 있다. 10도 이하의 받음각에서는 양력과 항력이 모두 감소하지만 10도 이상에서는 두 형상의 공력특성이 거의 일치함을 알 수 있다. 이는 10도 이상에서 플랩의 전 영역에 박리가 발생하기 때문으로 판단된다.

### 3. 결 론

플랩형상 최적화는 Hicks & Henne 함수를 이용하는 것이 효과적임을 확인하였고 플랩의 앞전 형상과 주익과의 간격을 변화시켜 공력특성을 향상시켰다. 이 형상에 대해 풍동시험 모델을 제작하여 풍동시험을 통하여 공력특성 향상을 확인할 예정이다.

### 참고문헌

[1] Wentz, W.H. Jr. and Seetbaram, H.C., "Development of a Fowler Flap System for a High Performance General Aviation Airfoil," *NASA CR-2443*.  
 [2] 1978, Hicks, R.M. and Henne, P.A., "Wing Design by Numerical Optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No.7.