

## 2차원 고양력장치의 플랩 형상 및 위치 최적화

박영민\* · 강형민\*\* · 정진덕\* · 이해창\*

### Optimization of Flap Shape and Position for Two-dimensional High Lift Device

Youngmin Park\* · Hyoungmin Kang\*\* · Jindeog Chung\* · Hae-Chang Lee\*\*\*

#### ABSTRACT

Numerical optimization of two dimensional high lift configuration was performed with flow solver and optimization method based on RSM(Response Surface Model). Navier-Stokes solver with Spalart-Allmaras turbulence model was selected for the simulation of highly complex and separated flows on the flap. For the simultaneous optimization of both flap shape and setting (gap/overlap), 10 design variables (eight variables for flap shape variation and two variables for flap setting) were chosen. In order to generate the response surface model, 128 experimental points were selected for 10 design variables. The objective function considering maximum lift coefficient, lift to drag ratio and lift coefficient at specific angle of attack was selected to reduce flow separation on the flap surface. The present method was applied to two dimensional fowler flap in landing configuration. After applying the present method, it was shown that the optimized high lift configuration had less flow separation on the flap surface and lift to drag ratio was suppressed over entire angle of attack range

Key Words : High Lift Device, Flap, Shape, Position, Optimization, CFD (Computational Fluid Dynamics), RSM(Response Surface Model)

#### 1. 서 론

최근 항공기의 고양력장치는 기존의 복잡한 2중, 3중의 다중 플랩 형태에서 단순하면서도 경량인 형태로 점차 발전하고 있다[1]. 그러나 단

순한 고양력장치는 구조적으로 유동을 제어하는데 한계가 있으므로 최적의 성능을 도출할 수 있는 공기역학적 설계가 반드시 수반되어야 한다. 최근에는 전산해석 및 최적화 기술이 발전함에 따라 고양력장치에 대한 최적설계 연구가 활발하게 진행되고 있고 실제로 Airbus A380, Boeing 777 등에 적용된 바 있다.

항공기의 고양력장치는 항공기의 이착륙 성능을 결정하며 동시에 항공기 중량, 날개면적, 추진기관 등 항공기의 주요 요소에 직접 연관되어

†2013년 9월 13일 접수 ~ 2013년 9월 24일 심사완료

\* 한국항공우주연구원 중형기체계설계팀

\*\* 한국항공우주연구원 공력성능그룹

연락처, E-mail: ympark@kari.re.kr

있다. 따라서 최적 설계된 고양력장치는 항공기의 유상하중을 증가시키고, 기체 중량 및 추진기관의 출력을 낮출 수 있어 항공기 사이징에서 가장 중요한 요소로 작용한다. 상업용 항공기의 경우 5% 정도의 최대양력계수가 증가하면 payload는 최대 15%까지 증가할 수 있다고 한다. 반면 이착륙 양항비를 5% 개선할 경우 payload는 최고 20% 까지 증가시킬 수 있는 점을 감안하면 양력 증가와 더불어 항력감소 또한 고양력장치의 설계의 주요 목표임을 확인할 수 있다[2,3].

2차원 고양력장치 최적화에 관한 연구는 EUROLIFT[4] 및 MEGADESIGN[5] 프로젝트 등에 의해 해석, 설계기법 등에 대한 연구가 이루어졌다. 참고문헌[4]는 2차원 최적설계부터 풍동시험까지의 전 과정을 기술하고 있으며 참고문헌[5]는 고양력장치 설계를 위한 최적화 기법에 대하여 기술하고 있다.

2차원 고양력장치의 플랩 위치[6] 및 형상[7] 최적화에 관한 연구는 본 저자에 의해 수행된 바 있다. 참고문헌[6]에서는 일정한 플랩형상에 대해 위치를 최적화하였으며, 참고문헌[7]에서는 플랩의 위치를 고정한 상태에서 플랩의 형상을 최적화하였다. 그러나 성능측면에서 플랩의 형상과 위치는 서로 연계되어 있으므로 각각 독립적 최적설계를 수행한다면 여러 번의 반복과정을 통해 최적의 형상 및 위치를 산출해야 하며 많은 계산비용을 부담해야 한다.

이에 본 논문에서는 참고문헌[7]의 최적화 방법을 개선하여 고양력장치 플랩 형상과 위치를 모두 설계변수로 선정하여 최적화 기법을 통해 최적의 플랩 형상과 위치를 동시에 구할 수 있도록 하였다. 고양력장치 설계과정에서 유동해석은 Spalart-Allmaras 난류 모델을 이용한 2차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 최적화 기법은 RSM(Response Surface Model) 기반의 근사모델 방법을 이용하였다.

## 2. 수치해석 및 격자생성

2차원 고양력 장치 해석은 Navier-Stokes 방

정식 해법을 이용하였으며 난류모델은 Spalart-Allmaras 방법을 사용하다. 해석도구를 사용하기 전 검증과정으로 일반적인 2차원 고양력장치 해석에 자주 이용되는 NLR 7301 익형(그림 1)과 Douglas 3 요소 익형(그림 3)에 대한 해석을 수행하였다[6].

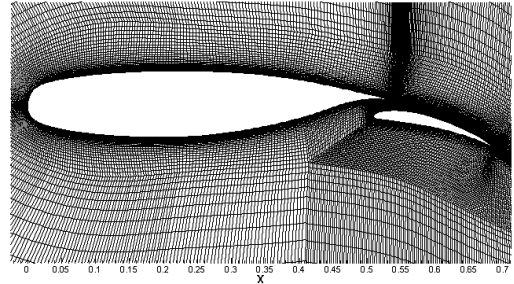


Fig. 1 Mesh around NLR 7301 airfoil[6]

그림 2는 NLR 7301익형에 대한 풍동시험[3]과 본 해석결과를 도시한 그림으로 실속받음각의 차이가 다소 있으나 양력계수는 전 영역에서 비교적 정확하게 예측함을 확인할 수 있다.

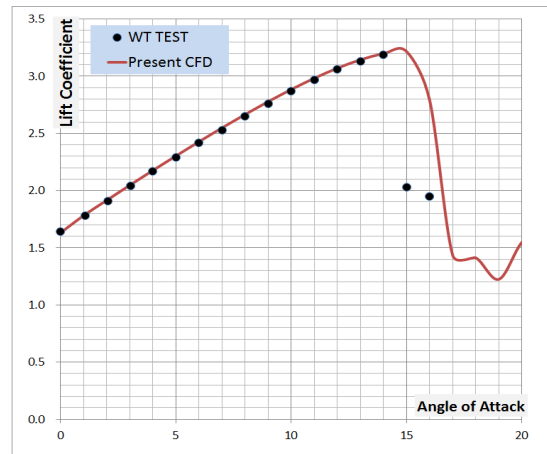


Fig. 2 Lift coefficient of NLR 7301 airfoil[6] (Mach = 0.181, Re=2.51M, gap/overlap = 5.4%/2.6%)

사용된 해석도구의 고반음각 특성을 보기 위하여 Douglas 3 요소 익형에 대한 계산을 수행하였다. Douglas 익형은 전형적인 착륙 형상으로 고양력 장치는 slat 및 slot을 포함한다(그림 3).

그림 4는 Douglas 3 요소 익형에 대한 해석 결과를 도시한 것으로 실속이 발생하는 받음각 및 최대 양력계수 값을 비교적 정확하게 예측함을 알 수 있다.

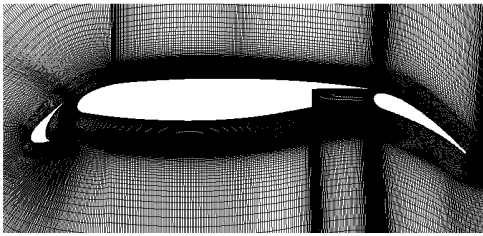


Fig. 3 Mesh around Douglas 3-elements airfoil[6]

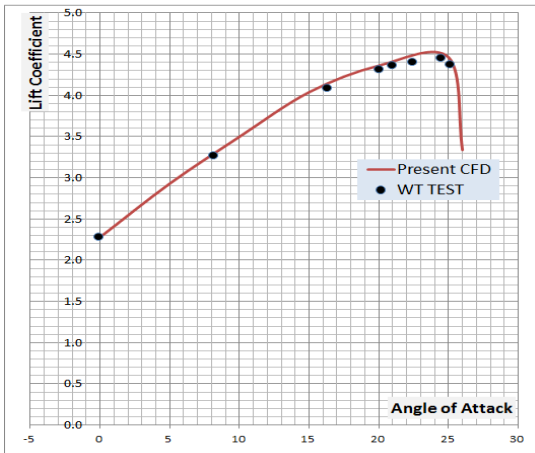


Fig. 4 Lift coefficient of Douglas 3-element airfoil[6] (Mach=0.2, Re=9M, gap/overlap=1.7%/0.25%)

NLR 7301 익형과 Douglas 3 요소 익형을 해석해 본 결과 본 논문에서 사용되는 유동해석 도구가 2차원 고양력장치 해석에 신뢰할만한 결과를 예측함을 알 수 있다.

### 3. 최적화기법 및 형상변화

고양력장치 플랩 최적화에 사용된 형상을 그림 5에 도시하였다. 사용된 플랩 형상은 아음속 비행에 최적 설계된 익형을 기반으로 설계한 형태로 플랩의 길이는 전체 코드길이의 약 35% 이

다. 설계조건은 착륙조건에 해당하는 플랩의 최대 변위각 조건으로 설정하였다. 그림 6은 플랩의 장착여부에 따른 양력계수를 도시한 것으로 플랩을 장착한 이후 최대양력계수가 상당부분 증가하였음을 알 수 있다. 반면 실속이 발생하는 받음각은 상당부분 감소한다.

플랩의 최적 형상을 획득하기 위한 최적화 방법으로 반응면기법(Response Surface Method)을 이용하였다. 설계에 사용된 설계변수는 총 10개이며 반응면은 일반적으로 이용되는 2차 함수 형태로 정의하였다. 반응면 생성에 필요한 실험점은 일반적으로 이용되는 D-optimal조건을 만족하는 3-level(-1,0,1) factorial design 방법을 이용하여 획득하였다. 본 논문의 경우 10개의 설계변수를 이용하였으며 총 128개 실험점을 이용하였다.

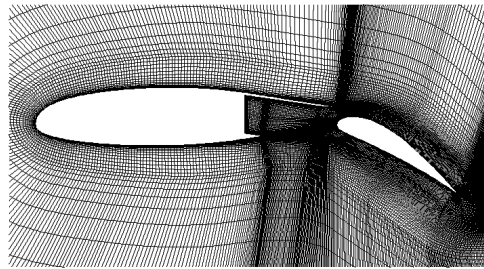


Fig. 5 Mesh around original single slotted flap.

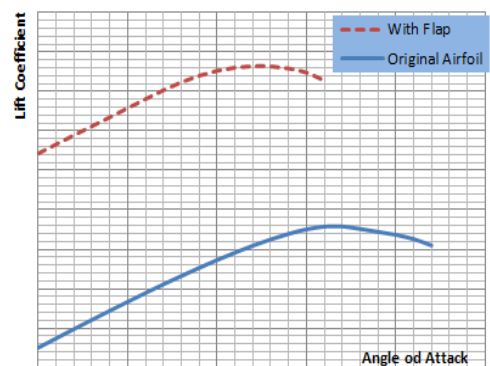


Fig. 6 Comparison of lift coefficients for original and flap deployed airfoil(Mach=0.2, Re=14M)

플랩의 형상변화는 Hicks and Henne[8]의 함수를 이용하였다. 그림 7은 설계변수가 상단 7개(v1~v7), 하단 1개(v8)인 경우에 대하여 Hicks and Henne 형상함수 분포를 보이고 있다. 나머지 2개의 설계변수는 각각 플랩의 x-방향 변위 및 y-방향 변위에 해당한다. 본 논문의 경우 플랩 앞전의 상하단(v1, v8) 및 뒷전의 상단(v7)은 기존 익형과 만나는 부분으로 급격한 형상변화와 격자의 파괴를 방지하기 위하여 변위를 제한하였다.

그림 8은 사용된 플랩에 대하여 최고 형상변위와 최저 형상변위를 도시한 그림으로 상단의 경우 두께비가 약 10% 까지 증가함을 알 수 있다. 그러나 하단의 경우 앞전부분만 형상이 변형되며 변위 또한 크지 않아 그림에서는 표현되지 않고 있다. 일반적으로 플랩의 성능은 플랩 전반 상단부에 의해서 결정된다. 최적 설계된 플랩의 상단은 유동박리 현상을 최소화하는 안정된 유동장을 형성하도록 한다.

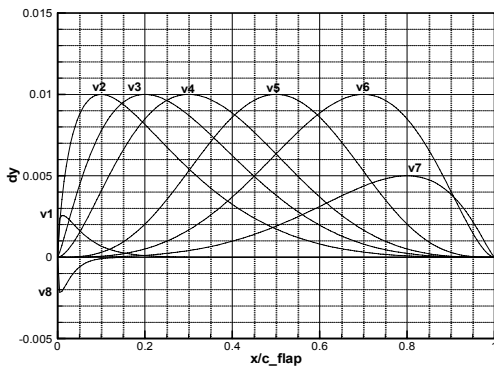


Fig. 7 8 shape functions for flap deformation

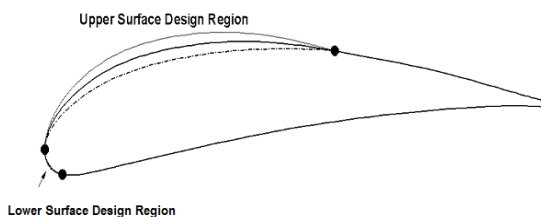


Fig. 8 Upper and lower boundaries of flap shape.

#### 4. 형상 최적화 결과

고양력장치는 저받음각에서 고받음각까지 전 영역에 대한 최적의 공력 특성을 갖도록 설계해야 한다. 이제 본 논문에서는 참고문헌[4]를 참고하여 아래와 같은 목적함수(F)를 사용하였다.

$$F_{obj}(x) = \sum_{i=1}^3 \omega_i \cdot F_i(x)$$

$$F_1(x) = C_{L,max}, F_2(x) = C_{L,\alpha=0}, F_3(x) = L/D_{\alpha=8^\circ}$$

목적함수의 물리적 의미를 보면 최대양력계수( $F_1$ )는 실속현상과 관련이 있으며, 받음각 0도에서의 양력계수( $F_2$ )는 플랩 전개 시점에서의 상단의 유동박리와 관련이 있다. 특히 받음각 8도에서의 양항비는 접근비행(approach)시 플랩 상단의 유동박리 특성과 관련이 있으며 목적함수에 가장 큰 영향을 미친다. 목적함수에 사용된 가중치  $\omega$  는 각각 0.6, 0.3, 0.1 로 받음각 8도에서의 양항비의 가중치가 가장 낮지만 양항비 자체의 값이 상대적으로 크기 때문에 목적함수에서 차지하는 비중은 약 64%에 해당한다.

그림 9는 설계과정에서 목적함수의 변화를 도시한 것으로 초기의 2-3회 반복으로 거의 수렴함을 알 수 있다. 최종 설계는 9번의 반복을 통해 이루어졌으며 설계 후 약 4% 정도 목적함수 값이 개선되었다.

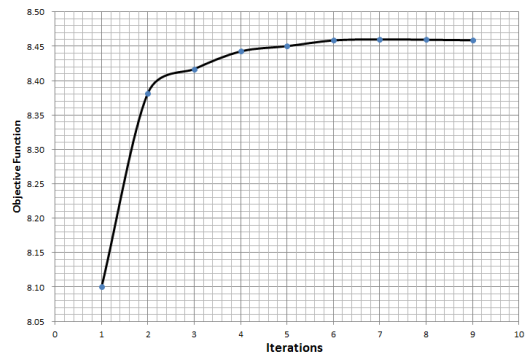


Fig. 9 Object function value during design process

그림 10은 설계 전과 설계 후의 형상을 비교한 그림으로 플랩의 형상은 앞전 부분의 두께가 다

소 감소하였고, 위치는 overlap의 변화는 거의 없이 gap을 감소시키는 방향으로 설계가 진행되었음을 확인할 수 있다. 9번의 반복 설계 후에 목적함수의 값은 일정한 값으로 수렴하였지만 형상과 위치는 미세하게 진동하는 특성을 보였다.

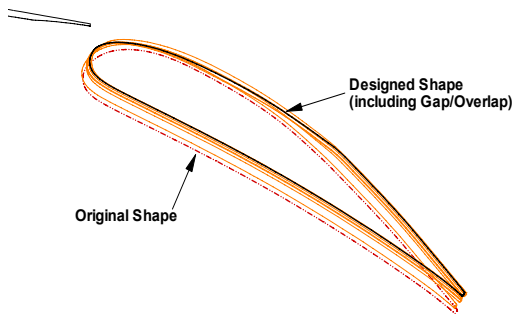
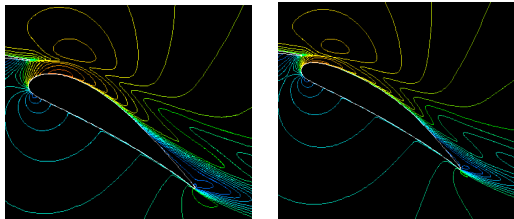


Fig. 10 Flap shape and position after 9 design cycles

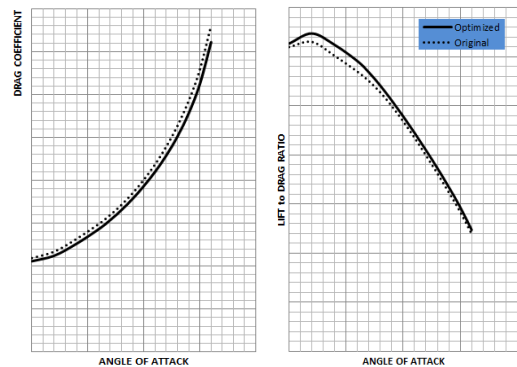
그림 11은 설계 전 후 형상에 대한 등속도 분포를 도시한 것으로 gap이 감소함에 따라 플랩상단의 유동 속도가 증가함으로써 플랩 앞전의 suction peak가 증가하고 하단의 유동박리 현상 또한 감소하였다.



(a) original flap (b) optimized flap  
Fig. 11 Comparison of flow separation region

그림 12는 설계 전 후 형상에 대한 항력계수와 양항비를 보이고 있다. 그림을 보면 전 받음 각 영역에 걸쳐 항력이 일정하게 감소하였음을 알 수 있으며 이는 유동박리 영역의 감소를 의미한다. 그림에 도시하지 않았지만 양력은 다소 감소하나 항력의 감소분이 더 크므로 양항비는 전영역에 고르게 상승한다. 현재의 목적함수에 대한 비중은 양항비가 가장 크기 때문에 양력계

수의 증가보다는 항력의 감소로 인한 양항비 증가현상이 주로 발생하였다. 이러한 특성은 비행 조건에 따라 목적함수의 가중치를 이용하여 조절할 수 있을 것으로 예상된다.



(a) Cd

(b) L/D

Fig. 12 Comparison of Cd and L/D for original and optimized flap configuration.

## 5. 결 론

본 논문에서는 2차원 Navier-Stokes 해법과 최적화 기법을 이용하여 고양력장치 플랩형상에 대한 형상 및 위치에 대한 최적 설계를 시도하였다. 설계 결과 플랩의 형상변화에 함께 플랩의 위치에 대한 최적의 결과를 산출할 수 있었다. 최적 플랩 형상은 기존 형상대비 날개와 플랩간 gap 과 플랩의 앞전 부분의 t/c가 감소하는 형상으로 목적함수 기준 4% 이상의 개선 효과를 보였다.

## 후 기

본 연구는 산업통상자원부 차세대 중형항공기 핵심기술 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

- [1] 2003, Reckzeh, D., "Aerodynamic Design of the High Lift Wing for a Magaliner Aircraft," Aerospace Science and Technology, Vol 7, pp 107-119.
- [2] Brune, G. W., "Lectures on High-Lift Aerodynamics," Boeing Commercial Airplane Group.
- [3] 2002, Van, Dam, C. P., "The Aerodynamic Design of Multi-element High-Lift Systems for Transport Airplanes," Progress in Aerospace Sciences, Vol 38, pp 101-144.
- [4] 2007, Wild, J., Brezillon, J., Amoignon, O., Quest, J., Moens, F. and Quagliarella, D., "Advanced High-lift Design by Numerical Methods and Wind Tunnel Verification within the European Project EUROLIFT II," AIAA 2007-4300.
- [5] 2005, Brezillon, J., and Wild, J., "Evaluation of Different Optimization Strategies for The Design of a High-Lift Flap Device," EUROGEN 2005,
- [6] 2011, 박영민, 김철완, 정진덕, 이해창, "무인기급 고양력 장치 공력설계," 한국군사과학기술학술대회 춘계 논문집.
- [7] 2012, 박영민, 정진덕, 이해창, "고양력장치 플랩 형상 공력 최적설계," 항공우주시스템 공학회 동계학술대회 논문집.
- [8] 1978, Hicks, R. M. and Henne, P. A., "Wing Design by Numerical Optimization," Journal of Aircraft, Vol. 15, No 7.