

## 공기역학적 성능 향상을 위한 플랩의 최적 위치 선정

강형민,<sup>\*1</sup> 박영민,<sup>2</sup> 김철완,<sup>1</sup> 이창호<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원, 공력성능팀

<sup>2</sup>한국항공우주연구원, 중형기체계설계팀

### SELECTION OF THE OPTIMAL POSITION OF THE FLAP FOR THE IMPROVEMENT OF AERODYNAMIC PERFORMANCE

H.M. Kang,<sup>\*1</sup> Y.M. Park,<sup>2</sup> C.W. Kim<sup>1</sup> and C.H. Lee<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Aerodynamics Team, Korea Aerospace Research Institute

<sup>2</sup>Civil Aircraft Systems Design Team, Korea Aerospace Research Institute

*The selection of the optimal position of the flap was performed in order to improve the aerodynamic performance during the take-off and landing processes of aircraft. For this, the existing airfoils of the main wing and flap are selected as the baseline model and the lift coefficients ( $c_l$ ) according to angle of attacks (AOA) were calculated with the change of the position of flap airfoil. The objective function was defined as the consideration of the maximum  $c_l$ , lift to drag ratio and  $c_l$  at certain AOA. Then, at 121 experimental points within 20mm×20mm domain, two dimensional flow simulations with Spalart-Allmaras turbulence model were performed concerning the AOA from 0 to 15 degree. If the optimal position was located at the domain boundary, the domain moved to the optimal position. These processes were iterated until the position was included in the inside of the domain. From these processes, the flow separation at low AOA was removed and  $c_l$  increased linearly comparing with that of the baseline model.*

**Key Words :** 플랩(Flap), 전산유체역학(CFD), 최적 위치(Optimal Position)

### 1. 서 론

항공기 이착륙 시의 공력 성능 개선을 위해 다양한 연구가 수행되고 있다. 이러한 이착륙 성능은 항공기의 실속 속도와 관련이 있으며, 실속 속도를 낮출수록 항공기 이착륙 시에 필요한 이착륙 거리가 줄어드는 장점을 갖게 된다. 이 때 실속 속도는 다음의 식 (1)과 같이 주어진다.

$$V_{stall} = (2W/S_{wing} \rho_{air} C_{L,max})^{1/2} \quad (1)$$

따라서 실속 속도를 낮추기 위해서는 항공기의 무게를 줄이

거나 날개의 면적을 키우는 방법, 마지막으로 날개의  $C_{L,max}$ 를 키우는 등의 3가지 방법을 생각할 수 있다. 이 중 항공기의 무게나 날개 면적 등은 성능요구조건에 의해 결정되어 있는 경우가 많기 때문에 일반적으로 고양력을 발생시켜  $C_{L,max}$ 를 크게 하여 실속 속도를 낮추게 된다.

이러한 고양력 발생 장치의 대표적인 예로 Flap을 들 수 있다. 플랩은 항공기 주날개의 뒷전에 장착되어 주날개 Camber를 바꿈으로써 높은 양력을 발생시키는 고양력 장치의 일종이다. 특히 항공기 이착륙 시에는 항공기의 안전성 향상을 위해 낮은 속도에서 높은 양력이 요구되기 때문에 기존의 날개에서 전개되는 방식을 통하여 플랩이 사용되고 있다. 또한 최근 항공기의 고양력 장치는 기존의 복잡한 다단 플랩 형태에서 단순하면서도 경량의 플랩 형태로 변화되고 있다[1]. 따라서 이착륙 조건에서 플랩 최적 형상을 설계하고 플랩의 최적 전개 위치 등을 선정하는 것이 필수적이다.

이러한 플랩의 설계와 관련하여 국내외에서 다양한 연구가

Received: September 11, 2013, Revised: December 24, 2013,  
Accepted: December 24, 2013.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2013.18.4.041>

© KSCFE 2013

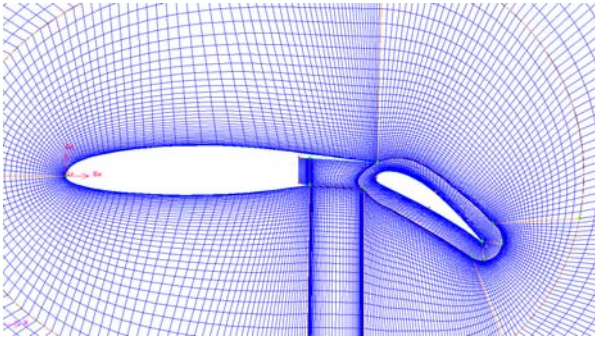


Fig. 1 Mesh around single slotted flap

진행되고 왔다. EUROLIFT II 프로젝트에서는 유럽의 다양한 파트너끼리 각자의 최적화 방법 및 해석 기법을 이용하여 Trailing edge 플랩을 설계한 이후 서로 비교 검토를 수행하였다[2,3]. 이를 통하여 플랩의 최적의 형상을 선정한 이후 풍동 시험을 통하여 성능 시험을 수행하였다. 국내에서는 1단의 Fowler 플랩을 기반으로 하여 고양력 장치를 설계하고 풍동 시험을 수행하거나[4-6] 해석을 통하여 플랩의 위치 및 형상 최적화를 수행하는 연구가 수행되었다[7,8].

플랩을 설계함에 있어서 플랩 형상 및 플랩-주익 간의 Gap/Overlap은 플랩의 성능을 결정짓는 중요한 파라미터이다. 그러나 플랩의 형상 및 위치 정보 등을 동시에 고려하여 최적 설계를 진행할 경우 다양한 변수들의 조합으로 인해 해석해야 할 경우의 수가 많아진다. 또한 비행기 이착륙 시에 플랩에 유입되는 유동은 고반음각을 갖게 되며 이로 인해 플랩 주변 유동이 플랩으로부터 박리되는 등 비선형적 유동 현상이 발생한다. 이 때 주익과 플랩간의 미묘한 위치 변화로도 플랩 주변의 비선형적 유동 특성이 민감하게 변화할 수 있다. 즉 플랩의 미묘한 위치 변화에 따른 공력 특성 변화를 설계에 반영하기 위해서는 설계 범위 내에 실험점을 촘촘하게 분포시켜야 한다. 따라서 형상 및 위치 정보들을 모두 고려하여 설계 공간을 구성할 경우 수많은 실험점이 필요하게 된다.

따라서 본 연구에서는 1단 플랩에 대해서 플랩의 형상은 고정하고 플랩의 2차원 공간상에서의 위치만을 고려하여 설계 공간을 구성하였다. 실험점의 경우에는 각 좌표별로 11개씩 총 121개의 실험점을 설계 공간 내에 분포시켰다. 각각의 실험점에 대해서는 저받음각에서부터 고받음각까지 성능해석을 수행하였으며, 반응면을 구성을 통하여 최적 위치를 탐색하였다. 또한 설계 공간의 이동을 통하여 최적 위치가 설계 공간 경계가 아닌 설계 공간 내에 포함될 수 있도록 하였다. 이를 통해 플랩의 공간상에서의 위치 변화에 따른 비선형적인 공력 특성 변화 양상 및 그에 따른 최적 위치에 대해 보다 면밀하게 살펴보고자 하였으며, 향후 3차원 Flap의 최적 설계를 위한 기초 자료로 활용하고자 하였다.

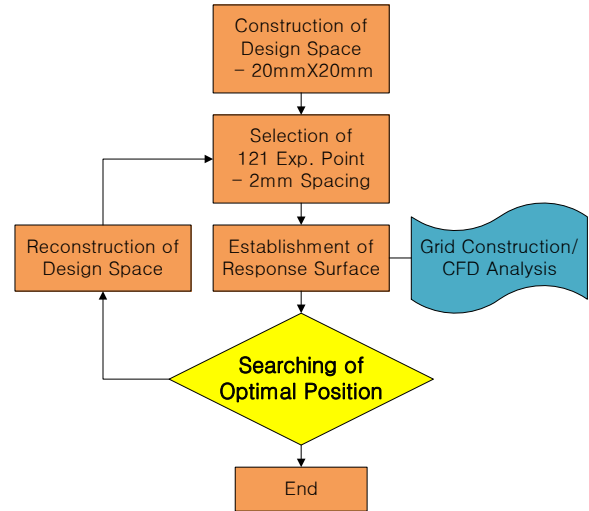


Fig. 2 Overall processes of optimal position searching

## 2. 해석 기법 및 격자 생성

본 연구에서는 상용 코드인 ANSYS FLUENT를 이용하여 2차원 유동 해석을 수행하였다. 이 때 착륙조건에서의 해석이기 때문에 순항 속도에 비해 유속이 작으므로, 본 연구에서는 비압축성 유동을 가정하였다. 지배 방정식으로는 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며, 난류 모델은 1방정식 모델인 Spalart-Allmaras 방법을 사용하였다[9]. 해석 격자의 경우 상용 프로그램인 GAMBIT을 이용하여 Fig. 1과 같이 전체 코드대비 35% 길이의 플랩 형상을 이용하였다. 이때 주익 대비 플랩의 전개 각도는 착륙 조건에 해당하는 플랩의 최대변위각으로 하였다. 또한 주익 및 플랩 형상은 고정하고 플랩의 위치만을 이동시키면서 플랩 주변의 격자를 생성하였다.

## 3. 최적 위치 선정

본 연구에서는 착륙 조건을 가정하였으며 고고도의 공항 조건을 고려하여 고도 5000 ft의 대기 조건을 이용하였다. 자유류 속도는 Mach number 0.2로 하였으며, Baseline 모델에 대해 0, 2, 4, 6, 8, 10, 11, 12, 13, 14, 15도의 11개의 받음각에 대해 해석을 수행하였다. 이후 Baseline 모델 주변에 적절한 설계 공간을 선정하고 플랩의 위치별 실험점을 선정하여 각 실험점별로 동일한 유동 해석을 수행하였다. 이러한 해석 결과를 토대로 반응면을 구성하였으며, 반응면 상에서 최적 위치를 탐색하였다. 또한 최적 위치가 설계 공간의 경계에 위치할 경우 설계 공간을 이동하고 동일한 과정을 반복하여 새로운 최적 위치를 찾도록 하였다. 전체적인 최적 위치 탐색 과정을 정리하여 Fig. 2에 도시하였다.

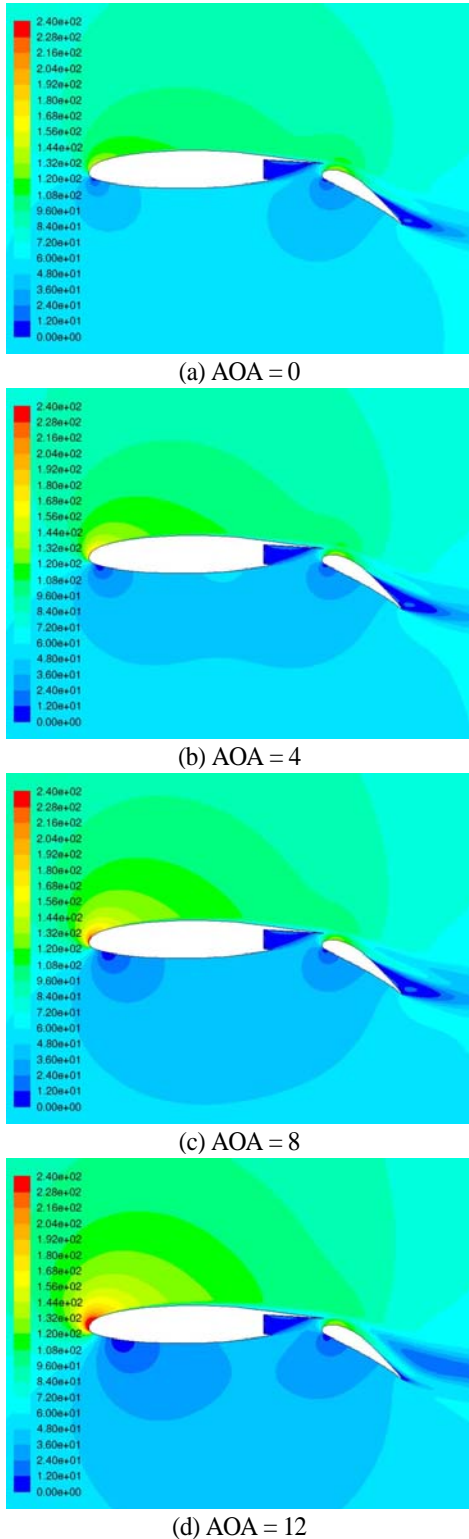


Fig. 3 Velocity contours of baseline model vs AOA

3.1 Baseline 모델 해석

Baseline 모델에 대한 공력 해석 결과를 Fig. 3 및 4에 나타

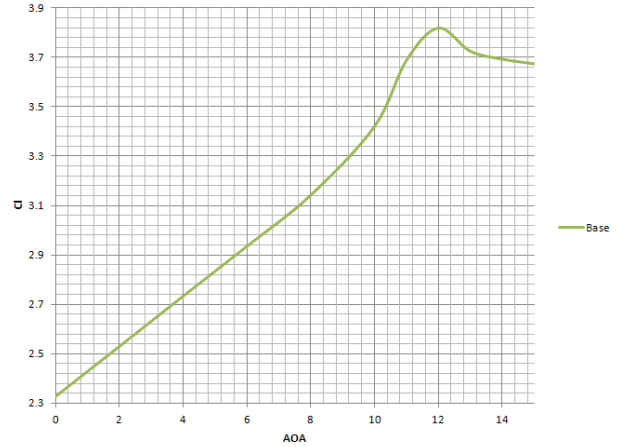


Fig. 4 Cl of baseline model vs AOA

내었다. 해석 결과에서 받음각 10도 정도까지는 플랩의 윗면에서 유동 박리 현상이 관찰되고 있는데 이는 주익과 플랩 간의 위치가 최적화되지 않았기 때문이다. 즉 주익과 플랩 간의 유동이 충분히 가속되지 못하여 최대 변위각으로 전개된 플랩 형상을 따라 유동이 흐르지 못하고 박리되기 때문이다. 그러나 각도가 커지면서 Stall 전까지 플랩 윗면의 유동 박리 현상이 사라짐을 확인할 수 있다. 이는 받음각이 커지면서 주익 위아래에 주익-플랩 간의 유동 가속을 위한 충분한 압력차가 존재하게 되어 유동이 플랩에 다시 재부착되기 때문이다. 이렇게 유동 박리 현상이 일찍 일어나다가 사라지면서 Fig. 4와 같이 받음각 대비 양력 곡선의 기울기가 증가함을 확인하였다. 이러한 유동 박리 현상은 양력 손실 및 항력 증가로 이어져서 공력 특성을 저하시키기 때문에 본 연구에서는 플랩의 위치를 조절하여 유동 박리를 지연하고 양력 손실을 개선하고자 하였다.

3.2 최적위치 선정

최적 위치 선정을 위해 본 연구에서는 참고문헌을 바탕으로 식 (2)와 같이 목적함수를 선정하였다[2,10].

$$\begin{aligned}
 F_{obj}(x) &= \sum_{i=1}^3 \omega_i \cdot F_i(x), \quad F_1(x) = \frac{C_{L,max}}{C_{L,max,ini}}, \\
 F_2(x) &= \frac{C_{L,\alpha=0}}{C_{L,\alpha=0,ini}}, \quad F_3(x) = \frac{L/D_{\alpha=8^\circ}}{L/D_{\alpha=8^\circ,ini}}
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

이 때 최대양력계수  $F_1$ 은 실속 속도와 관련되며 받음각  $0^\circ$ 에서의 양력계수  $F_2$ 는 플랩상단에서의 유동 박리와 관련된다. 마지막으로  $8^\circ$ 에서의 양향비  $F_3$ 는 착륙 시 접근 비행 특성과 관련된다. 각각의 함수는 각각 Baseline 형상에서의 최대양력

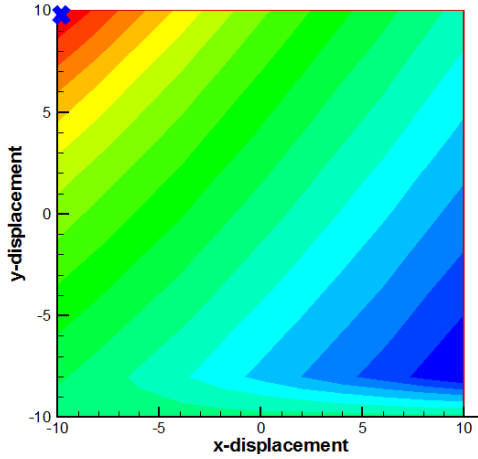


Fig. 5 Response surface of the first optimization

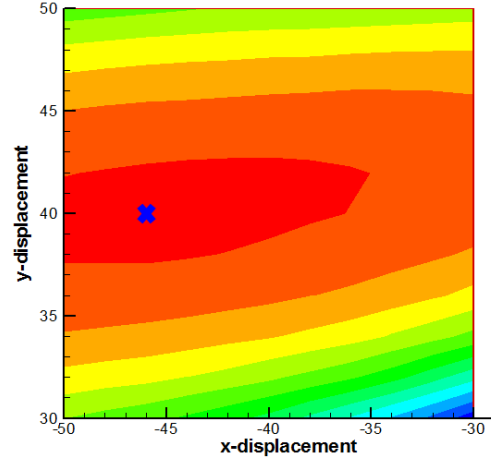


Fig. 7 Response surface of the 5th optimization

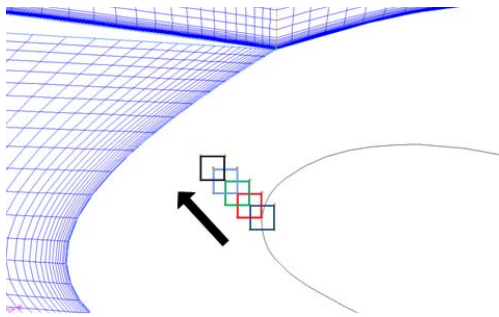


Fig. 6 Change of the design space

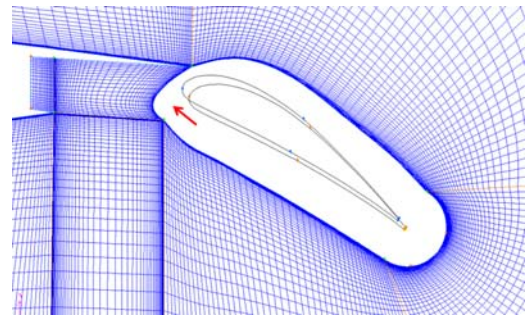


Fig. 8 Positions of flap (Baseline and optimum)

계수  $C_{L,max,ini}$  및 받음각  $0^\circ$ 에서의 양력계수  $C_{L,\alpha=0,ini}$ , 그리고  $8^\circ$ 에서의 양향비  $L/D_{\alpha=8^\circ,ini}$  로 무차원화하였다. 이 중 최대 양력계수 및 받음각  $8^\circ$ 에서의 양향비는 항공기 착륙시의 접근 속도 선정에 있어서 중요한 영향을 미치기 때문에 가중치의 경우에는 각각 0.4, 0.2, 0.4로 하여  $F_1$ 과  $F_3$ 의 영향을 더욱 중요하게 고려하였다.

설계 영역을 정하는 데 있어서는 우선 Baseline model의 Leading edge 부분에  $20\text{ mm} \times 20\text{ mm}$ 의 설계 공간을 설정하였으며, 각 방향별로 2 mm 간격씩 총 121개의 실험점을 선정하였다. 이후 Baseline model과 동일한 유동 해석을 수행하여 목적 함수를 계산하여 Fig. 5와 같은 반응면을 구성하였다. 이때 Fig. 5에서 최적 위치가 설계 영역의 왼쪽 상부 경계면에 위치함을 확인하였다. 이는 주익 및 플랩간의 Gap을 감소시키고 Overlap을 증가시키는 방향으로 위치가 이동되어야 함을 의미한다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 6과 같이 최적 위치가 설계 공간 내에 포함될 수 있도록 설계 공간을 이동하였으며, 수정된 설계 공간에서 동일하게 2 mm 간격씩 총 121개의 실험점에 대해 재해석을 수행하였다. 이러한 과정을 총 5번 반

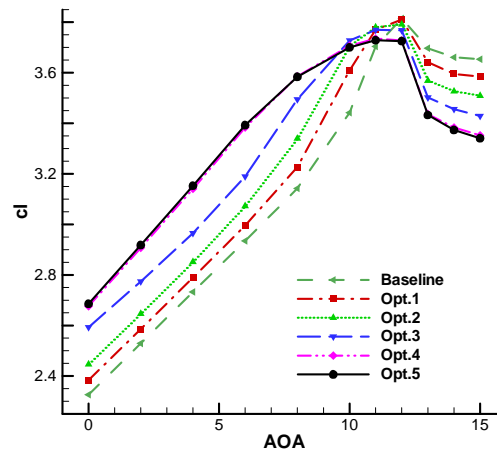


Fig. 9 Comparison of  $C_L$  curve (Baseline and each optimum)

복한 결과 Fig. 7과 같이 최적 위치가 설계 공간 내에 존재함을 확인하였다.

최적 위치 탐색을 통하여 구해진 플랩의 최종적인 위치, 각 최적 위치에서의  $C_L$  곡선을 각각 Fig. 8 및 9에 도시하였

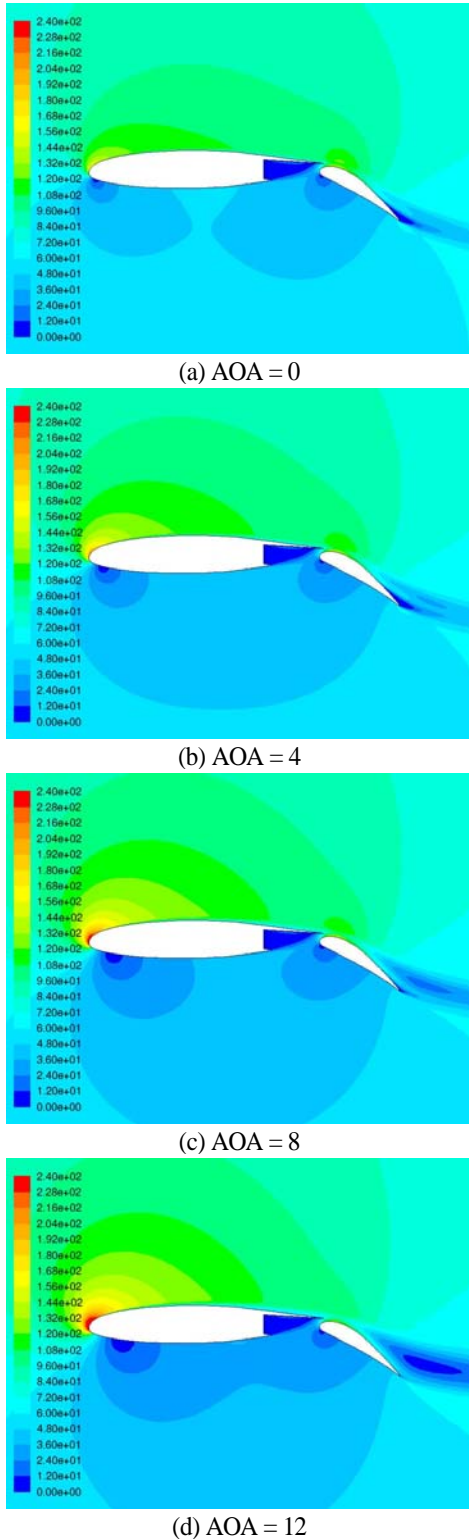


Fig. 10 Velocity contours of optimal model vs AOA

다. Fig. 8에서 주익과 플랩 간의 *Overlap*이 늘고 *Gap*이 줄어드는 방향으로 최적 위치가 이동하였음을 알 수 있다. 이로

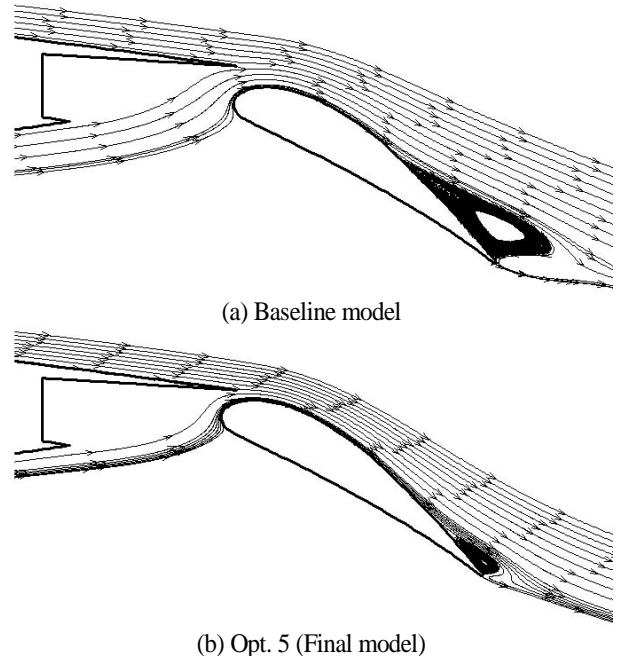


Fig. 11 Streamline around the flap at AOA = 0

인해 주익과 플랩 사이의 유동이 가속되어 플랩의 곡면 형상을 따라 유동이 보다 더 잘 흐르게 되면서 Fig. 9와 같이 양력 특성이 개선되었다. 이를 보다 명확하게 확인하기 위해 최종 위치에서 해석을 수행하여 얻어진 속도 *Contour*, 그리고 받음각 0도에서의 *Baseline* 모델 및 최종 위치에서의 플랩 주위 *Streamline* 분포를 각각 Fig. 10 및 11에 도시하였다. 그림에서 *Baseline* 모델에 비해 최적 위치에서는 낮은 받음각에서의 플랩 후방 유동 박리 현상이 크게 개선되었음을 확인할 수 있다.

각각의 최적화 과정에서 계산된 목적함수 값을 Table 1에 정리하였다. 표에서  $C_{L,max}$  값은 약간 감소하는 데 반해  $C_{L,\alpha=0}$  및  $L/D_{\alpha=8^\circ}$  값은 크게 개선되었음을 알 수 있다. 이로 인해 최적 위치에서 *Baseline* 모델 대비 약 15% 정도 목적 함수가 개선되었음을 확인하였다. 그러나 최대양력계수의 경우에는 *Baseline* 모델에 비해 다소 낮아졌다. 이는 고받음각에서는 저받음각에서와 달리 유동을 가속시키기 위한 상하압력차가 충분히 존재하기 때문에 주익과 플랩 사이의 간극이

Table 1 Comparison of objective function

	$C_{l\_max}$	$C_{l\_0}$	$L/D_{8}$	Obj.
<b>Baseline</b>	3.815	2.326	47.39	1.000
<b>Opt. 1</b>	3.810	2.384	51.03	1.035
<b>Opt. 2</b>	3.791	2.446	55.16	1.074
<b>Opt. 3</b>	3.770	2.593	60.06	1.125
<b>Opt. 4</b>	3.735	2.676	62.39	1.148
<b>Opt. 5 (Final)</b>	3.729	2.686	62.43	1.149

커질수록 양력이 커지게 되기 때문이다. 따라서 최대양력계수를 개선시키는 경우에는 가중치의 변경이나 제한 조건의 추가 등이 선행되어야 할 것으로 생각된다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 기존의 주날개 익형 및 플랩 형상을 Baseline 모델로 하여 2차원 전산해석을 수행하였다. 그 결과 Baseline 모델의 경우 낮은 받음각에서 유동 박리로 인한 양력 계수의 손실이 일어나며, 받음각을 증가시킴에 따라 유동 박리 현상이 사라지면서 양력 계수가 증가함을 확인하였다. 이러한 낮은 받음각에서의 유동 박리 현상을 억제하고 착륙시의 공력 특성 개선을 위해 본 연구에서는 최대양력계수, 받음각 0도에서의 양력계수, 받음각 8도에서의 양항비 등을 고려하여 목적함수를 선정하였으며, 최적 위치 탐색을 수행하였다. 그 결과 주익과 플랩 간의 간극이 줄어드는 방향으로 최적 위치가 도출되었다. 이로 인해 유동 박리 현상이 개선되어 양력 계수가 크게 향상되었음을 확인하였다. 그 결과 전체 목적 함수는 Baseline 모델 대비 약 15% 정도 개선되었음을 확인하였다. 추후에는 최대양력계수의 개선을 위한 목적함수 변경 및 3차원 상에서의 플랩 위치 변화에 따른 공력 성능 변화에 대해서도 계산을 수행할 예정이다.

#### 후 기

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

#### References

- [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] 2007, Wild, J., Brezillon, J., Amognon, 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," *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2007-4300*.
- [3] 2005, Brezillon, J. and Wild, J., "Evaluation of Different Optimization Strategies for The Design of a High-Lift Flap Device," *EUROGEN 2005*, ISBN: 3-00-017534-2.
- [4] 1974, Wentz Jr., W.H. and Seetbaram, H.C., "Development of a Fowler Flap system for a High Performance General Aviation Airfoil," *NASA CR-2443*.
- [5] 2008, Kim, C. and Lee, Y., "Design of High Lift Flap with Optimization Technique," *Korean Society for Computational Fluids Engineering Fall Conference*, pp.227-228.
- [6] 2010, Lee, Y., Kim, C. and Cho, T., "High Lift Device Design Optimization and Wind Tunnel Tests," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol.9, No.1, pp.78-83.
- [7] 2011, Park, Y., Kim, C., Chung, J. and Lee, H., "Aerodynamic Design of High Lift Device for UAV Scale Aircraft," *Korea Institute of Military Science and Technology Spring Conference*.
- [8] 2012, Park, Y., Chung, J. and Lee, H., "Aerodynamic Design Optimization of High Lift Device Flap Shape," *The Society for Aerospace System Engineering Fall Conference*.
- [9] 1992, Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 92-0439*.
- [10] 2013, Park, Y., Kang, H., Chung, J. and Lee, H., "Optimization of Flap Shape and Position for Two-Dimensional High Lift Device Configuration," *Korean Society for Computational Fluids Engineering Spring Conference*, pp.281-285.

[1] 2003, Reckzeh, D., "Aerodynamic Design of the High-Lift-Wing for a Magaliner Aircraft," *Aerospace Science*