

고양력장치 설계 최적화 및 풍동시험

이윤교*, 김철완**, 조태환***

High Lift Device Design Optimization and Wind Tunnel Tests

Yung-Gyo Lee*, Cheolwan Kim**, Tae-Hwan Cho***

Abstract

In the present paper, a flap was optimized to maximize the lift. A 2-element fowler flap system was utilized for optimization with an initial shape of general aviation airfoil and a flap shape designed by Wentz. Response surface method and Hicks-Henne shape function were implemented for optimization. 2-D Navier-Stokes method was used to solve flow field around a GA(W)-1 airfoil with a fowler flap. Commercial programs including Visual-Doc, Gambit/Tgrid and Fluent were used. Upper surface shape and the flap gap were optimized and lift for landing condition was improved considerably. The original and optimized flaps were tested in the KARI's 1-m low speed wind tunnel to examine changes in aerodynamic characteristics. For optimized flap tests, the similar trend to prediction could be seen but stall angle of attack was lower than what was expected. Also, less gap than optimized design delayed stall and produced better lift characteristics. This is believed to be the effect of turbulence model.

초 록

본 연구에서는 높은 양력을 얻기 위하여 플랩 형상 최적 설계를 시도하였다. 플랩 형태는 플랩 중에서 가장 효율이 좋은 파울러 플랩(fowler flap)이다. 플랩 설계는 최적화 기법을 활용하여 진행하였고 최적화의 초기 형상은 general aviation airfoil과 Wentz 등이 개발한 플랩이다. 최적화 방법으로는 반응면 기법 (Response Surface Method)이 사용되었으며, Hicks-Henne 형상함수가 사용되었고, GA(W)-1 익형과 fowler flap이 조합된 형상의 유동장에 대하여 Navier-Stokes 해석을 수행하였다. 상용 최적화 프로그램인 Visual-Doc, 격자 생성 프로그램인 Gambit/Tgrid, 그리고 유동해석에는 Fluent를 이용하였다. 플랩의 윗면 형상과 gap에 대한 최적화를 수행하여 착륙조건에서의 양력이 증가하였다. 초기 형상과 최적화된 형상의 공력특성 변화를 관찰하기 위하여 항우연의 1m 풍동에서 시험을 수행하였다. 최적화된 형상은 대체로 예측치와 비슷한 경향을 보이거나, 이른 실속이 관찰되었다. 또한, 날개와 플랩 간의 간격을 설계치보다 좁혀 줌으로써 양력특성이 향상됨을 알 수 있었는데, 이는 설계시 사용된 난류 모델의 영향이라 판단된다.

키워드 : 플랩(Flap), 설계(Design), 최적화(Optimization), 풍동시험(Wind Tunnel Test)

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 28일, 2차 : 2010년 6월 17일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* 공력구조팀/lyg@kari.re.kr

** 공력구조팀/cwkim@kari.re.kr

*** 공력구조팀/thcho@kari.re.kr

1. 서 론

항공기의 성능을 향상시키기 위해서 여러 가지 연구가 전 세계적으로 진행되고 있는데 공력성과 관련된 주요 연구는 순항성능을 향상시키기 위한 저항력 항공기 개발 및 이착륙 성능향상을 위한 고양력 발생장치에 대한 것이다. 본 논문에서는 실속속도를 감소시킴으로서 이착륙시의 비행 안전성을 제고할 수 있도록 착륙조건에서의 양력을 최대화할 수 있는 설계 최적화 방법을 연구하였다. 고양력 발생을 위한 방법은 전통적으로 고양력장치를 이용하는 것과 blowing/suction 및 pulsating pulse 등을 이용하는 flow control technique 그리고 thrust 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 general 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. 최적화 방법으로는 반응면 기법 (Response Surface Method)이 사용되었으며, Hicks-Henne 형상함수와 Navier-Stokes 유동장 해석을 수행하였다. 상용

최적화 프로그램인 Visual-Doc, 격자 생성 프로그램인 Gambit /Tgrid, 그리고 유동해석에는 Fluent를 이용하였다.

2. 설계 최적화

2.1 형상함수 및 유동해석 기법

본 연구의 초기에는 플랩 형상을 최적화하기 위해 형상을 재현할 수 있는 곡선으로 Bezier curve를 시도하였다. Bezier curve는 control point를 움직여 곡선의 형태를 매우 다양하게 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 그림 1과 같다.

$$y = y_0 + \sum_{k=1}^n w_k f_k, \quad f_k = \sin^3 [Hx^{e(k)}]$$

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

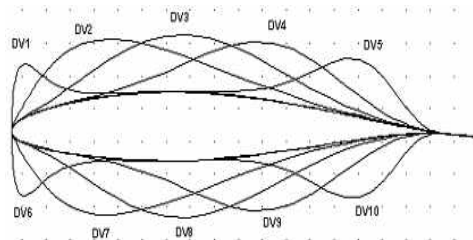


그림 1. The Hicks-Henne Shape Function

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

격자를 형성하였다. Spalart-Allmaras 1-eqn turbulence model이 사용되었는데, 이는 $y_{+wall} < 10$ 인 경우 난류 변수를 벽면까지 적분하는데 있어 매우 좋은 수렴성을 보인다.

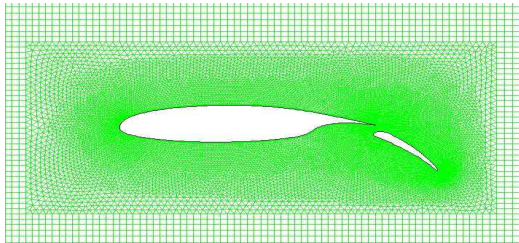


그림 2. Computation Domain with Tri/Quad Meshed

양력계수를 얻기 위하여 2-D Navier-Stokes 해석방법이 적용되었으며, $M < 0.3$ 인 유동에 대하여 점성 유동해석을 수행하였다. 그림 3에서 보듯이 플랩 변위가 클 경우 플랩 뒷전에서의 유동장이 박리되며 재순환 영역이 발생하게 되는데, 이를 최소화하는 것이 양력계수 최대화를 위한 요건이다.

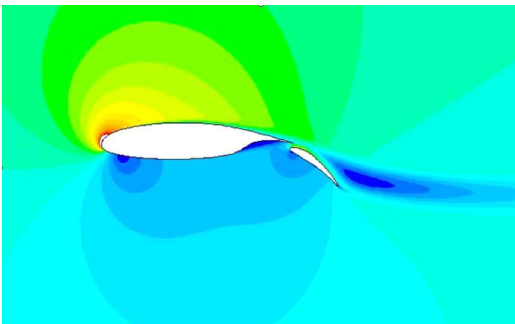


그림 3. Velocity Contour ($M_{\infty}=0.2$, $\alpha=10^\circ$, Flap= 40°)

2.2 최적화 문제 정의

본 연구에서는 착륙시의 양력계수를 최대화하는 플랩 형상과 갭을 도출하는 것이 목표이다. 따라서, 설계 문제는 다음의 목적함수를 최대화하는 설계변수의 최적해를 얻는 것이다.

- 목적함수 : C_L @ Landing Condition
($\alpha = 6^\circ$, 플랩변위 40° , $M_{\infty}=0.2$)

- 설계변수 : w_k ($k=1\sim 5$, Hicks-Henne 함수로 표현된 플랩의 윗면 형상, 그림 4)
 dx, dy (flap gap, 그림 5)

Fowler flap의 특성상 아랫면의 형상은 원래의 익형과 일치하므로 설계 변수에서 제외되고, 윗면 형상만을 최적화하였다. 다른 설계 변수인 flap gap은 그림 5에 나타나 있는데, 주익에 해당하는 익형의 trailing edge와 플랩의 leading edge의 간격을 의미한다.

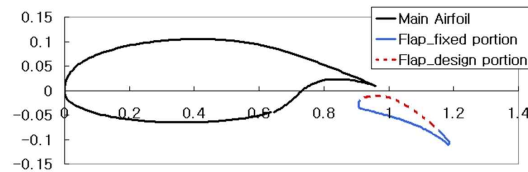


그림 4. 설계변수 (플랩 윗면 형상)

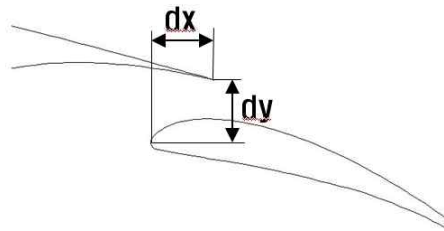


그림 5. 설계 변수 (flap gap)

최적화 방법은 Visual-doc에서 제공하는 반응면 기법(response surface method, RSM)을 활용하였다.

2.3 최적 설계 결과

최적화 과정을 거쳐 결정한 플랩의 최종형상은 그림 7과 같다. 플랩의 앞전 부위는 기존 형상보다 뭉툭해졌으며 주익과의 간격은 더 넓어졌다. 최적화된 플랩의 공력특성 변화는 그림 8에 나타나 있다. 유동조건은 최적화 조건인 $M_{\infty}=0.2$ 이고 플랩 변위각은 40° 로 고정되어 있다. 10° 이하의 받음각에서는 양력과 항력이 모두 감소하지만 10° 이상에서는 두 형상의 공력특성이 거의 일치함을 알 수 있다. 이는 10° 이상에서 플랩의 전 영역에 박리가 발생하기 때문으로 판단된다.

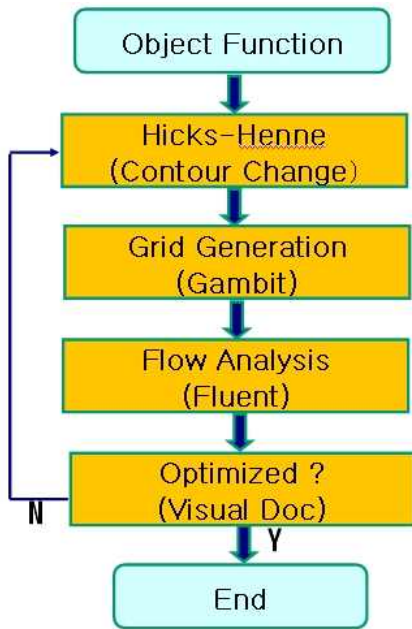


그림 6. Flow chart of Optimization Process

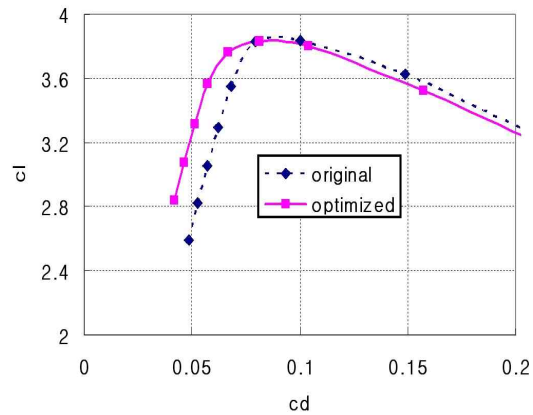


그림 8. Drag Polar Comparison.

3. 풍동 시험

3.1 측정 기법 및 모델

기본 fowler flap 형상과 최적화된 형상에 대하여 항우연의 1m x 1m 풍동에서 시험을 수행하여 두 플랩의 특성을 비교하고 최적화 결과를 검증하였다. 풍동과 모델에 대하여 참고문헌 [1]과 비교하였다. 본 시험의 레이놀즈 수는 [ref. 1]의 20%에 해당한다.

표 1. Wind Tunnel and Model Specification

	WSU ¹	KARI
Test Section (w) [m]	2.13	1
c/w	0.29	0.30
Chord (c) [m]	0.61	0.3
Span (s) [m]	0.914	0.5
s/c	1.5	1.7
dot	5%	5%
Re [$\times 10^6$]	2.2	0.43
v [m/s]	70	18

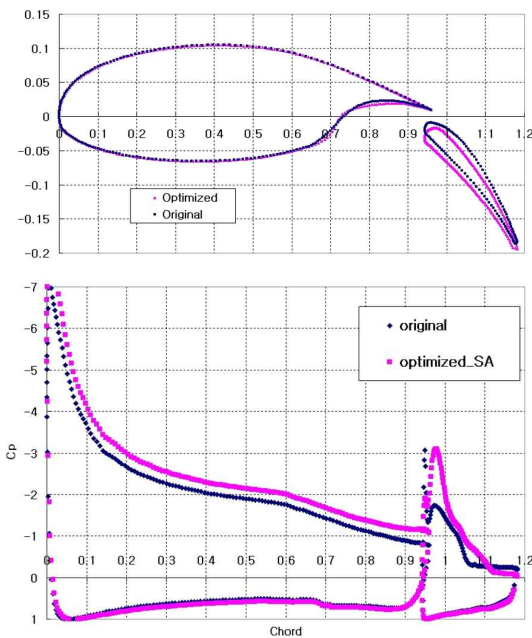


그림 7. Comparison of Flap Contours and C_p

풍동저울은 FUTEK MBA400 센서를 사용하였다. 측정기준점에 대해 두 방향의 힘을 측정할 수 있으며, 돌출빔의 변형에 의해 부가하중을 측정하는 모멘트 타입의 빔 발란스이다.

FUTEK MBA400 센서는 공3급사(FUTEK)에서 교

정되었다. 교정결과는 좋은 선형성을 나타내고 있으며, 양력축에 대한 비선형성은 0.08%로 나타났다.

코드 길이 0.3m, 스팬 길이 0.5m인 풍동시험 모델이 제작되었고 형상은 3차원 비접촉식 레이저 측정기로 측정되었다. 그 결과 제작오차는 0.02mm인 요구조건을 만족하였다 (그림 9). 힘과 모멘트를 측정하기 위하여 수직 밸런스에 모델이 장착되었으며, 천이 도트는 윗면과 아랫면 5% 시위 위치에 부착되었다.

3.2 시험 결과

우선, 시험의 불확도를 검토하기 위하여 시험의 반복성을 점검하였는데, 이를 위하여 GA(W)-1 익형의 플랩 40도 조건에서 5회 시험을 수행하였으며, 그림 12와 같이 양력에 대한 시험 반복성은 양력계수 0.05이내의 값을 나타내고 있다.

또한, 시험의 validation 목적으로 NACA 0012 익형 형상에 대한 시험을 수행하였으며, 양력계수가 알려진 기준치와 일치함을 알 수 있다.



그림 11. Model Installation in KARI LSWT

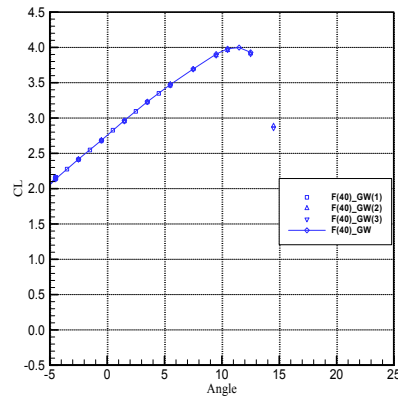


그림 12. 시험 반복성 : (GA(W)-1 익형, 플랩 40도)



그림 9. Airfoil and Flap Model

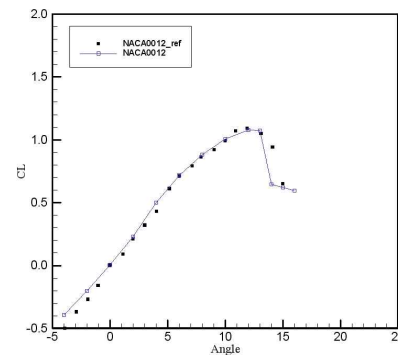


그림 13. Test Results compared to [Ref. 1]



그림 10. 3D Contour Measurement

시험결과는 그림 14에서 [Ref. 1]과 비교 하였다. 플랩각 40도를 제외한 모든 변위각에서 최적화된 형상의 성능향상이 관찰되었으며, [ref. 1]보다 이른 실속이 관찰되었다. 높은 받음각과 큰 변위각에서 유동 박리 현상이 형상에 매우 민감하게

나타나고 있으며, Fig. 15에서 보여지듯이, flap gap(dy, 그림 5 참조)을 15mm에서 12mm로 30% 줄였을 경우, AOA=10 deg. 까지 실속이 일어나지 않았으며, 그 결과 양력이 향상되었음을 알 수 있다.

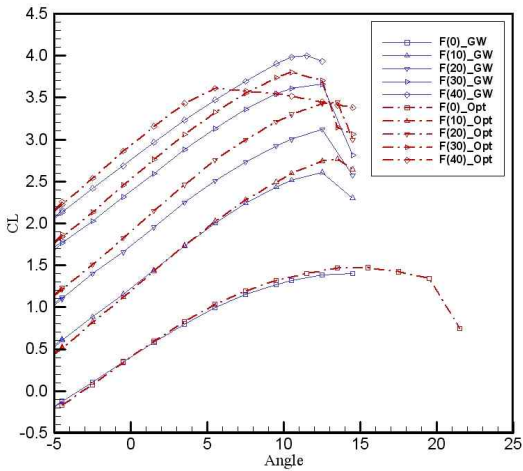


그림 14. Test Results compared to [Ref. 1]

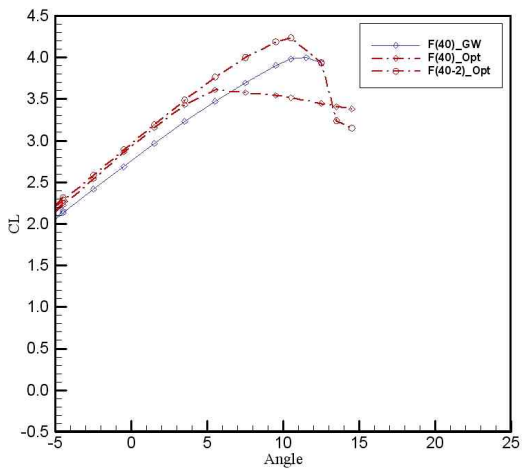


그림 15. Test Results with Modified Flap Gap

착륙조건인 AOA=6 deg. 에서 양력이 6% 증가하였으며, 해석과 시험의 경향이 일치하였으나, 플랩 변위각이 큰 경우 실속이 다소 일찍 일어남이 관찰되었다.

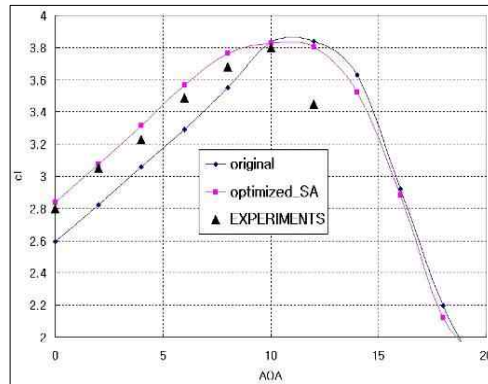


그림 16. Test Results compared to Computations

4. 결론

Navier-Stokes 유동장 해석과 반응면 기법을 이용한 플랩형상 최적화는 Hicks & Henne 형상 함수를 이용하는 것이 효과적임을 확인하였고 플랩의 윗면 형상과 주익과의 gap을 변화시켜 공력특성을 향상시켰다. 이 형상에 대해 풍동시험 모델을 제작하여 풍동시험을 통하여 공력특성 향상을 확인하였으며, 받음각 10도와 플랩변위 40도에서 실속이 예측치보다 다소 빨리 발생하였는데, 이는 설계시 유동 박리 영역에서 사용된 난류 모델의 특성에 기인하는 것으로 판단된다.

5. 참고문헌

1. W. H. Wentz, Jr., and H. C. Seetbaram, "Development of a Fowler Flap System for a High Performance General Aviation Airfoil," NASA CR-2443, 1974.
2. Hicks, R. M. and Henne, P. A., "Wing Design by Numerical Optimization," Journal of Aircraft, Vol. 15, No 7, 1978.