

조종성과 안정성 증가를 위한 플랩-탭 익형의 설계

Design of Airfoil with Tab-assisted Flap System for Increasement of Controllability and Stability

노현섭^{1*}, 김성환¹, 박현우¹, 이아름¹, 손찬규¹, 이관중¹, 오세종¹

부산대학교 항공우주공학과¹

초 록

본 논문에서는 항공기의 제어 안정성(Control Stability)과 조종성(Controllability), 그리고 기체 하중을 줄여 구조와 공기역학적인 안정성을 향상시키기 위해 고양력장치(High-lift Device)인 플랩에 탭이 추가된 익형을 설계하였다. 이 과정에서 한정된 해석자원 때문에 많은 설계조건을 해석하는데 어려움이 있었다. 이를 해결 하기위해 얇은 익형 해석(Thin Airfoil Theory)을 이용하여 지정된 설계구속조건을 통해 시위선을 지정하고 이를 바탕으로 두께를 부여하여 최종적인 익형을 설계하였다. EDISON CFD 2.0 Solver를 이용해 최종 설계한 익형의 성능을 해석하였다. 이를 바탕으로 플랩만 존재하는 익형에 비해 양력손실률이 15%이하로 감소하고, 힌지 모멘트가 최소인 공기역학적 익형을 산출하였다.

Key Words : 플랩-탭(Flap-tab) 익형, 고양력장치(High-lift Device), 제어 안정성(Control Stability), 조종성(Controllability), EDISON CFD 2.0 solver, 힌지 모멘트(Hinge Moment)

1. 서 론

현대인의 생활수준이 향상되고 여가활동이 점차 다양해지면서 경량항공기의 수요가 빠른 속도로 증가하고 있다. 뿐만 아니라 해외의 경우 레저용 항공기에 대한 수요가 늘어나고 있다.

레저용 항공기는 공기역학적 효율과 우수한 조종성 및 구조적인 안정성이 요구된다. 그 중 플랩은 고양력장치 중 하나로 높은 양력을 발생시킨다. 그러나 제어하는데 많은 힘을 요구하기 때문에 유압 장치가 필요하다. 이는 항공기의 하중을 증가시키고 구조적인 안정성을 떨어뜨린다. 따라서 항공기의 성능을 저해하는 요인이 된다.

위 문제를 해결하기 위해 탭이 고안되었다. 항공기 제작 초기 시절부터 최근까지의 연구에서 탭은 항공기의 조종성과 안정성 향상에 크게 기여하는 것으로 밝혀졌다.

본 논문에서는 탭이 부착된 플랩-탭 익형 형태인 Reflex익형을 설계하였다. 전 설계영역을 EDISON CFD 2.0 Solver로 해석하기에는 계산 시간 및 자원의 소모가 크기 때문에, 본 연구에서는 Thin Airfoil Theory를 적용하여 설계영역을 해석하였다. 이를 통해 탭의 위치와 각도를 결정하였다. 결정한 탭의 위치와 각도를 통해 시위선을 정하고 익형의 두께를 입혀 최종익형을 생성하였다. 이후, 생성한 익형을 EDISON CFD 2.0 Solver를 통해 공기역학적 성능을 도출하였다.

결과적으로 이 익형을 통해 제어의 안정성을 향상시키고 다양한 방면, 예를 들어 레저용 스포츠 항공기, 경량항공기, 민간항공기 같은 여러 방면에서 활용 될 수 있기를 기대해본다.

2. 연구 방법

2.1 설계대상 수립

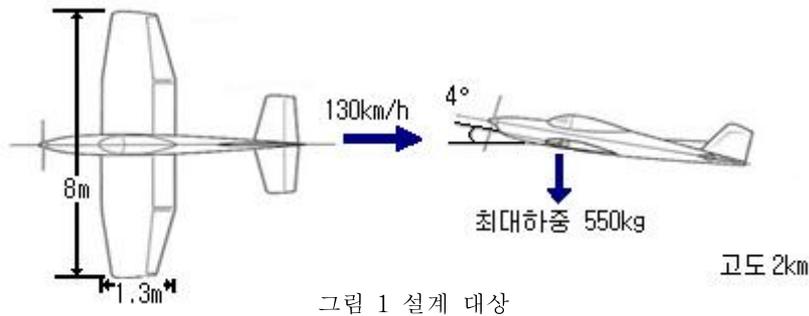


그림 1 설계 대상

표 1 설계대상의 순항 비행조건

최대하중	550kg
고도	2km
공기 밀도	1.007kg/m ³
순항 속도	130km/h
날개 너비	8m
시위 길이	1.3m
$\overline{C_l}$	0.48796
AoA	4°

본 논문에서는 기존 경비행기의 순항비행조건을 바탕으로 그림 1과 표 1의 조건들을 설정하였다.

2.2 Thin Airfoil Theory⁽¹⁾를 이용한 탭이 부착된 익형의 설계

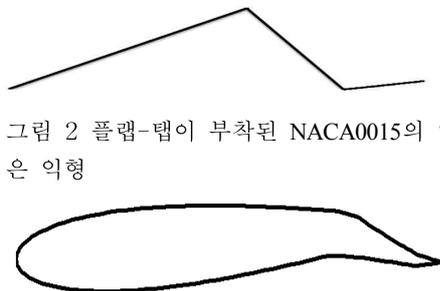


그림 2 플랩-탭이 부착된 NACA0015의 얇은 익형

그림 3 플랩-탭이 부착된 NACA0015

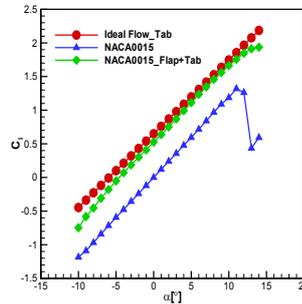


그림 4 NACA0015와 얇은 익형의 양력계수 비교

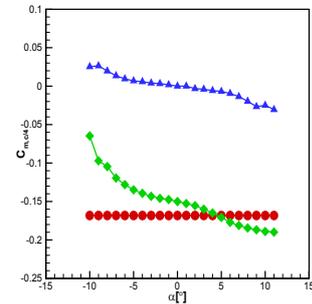


그림 5 NACA0015와 얇은 익형의 피칭모멘트 계수 비교

익형을 해석하는 방법에는 여러 가지가 있는데 본 연구에서 수행하고자한 방법은 EDISON CFD 2.0 Solver이다. 하지만 한정된 계산 자원 및 시간 때문에 분석을 수행하는 과정에서 어려움이 있다. 이를 해결하기 위해 계산 시간이 짧은 Thin Airfoil Theory를 통하여 설계영역을 해석하고자 한다.

두 해석기법의 비교를 위해 그림 2과 그림 3의 피칭 모멘트 계수와 양력계수를 그림 4와 그림 5와 같이 산출하였다. 얇은 익형에서의 해석은 점성을 고려하지 않았기 때문에 실속조건에서 해석 정확도가 떨어진다. 하지만 비교결과 받음각이 -10° 에서, 실속이 일어나기 전까지 양력계수 및 피칭모멘트의 평균오차가 Thin Airfoil Theory를 이용한 설계방법이 계산시간, 계산 자원을 고려할 때 합리적이라고 판단될 만큼 작았다. 이에 따라 본 연구에서는 위의 방법으로 설계과정을 수행한다.

2.3 설계 방법

표 2는 Thin Airfoil Theory를 이용하여 얇은 익형을 설계하는데 지정한 구속조건이다. 본 논문에서는 단순히 익형에 탭을 부착함에 따라 발생하는 효과에 집중하기 때문에 탭의 위치와 각도만 설계 범위를 지정하였다. 양력 손실률은 실속마진을 고려한 익형의 기존설계 조건인 15%를 상한선으로 적용하였고, 힌지 모멘트 감소율이 최대가 될 때 힌지 모멘트 값도 최소가 된다는 것을 확인할 수 있었다. 이를 바탕으로 최적 조건을 정했다.

표 2 탭의 힌지 위치와 각도 설계 범위와 구속조건

플랩 힌지 위치	시위선의 75%(고정)
플랩 각도	20°(고정)
탭 힌지 위치	시위선의 80~98%
탭 각도(θ)	-30~0°
양력손실률	15% 이하
힌지 모멘트 감소율	최대

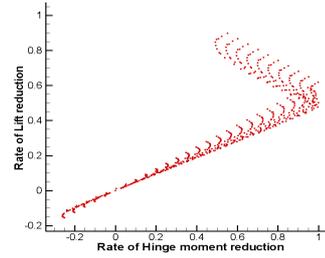


그림 6 힌지 모멘트 감소율 - 양력 손실률에 대한 분포도

2.4 도출된 시위선 형상

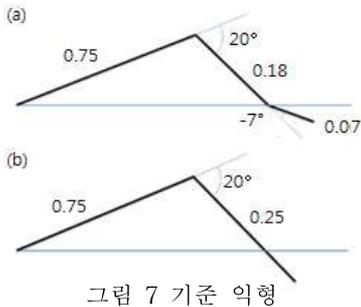


그림 7 기준 익형

표 3 도출된 시위선의 형상

플랩 힌지 위치	시위선의 75%(고정)
플랩 각도	20°(고정)
탭 힌지 위치	시위선의 93%
탭 각도	(a) -7° (b) 0°
양력손실률	15% 이하
힌지 모멘트 감소	최대

그림 7은 표 2의 구속조건을 바탕으로 도출한 시위선의 형상이다. 표 3은 표 2의 구속조건을 토대로 도출된 최종의 시위선 형상의 수치들이다. 이때의 양력 손실률은 15%이고 피칭모멘트 감소율은 25.8%였다.

플랩-탭 익형을 제작하는 과정에서 힌지를 넣는 위치는 구조적으로 도출하기 힘든 공학적 문제이다. 본 설계과정은 익형에 힌지의 위치를 지정함으로써 플랩-탭 익형의 제작성이 향상 될 것으로 판단된다.

2.5 두께가 있는 reflex 익형 설계

그림 8는 Thin Airfoil Theory를 이용하여 설계한 얇은 익형에 표 4의 조건을 반영하여 두께를 부여하는 과정을 형상화 한 것이다. 플랩과 탭 힌지 부분에 각각 8%와 2%의 두께를 준 이유는 힌지부분의 구조적 취약성을 보완하고 부속부품이 차지하는 공간을 확보하기 위함이다.

두께를 주는 과정에서 본 논문은 설계한 얇은 익형에 Akima Interpolation⁽²⁾을 사용하였다.

익형을 설계하는 과정에서 앞전은 대개 둥근 형태를 이용한다. 둥근형태의 앞전은 그렇지 않은 앞전에 비해 넓은 범위의 받음각에서 양력을 발생시켜 비행성능을 향상시킨다. 그러나 그림 8을 보면 두께 형성 과정에서 앞전의 모양이 각진 형태가 되었다. 이는 익형의 성능을 저해하는 요인이다. 이 문제를 해결하기 위해 앞서 Thin Airfoil Theory를 검증하는 과정에서 사용한 NACA0015의 앞전을 적용하였다.

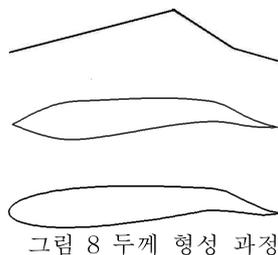


그림 8 두께 형성 과정

표 4 위치에 따른 두께 조건

c/4	15%
플랩 힌지	8%
탭 힌지	2%

2.6 설계한 익형의 성능해석

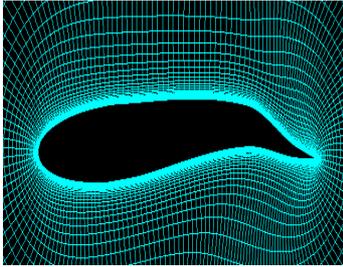


그림 9 플랩- 탭 익형의 격자

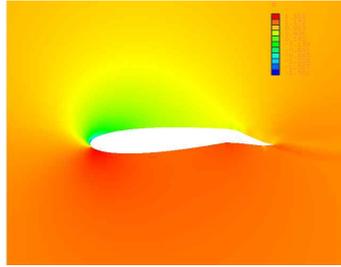


그림 10 압력 contour

표 5 유동장 조건

경계벽면	Inflow or Outflow BC
익형면	Viscous Adiabatic Wall
레이놀즈 수	2×10^7
받음각	$-10 \sim 20^\circ$
Flow Type	1
CFL	0.6
Iteration	1.0×10^5

그림 9은 본 연구에서 사용한 격자를 보여준다. EDISON CFD 2.0 Solver의 격자 형성 과정에서 격자 (Mesh)가 꼬이는 문제점이 발생하여 외부에서 작성한 격자를 EDISON CFD 2.0 Solver로 입력하여 해석하였다. 본 연구에서 고려하는 유동장 조건은 표 5에 나타내었다.

그림 10은 플랩과 탭이 장착된 NACA0015를 EDISON CFD 2.0 Solver를 통해 분석한 압력 Contour이다.

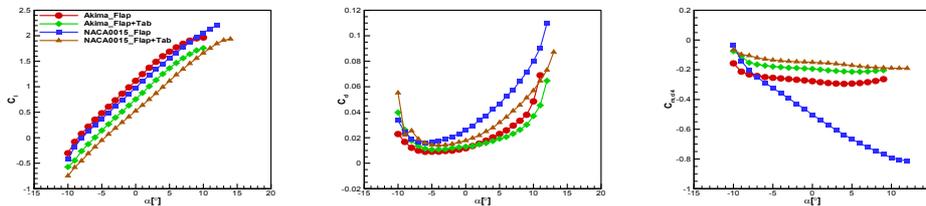


그림 11 NACA0015와 설계한 익형의 공기역학적 성능 비교

그림 11에서 설계한 플랩만 달린 익형과 Reflex형의 익형을 비교해 봤을 때 양력의 손실이 있지만, 항력이 감소하였고 피칭모멘트 또한 줄어들어 비행의 안정성이 증가했다. 순항 비행 시 받음각인 4° 에서의 양력손실률은 15%이고 피칭모멘트 감소율은 28%였다.

3. 결론

본 논문에서는 탭이 장착된 익형의 공력특성을 조사하여 공기역학적 성능이 뛰어난 플랩-탭이 부착된 Reflex 익형을 설계하고자 하였다. 플랩과 탭이 부착된 익형의 형상인 Reflex익형은 최근 Flying wing 형상으로 전환되어 항공기의 안정성 증가를 주된 목적으로 한다.

본 논문에서 설계한 익형은 순항비행에서의 받음각인 4° 일 경우 플랩만 있는 익형과 Reflex익형을 비교했을 때 양력손실률은 15%, 피칭모멘트 감소율은 28%로 처음 설계 조건에서 찾은 최적 얇은 익형의 15%, 25.8%와 무시 할 수 있는 오차를 보였다. 이는 본 논문에서 설계한 Reflex 익형이 높은 안정성을 가지고 있다는 것을 증명하는 부분이다. 본 논문에서 설계한 익형이 레저용 스포츠 항공기, 경량항공기, 민간항공기 같은 여러 방면에서 활용된다면 안정성의 향상을 기대해 볼 수 있을 것이다.

EDISON CFD 2.0 Solver는 일반 학생들이 쉽게 접하기 어려운 전산유체 프로그램을 시간과 공간의 제약 없이 무료로 제공해준다는 점에서 유익한 프로그램이다. 격자 생성 인터페이스의 한계로 좀 더 다양하고 복잡한 형상을 해석하는데 어려움을 갖는다. 추후에 격자 인터페이스의 추가적인 개선이 필요하다.

참고 문헌

- (1) John D. Anderson, Jr 2011, "Fundamentals of Aerodynamics", McGraw Hill.
- (2) Hiroshi Akima, 1970, "A New Method of Interpolation and Smooth Curve Fitting Based on Local Procedures", Journal of the Association for Computing Machinery, Vol.17, No.4 589-602