

Gurney Flap의 전개각에 따른 공력 특성변화 연구

김영진^{*}, 송현선¹

¹충남대학교 항공우주공학과

초록

Gurney Flap은 자동차의 스포일러 부분에 장착되는 고속주행용 Flap으로써 항공기에는 제한적으로 사용되고 있다. 매우 짧게 설치되는 특성이 있기 때문에 Flap의 길이를 항공기의 기준으로 10%로 증가시켜 Flap으로써의 역할을 확인해 보고자 실험을 진행하였다. Gurney Flap을 장착한 형상 3가지 모두 기본형의 NACA0012형상보다는 양력과 항력이 모두 증가하는 형상을 보였다. 양향비의 경우는 항력의 증가로 인해서 NACA0012에 비해서 모두 감소하는 것으로 나타났다. Gurney Flap은 고양력장치로 사용하기에는 다소 무리가 있지만, Dogfight와 같이 고향력장치를 사용하는 경우에는 좋은 성능을 기대할 수 있다.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 정상유동(Steady Flow), 거니플랩(Gurney Flap), 고양력장치(High-Lift Device), 고향력장치(High-Drag Device)

1. 서 론

항공기는 이착륙 시에 많은 양력을 필요로 하기 때문에 고양력 장치를 사용한다. 현재 항공기에 사용되는 고양력 장치의 종류는 크게 분류할 때 Trailing edge Flap과 Leading edge Flap 으로 분류할 수 있다. Gurney Flap은 본래에는 자동차의 스포일러부분에 설치하는 Flap이다. 이 연구는 Gurney Flap을 항공기에 적용할 때 어떠한 공력적 변화가 생기는가에 대한 연구와 Gurney Flap의 적용 각도에 따른 공력변화특성을 연구하고자 한다.

2. 본론

2.1 실험 익형 및 실험 설계

본 연구는 Flap을 가장 많이 사용하는 순간인 이•착륙시를 기준으로 연구를 진행하고자 한다. 따라서 이•착륙에 많이 사용되는 받음각인 10°에서 실험을 진행하고자 한다. 실험과 관련된 논문은 대부분 Gurney Flap을 자동차에 부착한 형태의 논문들이 대부분으로 본 연구에는 맞지 않는 논문들이었다.

본 연구에서 사용하는 익형은 NACA0012익형으로 설정하였다. NACA0012 익형은 대칭형 Airfoil로 풍동실험과 더불어 외부 및 내부의 형상변화를 연구할 때 변화 형상을 확인하기 쉬운 형상으로 본 연구 또한 Gurney Flap의 적용에 따른 공력적인 특성을 확인하고자 하기 때문에 NACA0012익형을 사용하여 진행 하려한다. [1]

실험의 형상들로는 NACA012를 기준으로 하여 전개각 45°, 90°, 135° 의 총 4가지 형상들을 해석하였다.

2.2 익형 형성 및 해석 격자 생성

본 연구의 경우 익형의 뒷전 아래에 플랩을 전 해하는 형상으로 C-Type의 격자를 이용하여 Mesh를 생성하여 해석을 진행하고자 한다. C-Type의 격자를 형성하고 익형의 뒷전 아래에 Gurney Flap을 장착하여 다음의 Fig 1과 같은 형상으로 격자를 생성하였다.

Fig 1의 격자에 생성된 총 격자 개수는 126,656개이며, 총 Block개수는 7개이다. Spacing에 적용된 ds_first값은 2×10^{-5} 이고, Gurney Flap의 주위의 유동을 확인하고자 Gurney Flap 주변에 Block을 설정하였다.

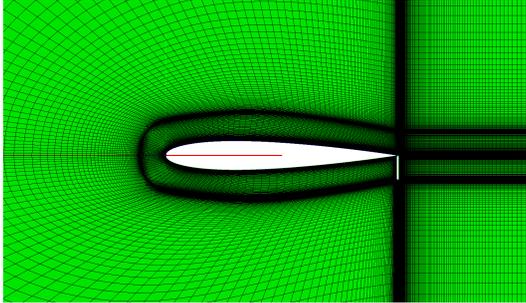


Fig 1. Gurney Flap 90° mesh

Fig 2의 격자는 135°전개각의 Mesh이다. Fig 1의 90deg 전개각의 격자와 같게 설정할 경우 해석이 잘 되지 않기 때문에 격자를 수정하여 Fig 2의 격자를 생성하였다.

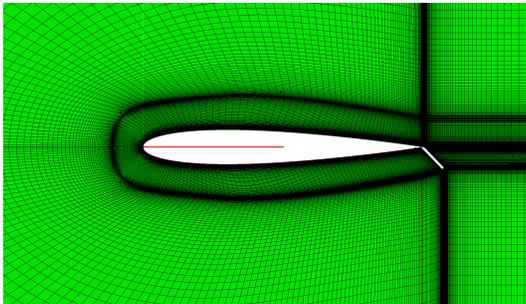


Fig 2 Gurney Flap 135° mesh

Fig 2의 격자에 생성된 총 격자 개수는 90,053개이며, 총 Block개수는 9개이다. Spacing에 적용된 ds_first값은 2×10^{-5} 이다. Fig 2가 Fig 1보다 격자의 개수가 적은 이유는 블록개수가 많아지고 형상이 많이 복잡해지면서 해석이 되지 않는 문제점이 발생하여 과다하게 몰려있는 격자들을 풀어주어 해석이 원활하게 진행되고자 함이다.

Table 1은 위의 해석격자들의 형상들을 총정리한 표이다

Table 1 Analysis Shape

Type	Shape
0012	
45°(1)	
90°(2)	
135°(3)	

2.3 해석 진행

항공기는 크기나 목적에 따라 이 •착륙 조건과 순항시의 유동조건이 각기 다르다. 본 연구에서는 아래의 Table 2와 같은 조건을 설정하여 해석을 진행하였다.

Table 2 Flow analysis condition

Solver	2D_Incomp_P
Reynolds number	1,000,000
Flow type	Turbulent flow
Angle Of Attack	10°
Steadiness	Steady flow
Iteration	200,000~300,000

2.4 해석 결과

2.4.1 해석 결과

cfedison.re.kr내의 시뮬레이션을 통해 앞서 생성한 격자를 해석하고, 해석된 결과를 eDAVA를 이용해서 다음과 같이 유동가시화를 하여 결과를 확인하였다.

속도 Contour의 legend의 범위는 -1.1~2.3의 범위 내에서 적용되었다.

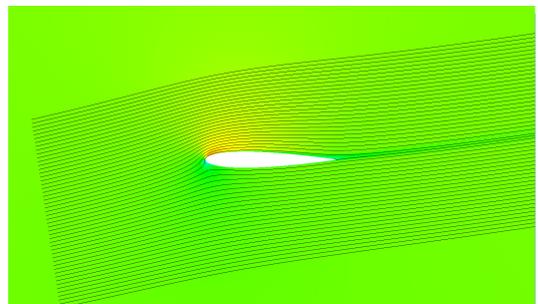


Fig 3 u-contour and streamlines NACA0012

Fig 3의 경우를 살펴보면 박리현상이 거의 일어나지 않은

것처럼 보인다. 확대해서 확인해본 결과 뒷전 윗부분에서 미세하게 박리현상이 있음을 확인하였다. 받음각이 10°임에도 대칭형 익형이라는 특성과 낮은 속도의 특징 때문인 것으로 생각된다.

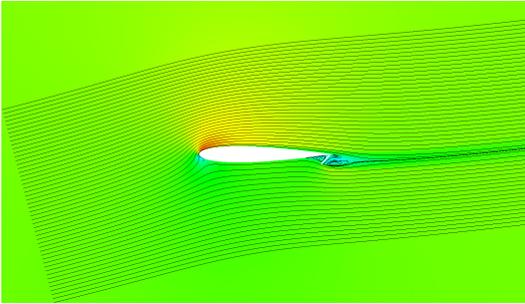


Fig 4 u-contour and streamlines(45°)

Fig 4의 형상은 Gurney Flap을 45°전개한 형상으로 뒷전의 Gurney Flap부분에 많은 박리현상이 생기는 것을 확인할 수 있다. 또한 다른 전개각들에 비해서 박리현상의 영역이 작은 만큼 항력에서도 다른 형상들에 비해서 작게 계산되었다.

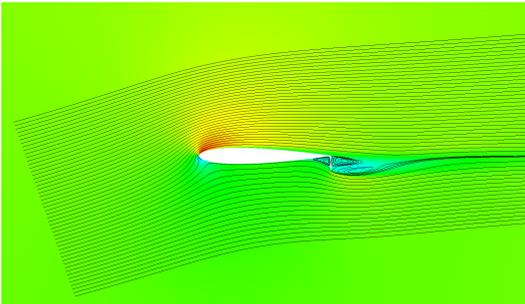


Fig 5 u-contour and streamlines(90°)

Fig 5의 형상은 Gurney Flap을 90°만큼 전개한 형상으로써 전형적인 형태의 Gurney Flap의 부착형태를 가지고 있는 형상이다. Flap의 전개로 인해서 가장 크게 양력과 항력의 증가를 보여준 형상으로써 Flap의 전개로 인한 Camber의 상승이 가장 큰 형상으로 양력의 증가에서도 가장 크게 추정되었다. 박리현상이 다른 형상들에 비해 크게 나타나며 항력의 증가가 가장 크게 나타났다.

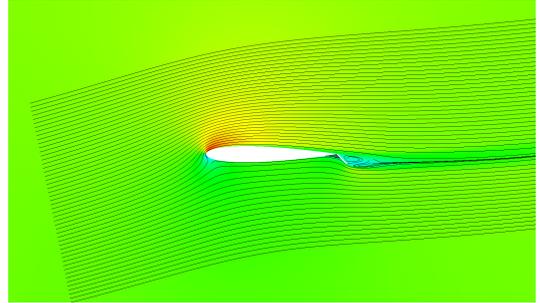


Fig 6 u-contour and streamlines(135°)

Fig 6의 형상은 Gurney Flap을 135°전개한 형상이다. 다른 형상들에 비해서 Camber의 증가뿐만 아니라 시위 길이의 증가로 Fig 4의 45°전개한 형상에 비해서 양력과 항력이 증가하였다.

2.4.1 해석 결과 정리

Table 3을 통해 해석 결과를 확인할 수 있으며 그래프를 통해 쉽게 비교해 볼 수 있다.

Table 3 Analysis result table

	NACA0012	45°	90°	135°
CL	1.00072	1.75971	2.07660	1.89770
CD	0.01895	0.05257	0.07826	0.05611
CM	-0.23256	-0.12723	-0.21030	-0.22744
L/D	52.81716	33.47101	26.53463	33.81974

Fig 7, 8, 9는 각각의 CL, CD, L/D를 비교하는 그래프이다.



Fig 7 Lift Coefficient graph

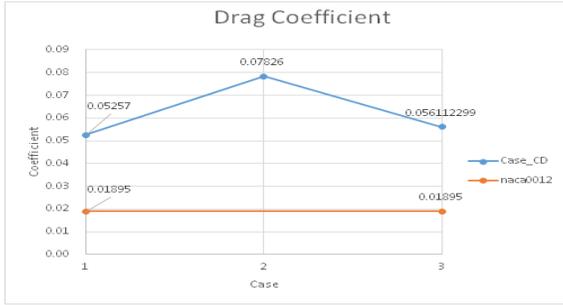


Fig 8 Drag Coefficient graph



Fig 9 L/D graph

3. 결론

이번 연구를 통해서 Gurney Flap을 항공기에 적용할 경우 양력과 항력은 증가하고, 양항비 측면에서는 감소하는 것을 확인하였다.

CM의 변화는 chord의 25%지점을 기준으로 하여 계산한 결과 이며 Gurney Flap을 전개하였을 때에 비해서 45°전개형상을 제외하고는 조금 감소하는 형상을 보였으며 45°전개형상은 모멘트 계수가 1/2수준으로 감소하는 것을 확인할 수 있었다.

Camber의 증가가 가장 컸던 90°전개각 형상이 양력이 가장 크게 증가하였고, 항력 또한 가장 크게 증가하였다. 양항비적 측면에서는 가장 크게 감소하는 형상을 확인할 수 있었다.

Gurney Flap을 양항비적 관점으로 보았을 때에는 항공기에 대한 적용은 아직까지는 어려울 것으로 판단되지만 고 항력 장치를 생각해본다면 적용이 가능할 것으로 보인다. 전투기의 Dogfight와 같이 갑작스런 기동을 수행할 때 Gurney Flap을 이용한다면 급격한 감속과 더불어 기동을 수행하는 것이 수월할 것으로 생각된다.

후기

본 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2011-0020557)

Reference

[1] Harry J. Goett and W.Kenneth Bullivant, Tests of NACA 0009,0012, and 0018 Airfoils in the Full-Scale Tunnel, National Advisory Committee For Aeronautics Report NO.647, 1938