

# 최적 Gurney 플랩크기에 대한 익형두께의 영향

유능수\* · 이장호\*\*

## Effect of Airfoil Thickness on the Optimum Gurney Flap Height

Neung Soo Yoo\* · Jang Ho Lee\*\*

Key Words: Gurney Flap(고양력 플랩), Airfoil Thickness(익형두께), Flap Height(플랩크기), Lift-to-Drag Ratio(양항비)

### Abstract

A numerical investigation was performed to determine the effect of airfoil thickness on the optimum Gurney flap height using NACA 00XX series airfoils. Seven airfoils which have 3% chord thickness difference were used. These were NACA 0006, 0009, 0012, 0015, 0018, 0021, and 0024. A Navier-Stokes code, FLUENT, was used to calculate the flow field about airfoil. The fully turbulent results were obtained using the standard  $k-\epsilon$  two-equation turbulence model. To provide a check case for our computational method, numerical studies for NACA 4412 airfoil were made and compared with already existing experimental data for this airfoil by Wadcock. For every NACA 00XX airfoil, Gurney flap heights ranging from 0.5% to 2.0% chord were changed by 0.5% chord interval and their effects were studied. With the numerical solutions, the relationship between  $(L/D)_{max}$  and airfoil thickness as a function of flap height and the relationship between  $(L/D)_{max}$  and flap height as a function of airfoil thickness were investigated. The same relationship for  $(C_l)_{max}$  also were shown. From these results, the optimum flap size for each airfoil thickness can be determined and vice versa.

### 1. 서론

고양력 시스템(high-lift system)들은 일반적으로 매우 복잡하여 높은 유지비용과 추가하중이 요구된다. 그러므로 성능은 비슷하면서 제작비용과 유지비용이 적게 드는 기계적으로 좀더 간단한 고양력 시스템을 추구하게 되었는데 그 중 하나가 작은판으로 구성된 Gurney 플랩이다. Gurney 플랩의 크기(height)는 보통 익형 코드(=  $c$ )의 1~2%의 범위이며, Fig. 1에서 보여지는 것처럼 익형(airfoil) 후연(trailing edge)의 아랫면(pressure side)에 수직으로 위치한다.<sup>(1-7)</sup> 2% 코드 이상의 크기는 익형 항력의 현저한 증가를 일으키고 그로 인하여 익형성능의 지표인 양항비

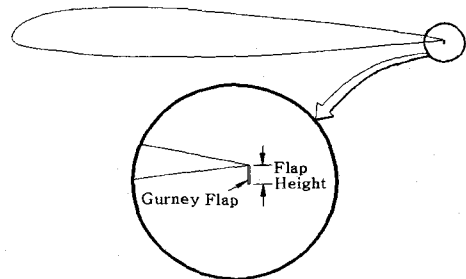


Fig. 1 Gurney flap

(lift-to-drag ratio)를 나쁘게 한다.<sup>(1)</sup> 그러므로 본 연구에서는 Gurney 플랩의 크기를 0.5~2.0% 코드 범위에서 취했다. Gurney 플랩의 목적은 양력증가에 상응하는 항력의 증가 없이 양력을 증가시키어서 익형의 성능을 향상시키는 것이다.<sup>(1)</sup>

본 연구의 목적은 일련의 NACA 00XX 대형 익형들을 사용하여 익형의 두께가 Gurney 플랩의 최적크기에 미치는 영향에 관한 연구를 하는 것

\* 정회원, 강원대학교 공과대학

\*\*정회원, 강원대학교 대학원

이다. 이를 위한 수치해석기법과 사용 코드의 신빙성을 증명하기 위한 benchmark 계산을 기본 익형(baseline or clean airfoil)인 NACA 4412와 Gurney 플랩이 있는 NACA 4412에 대한 수치계산 결과를 Wadcock에 의해 얻어진 실험 결과와 비교하였다.<sup>(1)</sup>

## 2. 이론적 배경

본 연구에서는 Navier-Stokes CFD 해석 프로그램으로 유한 체적법(finite volume method)을 채택하고, 정렬/비정렬 격자를 모두 사용할 수 있는 Fluent 5.1 code를 사용하였다. 본 연구에서는 익형 주위의 유동을 완전난류 유동이라 가정하고, Jones, Launder 그리고 Spalding에 의해 제안된 표준  $k-\epsilon$  난류모델을 사용하였다.

본 난류 모델은 견실하고 경제적이고, 매우

정확한 방법으로 알려져 있어 현재 널리 사용되고 있다. 본 해석 코드에서는 정상상태에 대한 coupled implicit time marching method가 적용되었다.

수치해석은 0.5% 코드 간격을 두고 0.5 ~ 2.0% 코드의 크기를 갖는 Gurney 플랩을 장착한 3% 코드의 두께차를 갖는 7개의 NACA 00XX 익형들, 즉 NACA 0006, 0009, 0012, 0015, 0018, 0021, 0024, 에 대해 수행되었다.

격자는 Gambit preprocessor를 사용하여 형성하였다. 모든 수치해석은 Fig. 2에서 보여지는 190 x 100의 C형 격자로 행해졌다. 윗면과 아랫면의 far-field 경계는 코드길이의 20배로 정하였다. 익형 상류와 하류의 경계 또한 코드길이의 20배로 정하였다. 이 값의 타당성은 far-field의 위치를 변화시키며 행하여진 Navier-Stoke 수치해석을 통해 입증되었다.<sup>(7)</sup> 격자점들은 Gurney 플랩 주위에서의 유동과 경계층을 정확히 계산하기 위하여 후연부근과 익형의 표면부근에 집중시켰다. 익형 표면으로부터 첫 번째 격자점까지의 수직거리는 0.0001  $c$ 로 하였다. 이같은 격자의 형태는 모든 크기의 Gurney 플랩의 수치해석에 적용되었다.

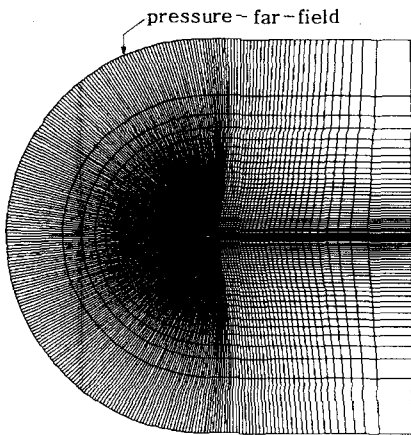


Fig. 2a C-Grid used in computations

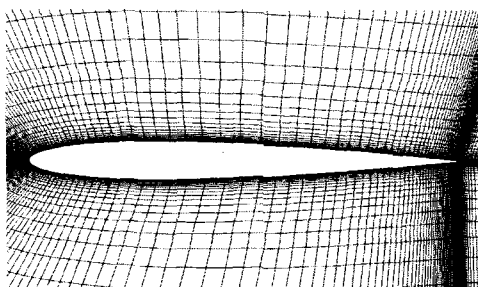


Fig. 2b Closeup of grid

## 3. 결과 및 토의

Code와 수치기법의 신뢰도 증명을 위한 benchmark 계산을 대상으로 Wadcock의 실험을 택하였다. 그러므로 NACA4412 기본익형과 1.25%  $c$  크기의 Gurney 플랩을 장착한 NACA 4412 익형에 대해 행하여진 Wadcock의 실험 조건과 일치시키기 위해 마하수(Mach number)는 0.085로 그리고 레이놀드수(Reynolds number)는  $1.64 \times 10^6$ 로 취하였다. Table 1은 공격각(angle of attack)이  $0^\circ$  와  $8^\circ$  일 때의 양항비( $L/D$ ), 항력( $C_d$ ), 그리고 양력( $C_l$ )의 값에 대한 계산 값과 실험 값의 비교를 보여준다. 이 비교를 통하여 수치해석 값이 실험값과 잘 부합된다는 것을 알 수 있다. NACA 4412 익형에 대한 측정된 압력분포와 계산된 압력분포의 비교는 Fig. 3, 4에 제시되었다. Fig. 3은 공격각이  $16^\circ$  에서의 기본익형에 대한 비교이며, Fig. 4는 공격각이  $9^\circ$  일 때 1.0% 코드의 플랩을 장착한 경우이다. 이 그림들로부터 Navier-Stokes 계산결과와 실험값이 잘 일치하고

Table 1. NACA 4412,  $Re = 1.64 \times 10^6$

(exp : experimental result,  
comp : computational result)

		$\alpha = 0^\circ$			$\alpha = 8^\circ$		
		$C_l$	$C_d$	$L/D$	$C_l$	$C_d$	$L/D$
clean	exp	0.410	0.012	34.17	1.16	0.022	52.73
	comp	0.436	0.012	36.33	1.228	0.024	52.28
flap 1.25% c	exp	0.75	0.015	50.00			
	comp	0.70	0.016	44.02			

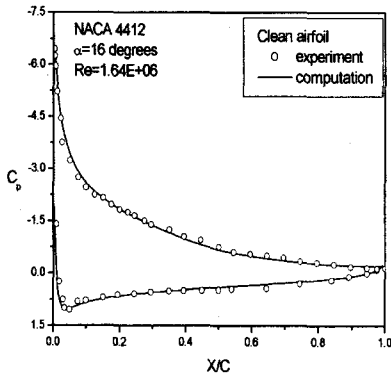


Fig. 3 Pressure distributions comparison I

있음을 알 수 있다. 이 비교로부터 본 연구에서 사용된 수치해석법이 매우 만족스럽다는 결론을 내릴 수 있어 본 계산을 수행하였다.

Fig. 5는 공격각이  $8^\circ$  일 때 NACA 0018에 대한 압력계수 분포도이다. 이로부터 Gurney 플랩은 양력을 증가시키며 플랩이 클수록 양력이 커짐을 알 수 있다. 이 같은 양력의 증가는 주로 전연(leading edge)의 suction peak 부분과 후연(trailing edge) 플랩근처에서 발생함을 알 수 있다. 플랩은 결국 익형의 유효캠버(effective camber)를 증가시키는 역할을 한다는 것을 알 수 있다. Gurney 플랩의 존재로 인하여 후연근처의 익형아랫면에 강한 역압력구배가 형성되는 것에 주목하여야 한다. Liebeck은 플랩의 뒤에 생기는 재순환 와류(recirculating vortex)는 아랫면에서의 플랩 상류의 역압력 구배와 관계된다고 하였다.

수치해석 결과로부터 다음의 사실들을 알 수 있었다. 양력은 Gurney 플랩에 의해 선형적은 아니더라도 플랩 크기가 증가함에 따라 현저히 증가하며, 실질적으로 최대양력(maximum lift

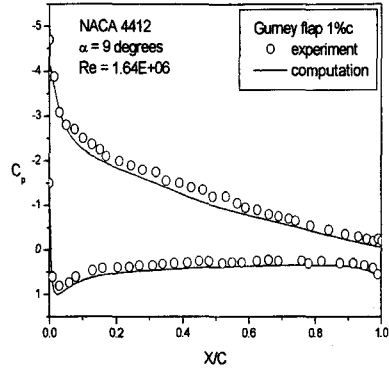


Fig. 4 Pressure distributions comparison II

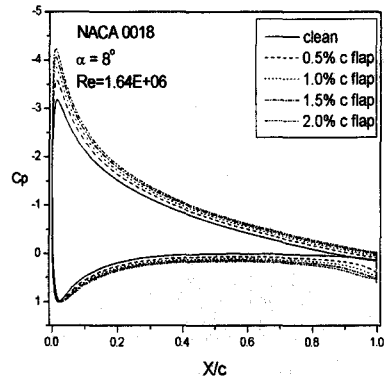


Fig. 5 Pressure distribution for various Gurney flap heights

coefficient)을 증가시키며, 또한 무양력 공격각 (zero-lift angle of attack)이 Gurney 플랩의 크기가 증가됨에 따라 더 큰 음의 값이 되는 반면 실속(stall)각  $\alpha_{stall}$ 은 감소되는 것을 보여준다. 그러나 양력선 기울기는 변하지 않는 것을 알 수 있다. 항력계수는 플랩 높이의 증가에 따라 증가하는데, 특히 높은 공격각에서는 증가율이 더 크다. 그러나  $C_l$  값이 클 경우에는 Gurney 플랩을 장착한 익형이 기본익형보다 낮은 항력을 갖는 것을 보여준다. 이것은 Gurney 플랩의 확실한 장점이다. 주어진 양항비에 대한 양력계수는 현저하게 증가하였다. 하지만 최고 양항비에 대한 플랩의 영향은 작다는 것을 알 수 있었다. Gurney 플랩을 사용한 NACA 00XX의 모든 경우

Table 2 Computation Summary - I

airfoil	$C_l$	$C_d$	$\alpha_{stall}$	$(L/D)_{max}$ order	$(C_l)_{L/D}$
0006	↑	↑	↓	0.5-0.0-1.0-1.5-2.0	0.8
0009	↑	↑	↓	0.5-1.0-0.0-1.5-2.0	0.95
0012	↑	↑	↓	0.5-1.0-1.5-0.0-2.0	1.1
0015	↑	↑	↓	1.0-0.5-1.5-2.0-0.0	1.15
0018	↑	↑	↓	1.0-1.5-2.0-0.5-0.0	1.0
0021	↑	↑	↓	1.5-2.0-1.0-0.5-0.0	0.9
0024	↑	↑	↓	2.0-1.5-1.0-0.5-0.0	0.75

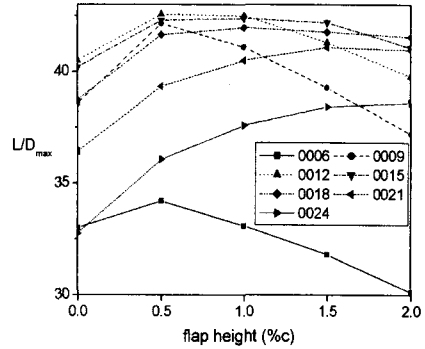


Fig 7 Relationship between Gurney flap height and  $(L/D)_{max}$

Table 3 Computation Summary - II

flap	$(C_l)_{max}$	$(L/D)_{max}$ order
clean	0018	0012-0015-0018-0009-0021-0006-0024
0.5	0018	0012-0009-0015-0018-0021-0024-0006
1.0	0015	0012-0015-0018-0009-0021-0024-0006
1.5	0015	0015-0018-0012-0021-0009-0024-0006
2.0	0018	0018-0015-0021-0012-0024-0009-0006

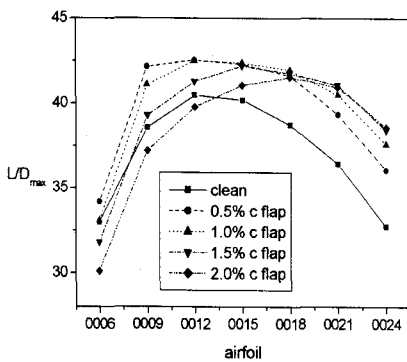


Fig. 6 Relationship between airfoil thickness and  $(L/D)_{max}$

에 대하여 항력의 감소를 얻지 못한다는 것에 주목해야만 한다. 이것은 NACA 4412에 대한 Storm과 Jang의 결과와 동일하다.<sup>(1)</sup> 이러한 계산결과는 Table 2과 Table 3에 요약되어 있다.

Table 2에서  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $\alpha_{stall}$ 의 화살표는 플랩 크기의 증가에 따른 이들 값들의 증↑, 감↓을 나타내며,  $(L/D)_{max}$  order는  $(L/D)_{max}$  값이 큰 순

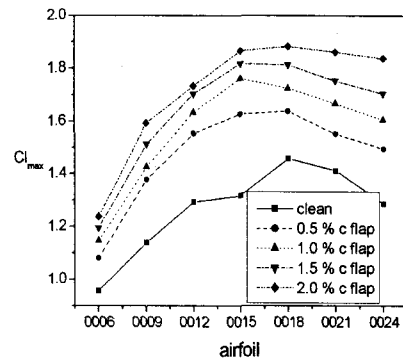


Fig. 8 Relationship between airfoil thickness and  $(C_l)_{max}$

서로 플랩크기(% c)를 적은 것이다. 그리고  $(C_l)_{L/D}$ 는 플랩을 단 경우가 플랩이 없는 경우보다  $L/D$ 가 커지기 시작하는  $C_l$ 값을 나타낸다. Table 3의 flap은 flap크기(% c)를 나타내며  $(C_l)_{max}$ 는 NACA 00XX익형중  $(C_l)_{max}$ 의 값이 가장 큰 익형을 나타낸다.

Fig. 6은 익형의 종류 즉 익형의 두께에 따른  $(L/D)_{max}$ 의 관계를 기본익형(clean airfoil)을 포함한 플랩 크기의 함수로 나타내었다. Fig. 6에서의 플랩 크기와 익형의 두께의 역할을 바꾸어 도식한 것은 Fig. 7이다. Fig. 8과 Fig. 9는 Fig. 6과 7의  $(L/D)_{max}$ 을  $(C_l)_{max}$ 로 대치한 것이다. Fig. 6으로부터 각각의 익형두께에 대한 최적의 Gurney

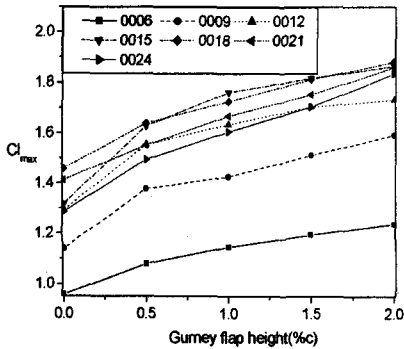


Fig. 9 Relationship between Gurney flap height and  $(C_l)_{max}$

플랩의 크기를 알 수 있고 또한 익형두께의 변화에 따른 각 크기의 플랩의 성능변화도 알 수 있다. 그리고 익형이 두꺼워지면 최적 플랩의 크기도 증가함을 알 수 있다. Fig. 7은 플랩의 크기에 따른 최적 익형두께를 나타내고 있다. Fig. 8은 익형두께에 따른  $(C_l)_{max}$ 의 변화를 플랩크기에 대하여 나타내고 있다. 그리고 Fig. 9는 플랩크기에 따른  $(C_l)_{max}$ 의 변화를 익형의 두께에 대하여 나타내고 있다.

#### 4. 결론

본 수치해석은 7개의 NACA 00XX 익형을 사용하여 익형의 두께가 최적의 Gurney 플랩 크기에 미치는 영향을 연구하기 위한 것이다. 이 2차원 흐름은 표준  $k-\epsilon$  난류 모델을 채택하여 Fluent 5.1 code를 사용하여 계산하였다. Benchmark 수치해석에서 얻어진 결과는 Wadcock의 실험결과와 잘 부합되는 것을 알 수 있었다. 일련의 NACA 00XX에 대한 계산결과 Gurney 플랩은 모든 경우에 대해 양력, 항력 모두를 증가시키며, 무양력 공격각과 실속각을 감소시킴을 알 수 있었다. 그리고 Gurney 플랩의 양항비가 기본익형의 양항비보다 커지기 시작하는 양력계수의 값도 익형두께별로 얻었다. 플랩의 크기별로 양항비가 최고가 되는 익형두께도 알 수 있었다. 또한 각각의 익형두께에 대한 최적의 Gurney 플랩의 크기를 알 수 있었고, 익형두께의 변화에

따른 각 크기의 플랩의 성능변화도 알 수 있었다. 익형이 두꺼워지면 최적의 플랩크기도 증가함을 알 수 있었다. 그리고 익형두께에 따른  $(C_l)_{max}$ 의 변화를 각 플랩 크기에 대하여 얻었으며, 플랩 크기에 따른  $(C_l)_{max}$ 의 변화를 익형의 두께에 대하여 얻었다.

본 연구는 아직 진행중이다. 익형의 두께와 최적 플랩의 크기의 관계를 규명하기 위해서는 경계층의 두께와 정확한 실속각, 박리점등에 대한 자료가 얻어져야 할 것이다. 따라서 본 논문에서는 지금까지 얻어진 결과만으로 얻어진 결론을 기술하였다.

#### 참고문헌

- (1) Storms B.L., Jang C.S., 1994, "Lift Enhancement of an Airfoil using a Gurney Flap and Vortex Generators," Journal of Aircraft, Vol.31, No.3, pp.542-547
- (2) Myose R., Heron I., and Papadakis M., 1996, Effect of Gurney Flaps on a NACA 0011 Airfoil," AIAA Conference Paper, pp.1-9
- (3) Kentfield J.A.C., Clavelle E. J., 1993, "The Flow Physics of Gurney Flaps, Devices for Improving Turbine Blade Performance," Wind Engineering, Vol.17, No.1, pp.24-34
- (4) Kentfield J.A.C., 1994, "Theoretically and Experimentally obtained Performances of Gurney-Flap equipped Wind Turbines," Wind Engineering, Vol.18, No.2, pp.63-74
- (5) Philippe G., Guy D. and Jean L., 1997, "Gurney Flap Scaling for Optimum Lift-to Drag Ratio," AIAA J., Vol.35, No.12, pp.1888-1890
- (6) Neuhart D.H., Pendergraft Jr. O.C., 1998 "A Water Tunnel Study of Gurney Flap," NASA TM 4071, pp.1-19
- (7) Jang C. S., 1992, "Computational Evaluation of an Airfoil with a Gurney Flap," AIAA-92-2708 -CP, pp.801-809