

論文

동적실속 수동제어장치 최적설계

주완돈*, 이보성**, 이관중***, 이동호****

Design Optimization of Passive Control Devices
for Dynamic Stall Control

Wandon Joo*, Bo-sung Lee**, Kwanjung Yee*** and Dong-Ho Lee****

ABSTRACT

In order to improve dynamic stall characteristics of an oscillating airfoil, optimal design has been performed for fixed nose droop and Gurney flap. Fixed nose droop is known to be very effective to improve pitching moment characteristics but may cause degeneration of aerodynamic lift at the same time. On the other hand, Gurney flap has the opposite characteristics. For fixed nose droop, location and angle are chosen as design variables, while length is defined as design variable for Gurney flap. Higher order response surface methodology and sensitivity based optimal design method are employed to handle highly nonlinear problem such as dynamic stall. Optimal design has been performed so that lift and pitching moment are simultaneously improved. The design results show that aerodynamic characteristics can be remarkably improved through present design approach and the present passive control method is as good as active control method which combines variable nose droop and Gurney flap.

초 록

본 연구에서는 진동 운동하는 익형의 동적실속 특성을 향상시키기 위하여, 고정 앞전 Droop과 Gurney 플랩의 크기와 위치에 대한 최적설계를 수행하였다. 고정 앞전 Droop이 모멘트 특성의 개선에 효율적이거나 양력특성의 저하를 유발 할 수 있다. 반면에 Gurney 플랩은 양력특성의 향상을 가져오지만, 모멘트특성을 악화시키는 특성이 있다. 고정앞전 Droop의 설계변수는 상호 보완적인 특성을 갖는 위치와 각도를 설정하였으며, Gurney 플랩은 그 길이를 설계변수로 설정하였다. 또한, 동적실속과 같이 비선형성이 강한 문제의 설계를 위해서 고차 다항식의 반응면 기법과 민감도 기반의 최적설계 기법을 사용하였다. 최적화는 양력과 모멘트 특성이 동시에 개선되도록 수행 하였다. 설계 결과 동적실속의 양력, 모멘트 및 항력특성의 향상을 가져올 수 있었으며, 가변 앞전 Droop과 Gurney 플랩을 결합한 능동제어장치에 버금가는 동적실속 제어 효과를 갖을 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Dynamic Stall Control(동적실속제어), Droop Leading Edge(앞전Droop), Gurney Flap(Gurney 플랩), Flow Control(유동제어), RSM(반응면기법), Design Optimization(최적설계)

† 2004년 8월 6일 접수 ~ 2004년 10월 4일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정회원, 한국과학기술정보연구원

*** 정회원, 한국항공우주연구원

**** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail : donghlee@snu.ac.kr

서울특별시 관악구 신림동 산 56-1

1. 서 론

동적 실속(dynamic stall)은 헬리콥터의 전진비행이나 진동하는 에어포일등에서 발생하는 현상으로 급격한 공력계수의 변동을 수반하기 때문에 헬리콥

터의 성능향상에 핵심적인 요소로 간주되고 있다. 수동제어기법들은 비교적 단순하고 적용하기 쉽다는 장점이 있으나, 그 효과가 미미하고 다양한 유동 조건에 적절히 대응하지 못한다는 단점이 있다.

헬리콥터에 적용되는 동적실속 제어장치는 주기적으로 변화하는 유동장에 안정적인 효과를 제공할 수 있어야 하며 제작이 용이해야 한다. 이러한 제약으로 인하여 헬리콥터 로터 블레이드에 실제 적용된 동적 실속 제어 장치는 매우 드물다. 이에 이보성[1] 등은 고정앞전 Droop과 Gurney 플랩 두개의 수동 제어장치를 결합하여 수동제어장치의 한정된 성능을 극복하고자 하였다. 그 결과 기존 동적실속 제어 장치의 가장 큰 난제였던 양력과 피칭 모멘트 특성의 동시 향상을 이룰 수 있었으며 수동 제어장치를 사용해서 해결했다는 점에서 큰 의미가 있다. 본 연구에서는 이에 대한 연구를 확장하여 각각의 수동 제어 기법들의 효과를 극대화시킬 수 있는 방향으로 최적 설계를 시도하였다.

Geissler에 의해 제안된 앞전 Droop[2]은 양력의 감소 없이 피칭 모멘트 특성을 향상시킬 수 있는 장점이 있고, Gurney 플랩[3]은 양력을 크게 증대시킬 수 있으나, 피칭 모멘트에 매우 나쁜 영향을 미친다는 것이 알려져 있다. 이 둘을 결합한 경우에 양력의 증가와 동시에 피칭모멘트의 향상을 이룰 수 있는 가능성을 보였다[1]. 그러나 고정앞전 Droop과 Gurney 플랩 제어장치를 동시에 적용하는 데에는 여전히 많은 주의가 요구된다. 이는 각각의 수동 제어 장치는 동적실속에서 양력과 모멘트 특성이 서로 상반되는 특성을 가지고 있으며, 이들을 서로 결합할 경우 반드시 성능향상을 이룰 수 있다는 보장이 없기 때문이다. 따라서 각 제어장치가 동적실속에 미치는 물리적인 영향을 파악하고 적절한 설계변수를 선정하여 최적화된 설계가 필요하다.

동적실속 특성을 나타내는 공력계수는 동적실속 각, 최대양력계수, 피칭모멘트 계수, 음의감쇠영역, 항력 발산각, 최대 항력계수 등이 있다. 고정 앞전 Droop과 Gurney 플랩의 적절한 설계를 위해서 각각의 제어장치들이 이러한 공력계수에 미치는 영향을 파악해야 하며 경우에 따라서는 설계변수의 영향을 직접적으로 나타낼 수 있는 공력계수의 정의가 필요하다. 또한 각 제어장치의 성능을 최적화시킬 수 있도록 목적함수 및 제약조건을 적절히 정의하여야 한다. 본 연구에서는 동적 실속을 나타내는 주요한 공력계수들을 에어포일의 피치 업/다운에 따라서 구분하여 이를 목적함수 및 제약조건에 적용하였다.

Gurney 플랩과 고정 앞전 Droop의 결합으로 인해서 동적 실속은 어느 하나의 설계변수에 선형적으로 응답하지 않고 비선형적인 반응특성을 갖게 된

다. 이러한 비선형성을 갖는 문제에 있어 최적 설계를 효율을 극대화 시키는 유용한 도구가 될 수 있다.

설계를 함에 있어 High fidelity의 해석코드를 직접 최적설계 도구와 연동시키는 것이 가장 정확할 것으로 보인다. 그러나 동적실속과 같이 비정상 비선형적인 문제의 경우에는 매우 많은 시간 및 비용을 요구하게 된다. 따라서 정확하면서도 효율적으로 설계에 적용할 수 있는 근사모델이 필요하다. 반응면 기법은 제한된 수의 수치 실험으로 설계공간 (design space)에서 목적함수의 특성을 효율적으로 모사할 수 있는 기법이다[4]. 본 연구에서는 고차의 반응면 기법과 민감도 기반의 최적설계 기법 (DOT[5])을 사용하여 설계를 수행하였다.

요컨대, Gurney 플랩과 고정 앞전 Droop이 동적 실속제어에 효과적인 수단이 될 수 있다는 기존의 연구 결과에 바탕을 두고, 본 연구에서는 각 제어 장치의 영향을 살펴보고 이의 최적 설계에 관한 연구를 수행 하였다. 최적설계를 통해 로터 블레이드 등에 제어장치의 실제 적용에 가이드라인을 제시할 수 있을 것으로 기대된다.

II. 지배방정식 및 수치기법

본 연구에서는 동적실속을 모사하기 위하여 진동하는 에어포일에 대해서 2차원 비정상 압축성 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석을 수행하였다. 지배방정식을 일반적인 곡선좌표계 $\xi = \xi(t, x, y)$ 와 $n = n(t, x, y)$ 에서 보존형으로 표현하면 식(1)과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} \quad (1)$$

비정상 유동장을 해석하기 위하여 dual time step 방법을 적용하여 해석을 수행하였다. 비점성항의 공간차분에는 Roe의 FDS(Flux Difference Scheme)을 적용하였으며 점성항의 차분에는 중심 차분법을 사용하였다. 시간적분방법에는 병렬 처리에 적합하도록 개발된 DP-SGS[5]기법을 사용하여 영역분할기법을 통해 병렬해석을 수행하여 계산시간을 단축하였다. 난류 유동장 해석을 위해서는 SST 난류모델을 박리 유동장 해석에 적합하도록 수정한 ϵ -SST[6]모델이 사용되었다.

III. 설계 최적화

3.1 설계변수

Droop의 특성을 결정하는 주요한 설계변수로

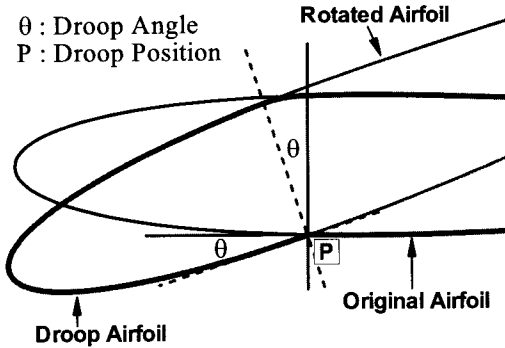


Fig. 1. Design Variables of Fixed Nose Droop(Position & Angle)

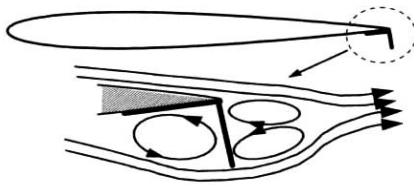


Fig. 2. Streamline around a Gurney Flap

Droop 각도와 위치를 선정 하였다. 선행연구를 통하여[1] Droop이 동적실속시 최대 받음각 부근의 최대 음의 피칭 모멘트를 획기적으로 감소시키나 이외의 받음각 영역에서는 피칭 모멘트 계수가 음의 방향으로의 증가함을 확인 할 수 있었다. 이에 Droop의 위치를 설계변수로 추가 하여, Droop각의 효과를 보완할 수 있도록 하였다. Fig. 1에 고정 앞전 Droop에 대한 그림을 나타내었다.

기저익형(NACA0012)을 Droop 위치(P)를 기준으로 앞부분을 Droop 각도(θ)만큼 회전시키는 방법으로 Droop를 정의 하였다. 주의할 점은 Droop에 의해 에어포일 뒷면에서 표면을 생성해 주어야 한다는 것이다. 매끄러운 표면을 만들기 위해 Spline곡선을 이용하였다.

Gurney Flap[3]은 고정익 항공기의 수평안전판 혹은 경주용 자동차의 동특성 개선의 목적으로 사용되고 있는데, 제작이 용이하면서도 양력 특성을 약 20% 이상 향상시킬 수 있다고 알려져 있다.

선행연구[1]를 통해서 Gurney Flap은 동적실속시 양력은 크게 증대시킬 수 있으나, 피칭 모멘트에 좋지 않은 영향을 미친다는 것을 알 수 있었다. 따라서 일반적인 Gurney Flap의 크기는 익형의 1~4% 정도의 길이를 갖지만, 0~2%의 코드길이를 갖도록 하였으며, 이를 설계변수로 택 하였다. Fig. 2에 Gurney Flap에 대한 개념도를

나타내었다. 본 연구에서 사용한 앞전 Droop과 Gurney플랩을 3개의 기하학적인 변수로 나타내었으며 각각의 변수에 대한 설계범위를 Table 1에 정리 하였다.

Table 1. Range of Design Variables

Design Variable	Lower Bound	Upper Bound
Droop	Position	1/4C- 1/16C
	Angle	10°
Gurney Flap	Length	0%C
		2%C

최적설계에 앞서 설계변수들이 동적실속에 미치는 영향을 살펴볼 필요가 있다. Fig. 3에 Droop 각도에 대한 영향을 나타내었다. 각도를 증가시키에 따라 양력계수의 큰 변화 없이 피칭 모멘트의 음의 최대값이 대폭 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 피칭 모멘트 값이 전체적으로 음의 방향(아래로)으로 이동하기 때문에 낮은 받음각에도 큰 피칭 모멘

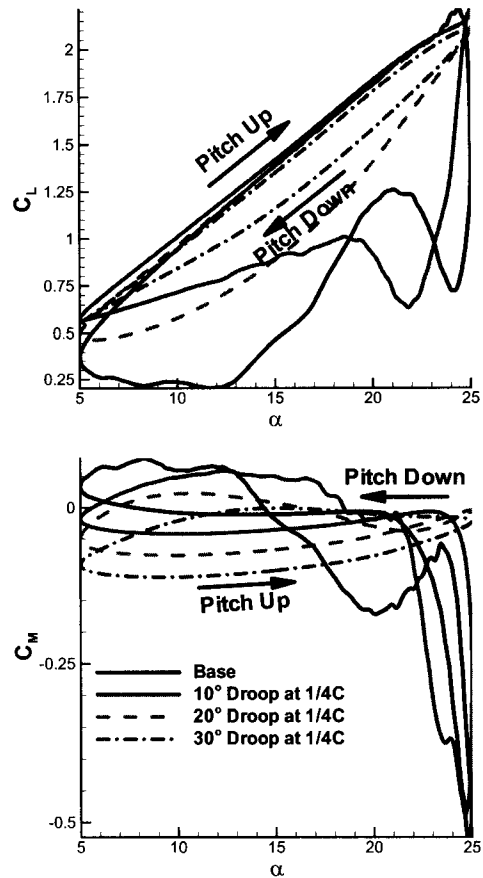


Fig. 3. Effect of Droop Angle

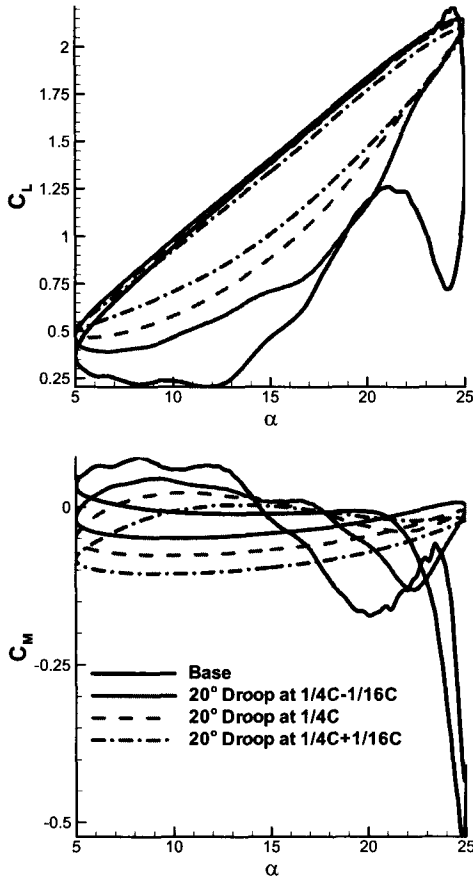


Fig. 4. Effect of Droop Position

트를 갖게 되는 특성이 있다. 이것은 구조적인 문제를 야기 할 수 있기 때문에 보완이 필요하다.

Fig. 4에 Droop 위치에 따른 공력계수를 나타내었다. Droop 각도를 10°와 30°로 고정하고, 위치에 따른 양력계수와 피칭모멘트 계수의 변화를 나타내었다. Droop 위치를 앞전 쪽으로 이동시키는 경우 Droop 각을 증가시키는 경우와는 반대로 피칭 모멘트가 전체적으로 감소하는(위로) 방향으로 이동하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 Droop 위치와 Droop각도는 피칭 모멘트의 전체적인 이동 특성과 최대 음의 모멘트 감소에 상호 보완적 특성이 있음을 확인할 수 있다.

Gurney Flap의 동적실속에 대한 효과는 양력을 크게 향상시킬 수 있는 반면에 모멘트 특성을 악화시키는 특성이 있다. 이에 대한 결과는 우리의 지난 연구[1]에서 상세히 언급하였으므로 이를 참조하기 바란다.

3.2 목적함수 및 제약조건

기존의 동적실속 제어기법들이 가지는 한계는 양

력특성이 향상되는 경우 모멘트 특성이 나빠지고, 모멘트 특성이 향상되는 경우 양력성능이 저하되는 서로 상충되는 효과를 갖는다는 것이다.

이에 양력성능과 모멘트 성능에 각각 지배적인 영향을 미치는 각각의 수동제어 기법을 결합하여 양력과 모멘트 성능을 동시에 개선하고 이를 최적화하는 것이 본 연구의 목적이다. 이러한 관점에서 목적함수와 제약조건은 각각 양력특성과 모멘트 특성에 직접적인 연관이 있는 Gurney Flap과 Droop을 최적화시킬 수 있어야 한다. 이를 위해서 각각의 제어장치의 영향을 직접적으로 나타낼 수 있는 제어변수들을 정의하고 이를 이용해 목적함수를 정의하는 것이 바람직하다.

3.2.1 동적실속 변수

동적실속의 특성을 나타내는 변수로 최대양력계수, 모멘트 실속각, 최대 음의 모멘트, 음의 감쇠영역, 항력 발산각등이 있다. 각각의 수동제어기법들은 이러한 변수에 복합적으로 영향을 미치고 설계의 편의를 위해서는 각각의 제어기법들과 변수들의 상관관계를 이해하고 이를 바탕으로 목적함수와 제약조건을 정의하는 것이 필요하다.

1. 최대양력 계수(C_{lmax}): Gurney Flap에 의한 효과는 전체적인 양력성능의 증가와 과도한 모멘트 실속으로 인한 모멘트 특성의 악화로 볼 수 있다. 반면에 Droop는 양력성능에 큰 영향을 미치지 않고 모멘트 성능에 주로 영향을 미친다. 따라서 Gurney Flap에 의한 양력성능의 증가를 나타내기 위한 변수로 최대 양력계수를 선정 하였다.

2. 피치 다운일때의 모멘트계수($C_{mmin-Dn}$): Droop Angle에 의한 효과는 양력성능의 감소 없이 모멘트 성능의 개선을 보였다. 따라서 Droop Angle에 의한 모멘트 성능의 개선을 나타낼 수 있는 변수를 정의해야 한다. 동적실속의 모멘트 특성은 한주기 동안의 최대 음의 모멘트 및 음의 감쇠영역의 크기로 나타낼 수 있다. 일반적으로 음의 감쇠영역이 존재하는 경우(동적실속 발생) 그렇지 않은 경우(동적실속 억제)보다 더 큰 최대 음의 모멘트를 갖게 된다. 따라서 비교적 측정하기 쉬운 최대 음의 모멘트가 모멘트 특성을 나타내는 지표로 종종 사용된다. 그러나 Droop의 영향이 커질 경우 최대음의 모멘트는 모멘트 특성을 정확히 표현할 수 없게 된다. 예를 들어 Fig. 5의 A는 동적실속이 발생하지 않아 음의 감쇠영역이 존재하지 않는 반면에 B의 경우는 동적실속이 발생하여 음의 감쇠영역이 존재한다. 그럼에도 불구하고 한주기 동안의 모멘트를 살펴보면, A의 경우 피치 업 상태에서의 모멘트 값이 취해져 더 큰 최대 음의 모멘트 값을 갖

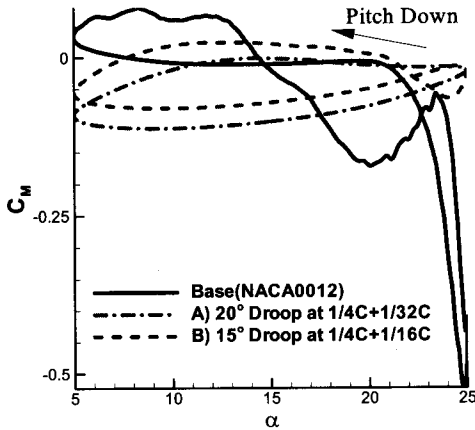


Fig. 5. With/Without Negative Damping

게 되고, 좋지 않은 모멘트 특성을 갖는 것처럼 보인다. 이는 Droop의 영향이 커질 경우, 동적실속에 의한 음의 모멘트 값의 급격한 증가는 억제되나, 익형의 진동운동 전 영역에 대해서 모멘트 계수가 전체적으로 증가하기 때문이다. 결국 이로 인하여, 한주기 동안의 최대 음의 모멘트는 음의 감쇠영역의 존재 여부와는 무관한 특성을 갖게 되는 경우가 발생한다.

음의 감쇠영역의 존재는 구조 및 제어적인 관점에서 살펴볼 때 동적실속의 가장 나쁜 특성중의 하나라고 할 수 있다. 따라서 최대 음의 모멘트를 이용해서 음의 감쇠영역의 존재유무에 따른 위의 모멘트 특성을 나타내기 위해서는 최대 음의 모멘트를 정의하는 익형의 운동구간을 제한할 필요가 있다. 이를 위해서 피치 다운일때의 최대모멘트를 모멘트 특성을 나타내는 변수로 취하였다. 다만 기본익형인 NACA0012와 같이 피치다운이 시작되기 전에 동적실속이 발생하는 경우도 있다. 이를 고려하기 위하여 최대 피치업 각도 이전인 23도부터 피치 다운일때의 최대모멘트를 정의 하였다.

3. 최소 받음각의 모멘트계수($C_{m\alpha-min}$): 앞 절에서 Droop 위치를 변화시킴으로서 Droop Angle에 따른 모멘트의 전체적인 이동을 상쇄시킬 수 있음을 Fig. 4에 보였다. 이러한 특성을 설계에 이용하기 위해서는 모멘트 계수의 전체적인 이동을 나타낼 수 있는 변수의 정의가 필요하다. 모멘트 계수의 전체적인 이동은 동적실속에 의한 공력계수의 변화라기 보다는 Droop에 의한 기하학적인 효과이다. 따라서 비교적 안정된 유동장에서의 값을 취하는 것이 바람직하다 할 수 있다. 이러한 관점에서 최소 받음각에서의 모멘트 계수를 Droop에 의한 모멘트 계수의 전체적인 이동을 나타내는 지표로 정의 하였다.

3.2.2 목적함수 및 제약조건

최대양력계수(Cl_{max}), 최소 모멘트 계수(Cm_{min})로 나타내어지는 Bousman function[7]은 동적실속 특성을 나타내는 대표적인 방법이다. 양력과 모멘트 특성을 동시에 향상 시키기 위해서는 Fig. 6과 같이 Bousman function에서 설계값이 1사분면에 위치하여야 함을 알 수 있다. 또한 Droop에 의한 피칭 모멘트의 전체적인 감소를 방지해야 한다. 이러한 조건을 만족하도록 목적함수를 아래와 같이 정의 하였다. 다만, 본 연구에서는 최대 음의 모멘트 대신 피치 다운일때의 최대 음의 모멘트를 사용함으로써 설계 변수들의 특성이 목적함수에 좀더 선형적으로 반영 되도록 하였다.

Maximize :

$$wt \times \sqrt{\left(\frac{Cl_{max}}{Cl_{max-Base}} - 1\right)^2 + \left(\frac{Cm_{min-Dn}}{Cm_{min-Dn-Base}} - 1\right)^2} - (1 - wt) \times (Cm_{\alpha-min-Base} - Cm_{\alpha-min})$$

여기서, $wt = 1/2$ or 1

목적함수의 루트항은 Bousman function에서 설계값과 기저값(NACA0012) 사이의 거리를 최대화시키기 위한 조건이다. 두 번째 항은 최소 받음각에서의 피칭 모멘트 값과 기저값의 차이를 최소화 하기 위한 조건이다. 최종적인 목적함수는 가중함수를 도입하여 가중함수가 1일때는 Bousman function 상에서 거리만을 최대화 시키고 가중치가 1/2일때는 최소 받음각에서의 피칭모멘트 감소 방지를 같이 고려하는 경우이다.

제약조건은 Bousman function 상에서 설계값이 기저값에 대해 갖는 각도(\varnothing)로 정의 하였다.

Subjected to : $0^\circ \leq \varnothing \leq 90^\circ$

여기서, $\varnothing = \text{TAN}^{-1}\left(\frac{Cl_{max} - Cl_{max-Base}}{Cm_{min-Dn} - Cm_{min-Dn-Base}}\right)$

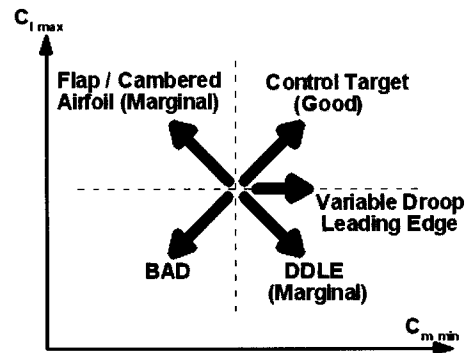


Fig. 6. Bousman's Dynamic Stall Function

제약조건 θ 는 0도에서 90도 사이의 각을 갖도록 정의 하였다. 이는 설계점이 Bousman function에서 1사분면에 놓여, 양력과 모멘트 값이 기저 익형의 값보다 모두 높아져야 한다는 것을 의미한다. 제약조건 θ 가 0인 경우 피칭 모멘트를 최적화 시키는 경우가 되고, 90도인 경우 최대양력계수를 최적화 시키는 경우가 된다. 또한 제약조건 θ 를 조정함으로써 양력특성과 모멘트 특성의 개선 비율을 조정할 수 있다.

주의할 점은 제약조건 θ 는 기저값(NACA0012)을 기준으로 양력과 모멘트를 정규화 시키지 않은 절대적인 크기로 계산했기 때문에 최적화 수행후 양력과 모멘트 특성의 개선이 같은 비율을 갖지 않을 수도 있다. 만약 제약조건 θ 를 정규화된 값을 사용하여 계산한다면 양력과 모멘트 특성을 같은 비율로 향상시킬 수 있다. 이 경우 최적화는 양력과 모멘트의 최대 향상률이 작은 값을 기준으로 이루어지게 된다. 따라서 상대적으로 향상률이 작은 양력특성의 향상을 만큼만 모멘트 성능이 있게 되고 이는 피칭 모멘트의 성능향상에 제한을 가져오게 된다. 이 경우 제약조건 θ 를 적절히 조정해야 한다.

3.2.4 설계조건

본 연구에서는 NACA0012 익형에 대해서 앞전 Droop과 Gurney Flap을 적용하여 동적실속에 대한 수치해석을 수행하였다. 기본 익형 해석 조건은 $\alpha(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin(t)$ 이며 reduced frequency k 는 0.151, 자유류 음속은 0.283, Reynolds 수는 3.45×10^6 으로 실험[8]과 동일한 조건으로 수행하였다. 이는 대박리를 동반한 강한 동적실속을 유발 시키는 조건으로 동적실속 제어 장치의 효율성을 판단하는데 좋은 조건이 될 것으로 본다.

3.3 반응면(RSM) 기법

일반적인 반응면 기법은 설계변수에 대한 2차의 다항식으로 반응면 모델(Response Surface Model)[4]를 구성하여 이를 최적화에 이용한다. 이를 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$y = C_0 + \sum_{j=1}^k C_j X_j + \sum_{j=1}^k C_{jj} X_j^2 + \sum_{i \neq j} C_{ij} X_i X_j \quad (2)$$

여기서 y 는 반응(Response)이고, X_i, X_j 는 설계변수들이고, C_0, C_i, C_j 는 미정계수들이다.

회귀 분석을 통해 구성된 반응모델의 신뢰도를 나타내는 R^2_{adj} 를 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$R^2_{adj} = 1 - \frac{SS_E / (n - p)}{S_{yy} / (n - 1)} \quad (3)$$

여기서, SS_E 는 오차 제곱의 총합이며 S_{yy} 는 반응 함수 제곱값의 총합, n 은 실험점 수, p 는 다항식의 항의 개수를 나타낸다.

Table 2. R^2_{adj} of Response Surface Models with Order of Polynomial

Order of Polynomial	R^2_{adj}		
	$C_{I_{max}}$	$C_{m_{min-Dn}}$	$C_{m_{\alpha-min}}$
2nd	0.988	0.921	0.995
3rd	0.995	0.954	0.997
4th	0.997	0.981	0.998

Table 2에 R^2_{adj} (Adjusted R^2)를 반응면의 차수 및 설계변수에 대해서 정리하였다. 일반적으로 R^2_{adj} 가 0.95 이상이면 비교적 정확하게 반응면이 구성되었다고 할 수 있다. 그러나 2차 다항식으로 반응면을 구성할 경우 최소 피칭 모멘트는 이를 만족시키지 못하고 있음을 확인 할 수 있다. 피칭 모멘트 특성은 동적실속의 가장 중요한 특성이기 때문에 정확한 설계를 위해서 반응면 모델의 정확도 확보는 반드시 필요하다.

반응면 모델의 정확도를 높이기 위한 방법은 여러 가지가 있지만, 본 연구에서는 고차 다항식을 이용하여 반응면을 구성하는 방법을 사용하였다.

반응면을 구성하는 다항식의 차수가 높아질수록 비교적 정확한 반응면을 얻을 수 있으나, 필요한 실험점의 개수가 기하급수적으로 증가하기 때문에 계산시간등을 고려하여 다항식의 차수를 결정하여야 한다. 본 연구에서는 4차의 다항식을 이용하여 반응면을 구성하였다.

반응면 구성에 필요한 실험점은 5^n Full Factorial[9] 실험 계획법을 이용하여 125개의 실험점을 이용하였다. 일반적으로 CCD(Central Composite Experimental Design)[9] 실험계획기법은 적은 실험점으로도 효율적으로 반응면을 모사할 수 있다고 알려져 있다. 그러나 동적실속과 같이 비선형적인 거동을 보이는 문제에 있어서는 보다 많은 실험점이 필요하게 되므로 본 연구에서는 Full Factorial 실험 계획법을 이용하여 수치 실험점을 구성하였다.

IV. 최적화 결과

구성된 반응면 모델들을 앞서 정의한 목적함수와 제약조건에 적용하여 최적화를 수행하였다. 최적화에는 민감도 기반 최적설계 코드인 DOT[10]를 사용하였다. 목적함수와 제약조건을 변화시켜가면서 4

가지 경우에 대해서 최적화를 수행하였고 이에 따른 설계 결과와 이를 이용한 해석 결과를 각각 Table 3 과 Fig. 7에 나타내었다.

Table 3. Optimized Design Variables and Performance with Constraints

	Case1	Case2	Case3	Case4	BASE
wt	1	1	1	0.5	•
\varnothing	0°	90°	45°	45°	•
Droop Angle	30.000°	16.629°	30.000°	20.903°	•
Droop Position	0.2555C	0.2400C	0.2767C	0.3125C	•
Gurney Flap Length	0.2117 %C	1.9999 %C	1.5451 %C	1.2906 %C	•
C_{lmax}	2.2125 0% ↑	2.7050 22% ↑	2.5459 15% ↑	2.5174 14% ↑	2.2125
C_{mmin}	-0.0817 84% ↑	-0.5208 0%	-0.2246 57% ↑	-0.2266 57% ↑	-0.5231
C_{dmax}	0.0830 92% ↑	0.6615 35% ↑	0.1699 83% ↑	0.2004 80% ↑	1.0172
Negative Damping Area	0 100% ↑	41.683 115% ↓	0.2657 99% ↑	3.1693 84% ↑	19.395

Case1: 모멘트 특성을 최대화 시키도록 제약조건 \varnothing 를 0으로 설정 하였다. 양력특성은 기본익형인 NACA0012와 같은 반면에 최대 음의 모멘트는 84% 감소하고 음의 감쇠영역은 발생하지 않는 것을 확인할 수 있다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 동적실속이 완전히 제거 되었음을 확인할 수 있다.

Case2: 양력특성을 최대화 시키도록 제약조건 \varnothing 를 90도로 설정하였다. Fig. 7에서 보는 바와 같이 양력 특성은 22% 증가하는 반면에 최대 음의 모멘트는 개선이 없고, 음의 감쇠영역도 커지는 좋지 않은 특성을 보이고 있다.

Case3: 제약조건 \varnothing 를 45도로 설정하여 양력특성과 모멘트 특성의 동시 향상을 피하였다. Case1 과 같이 동적실속이 완전히 제거됨과 동시에 양력특성을 개선 할 수 있었다. 최대양력계수는 15%, 최대 음의 모멘트를 57% 개선 시켰으며 음의 감쇠영역은 99% 감소 시켰다. Fig. 7에 나타낸 것처럼 동적실속이 효과적으로 제어되어 양력과 모멘트 특성에서 고른 성능향상을 보임을 알 수 있다. 그러나 피칭 모멘트의 절대값이 전체적으로 증가하여 에어포일은 전 영역에 대해서 지속적인 피칭 모멘트를 받게 된다. 이는 로터 블레이드 등에 적용할 시에 구조적인 문제를 야기 할 수 있는 위험이 있다.

Case4: 가중합수를 1/2로 설정하여 양력과 모멘트의 동반상승과 함께 Droop에 의한 피칭 모멘트 값

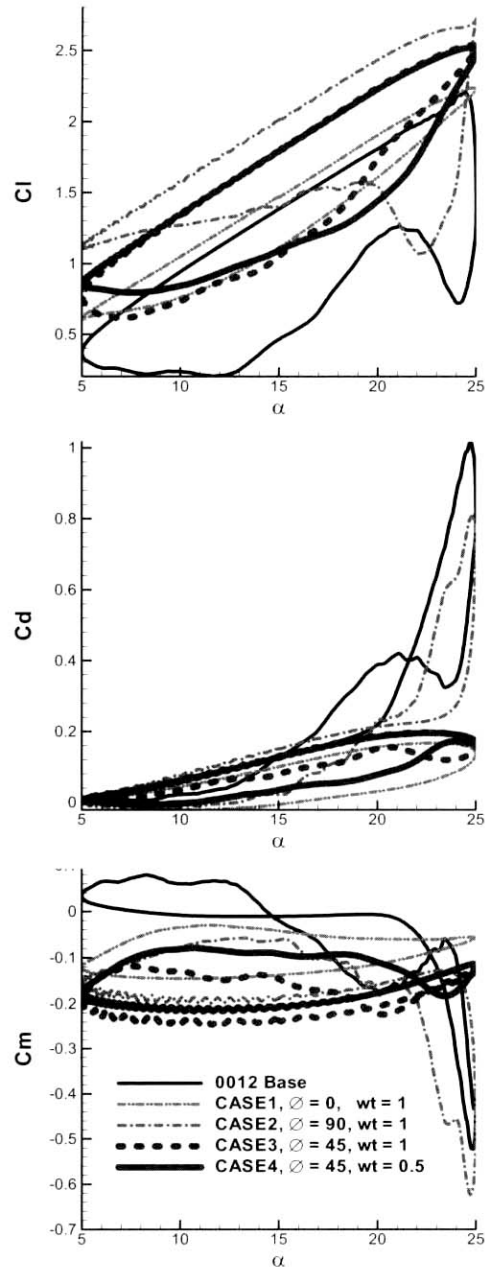


Fig. 7. Aerodynamic Coefficient of Design Case: NACA0012 Airfoil with Gurney Flap and Fixed Leading Edge Droop

의 전체적인 증가를 방지하고자 하였다. 양력과 피칭 모멘트 특성은 Case3와 비슷하나 Fig. 7에서와 같이 피칭 모멘트의 절대값이 전체적으로 Case3에 비해 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 최소 받음각에서의 피칭 모멘트 값의 변화를 최소화 시키는 방

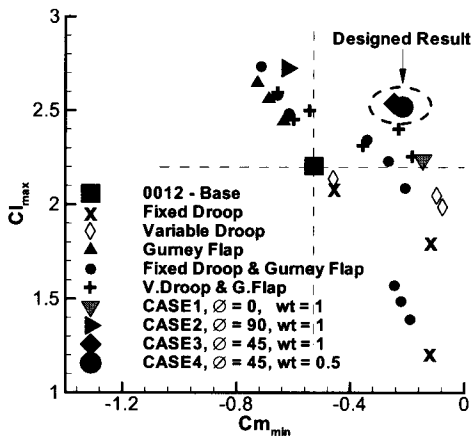


Fig. 8. Bousman's Dynamic Stall Function with Droop and Gurney Flap

범으로 Droop으로 인한 피칭 모멘트의 전체적인 증가를 방지할 수 있음을 나타낸다. 다시 말해서 동적실속의 성공적인 제어와 함께 Droop의 기하학적 효과-피칭 모멘트의 전체적인 증가를 개선시킬 수 있음을 나타낸다. 따라서 상호 보완적인 관계에 있는 고정 앞전 Droop의 각도와 위치를 최적화 시킴으로서 피칭 모멘트 절대값의 증가를 예방할 수 있고 이는 실제 로터 블레이드에 적용하는데 있어 가이드라인이 될 수 있으리라 본다.

이상의 설계 결과들을 Fig. 8의 Bousman function에 각각의 수동제어장치를 따로 사용한 경우 및 가변 앞전을 사용한 경우와 비교하였다. Case1과 Case2는 각각 양력과 모멘트 한쪽 측면에서만 최적화를 수행하였기 때문에 1사분면 경계에 위치하고 있음을 알 수 있다. 다만 최적화시 일반적으로 Bousman function에서 사용되는 $C_{m_{min}}$ 이 아니라 $C_{m_{min-Dn}}$ 을 사용하였기 때문에 정확히 1사분면 경계에 위치하지는 않으나, 설계 과정들의 신빙성을 확인하는데는 충분하다 할 수 있다. Case3와 Case4경우는 Fig. 8의 오른쪽 상단에 위치하고 있음을 확인할 수 있으며 이는 양력과 모멘트 특성이 동시에 향상되었음을 볼 수 있다. 특히 Case4는 Case3와 거의 동일한 성능을 갖으면서 Droop에 의한 모멘트 계수의 음의 방향으로의 전체적인 증가를 방지할 수 있음을 보인다. 이는 Droop의 기하학적 효과로 인하여 익형의 전 운동영역에서 음의 방향으로 증가하는 피칭모멘트를 Droop의 각도와 위치를 조정함으로써 어느정도는 조정이 가능함을 나타낸다.

더불어, Case3와 Case4는 고정 앞전 Droop과 Gurney Flap을 조합한 수동제어 기법임에도 가변 앞전 Droop을 Gurney Flap과 함께 사용하는 경우 [1]보다 개선된 결과를 얻을 수 있었다. 이는 실제 구

현이 용이한 간단한 장치만으로도 동적실속제어에 있어 복잡한 능동제어 장치 이상의 성능을 갖는 것을 의미하여 헬리콥터등에 적용이 용이하리라 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 고정앞전 Droop과 Gurney 플랩을 동적실속 제어에 최적화 시켜 적용하기 위한 연구를 수행하였다. 동적실속의 비선형적인 특성을 고려하기 위하여 4차 다항식의 반응면 기법과 민감도 기반 최적 설계 도구인 DOT를 사용하여 최적화를 수행하였다. 고정 앞전 Droop의 설계변수는 상호 보완적인 관계가 있는 각도와 위치로 정의 하였으며 Gurney 플랩은 길이를 설계변수로 정의 하였다. 목적함수는 Bousman function에서 설계값과 기저값의 거리를 최소화 시키는 조건과 Droop의 기하학적인 효과로 인한 피칭 모멘트의 전체적인 이동을 최소화 하는 조건을 가중 함수이용해 적용하였다. NACA0012 에어포일에 수동제어장치들을 최적 설계한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 최소 받음각의 기저익형과 설계점의 피칭 모멘트 차이를 최소화 함으로서 Droop에 의한 피칭 모멘트의 전반적인 음의 방향으로의 이동을 방지할 수 있음을 확인할 수 있었다. 이는 Droop에 의해 저 받음각에서 야기되는 구조적인 중량 증가를 보완할 수 있는 방안이 될 수 있다.

2. 최적화를 통해 0.3125코드 되는 지점에 21도 고정 앞전 Droop과 1.3% Gurney 플랩을 동시에 적용한 경우 기본 익형에 비해 최대양력계수(Cl_{max})는 14%, 최대 음의 모멘트($C_{m_{min}}$)는 57% 향상되었다. 이와 동시에 음의 감쇠 영역(Negative Damping Area)은 84% 감소시킬 수 있었다.

3. 최적화 결과 가변 앞전 Droop과 Gurney 플랩을 사용하는 경우보다 개선된 결과를 얻을 수 있었으며, 이는 동적실속 제어 문제에 수동 제어 장치의 결합이 효율적으로 적용될 수 있는 가능성을 제시한다.

4. 로터 블레이드의 또 하나의 중요한 특징인 압축성 효과에 미치는 영향을 살펴보기 위하여 받음각과 마하수의 동시 변화에 대한 제어장치의 영향 및 최적화가 필요하며 이에 대한 연구가 현재 진행중이다.

후 기

본 연구는 서울대 기계분야 BK21 사업단과 KISTI 전력과제 지원 하에 이루어 졌으며 이에 감사 드립니다.

참고문헌

- 1) 이보성, 이관중, 주완돈, 이동호 “앞전 Droop과 Gurney 플랩을 이용한 동적 실속 제어”, 한국항공우주학회지, 제 32권 5호, 2004.
- 2) W. Geissler and M. Trenker, "Numerical Investigation of Dynamic Stall Control by a Nose-Drooping Device", American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting, 2002.
- 3) J. C. Date and S. R. Turnock, "Computational Evaluation of the Periodic Performance of a NACA0012 Fitted With a Gurney Flap", Journal of Fluid Engineering, Vol.124, 2002.
- 4) Myers, R. H. and Montgomery, D. C. "Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments", John Wiley & Sons, 1995.
- 5) 이보성, 이동호 “MPP에서 효율적 분산처리를 위한 Data Parallel Symmetric Gauss-Seidel 알고리즘”, 한국항공우주학회지, 제 26권, 제 2호, 1997.
- 6) 이보성, 김태운, 박영희, 이동호 “수정된 e-SST 난류 모델을 적용한 벽면 근처 정사각주 유동장의 수치해석”, 한국항공우주학회지, 제 31권, 제 8호, 2003.
- 7) Bousman, W. G., "Evaluation of Airfoil Dynamic Stall Characteristics for Maneuverability", 26th European Rotorcraft Forum, The Hague, Netherlands, Sept. 26-29.
- 8) W. J. McCroskey et al., "An Experimental Study of Dynamic Stall on Advanced Airfoil Sections", Vol. 1-3, NASA TM-84245, 1982.
- 9) Anthony A. Giunta, "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experiments Theory And Response Surface Modeling Methods", Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, May 1997.
- 10) Vanderplaats, G. N., and Hanse, S. R., "DOT USERS MANUAL", VMA Engineering, Goleta, CA, 1989.