

다중제약조건을 갖는 로터익형의 공력 최적 설계

이 세 민,¹ 사 정 환,¹ 전 상 언,¹ 김 창 주,² 박 수 형,^{*2} 정 기 훈³

AERODYNAMIC DESIGN OPTIMIZATION OF ROTOR AIRFOIL WITH MULTIPLE CONSTRAINTS

S.M. Lee,¹ J.H. Sa,¹ S.E. Jeon,¹ C.J. Kim,² S.H. Park^{*2} and K.H. Chung³

Aerodynamic design optimization of rotor airfoil has been performed with advanced design method for improved aerodynamic characteristics of ONERA airfoils. A multiple response surface method is used to consider various requirements in rotor airfoil design. Shape functions for mean camber line are proposed to extend possible design domain. Numerical simulations are performed using KFLOW, a Navier-Stokes solver with shear stress transport turbulence model. The present design method provides favorable configurations for the high performance rotor airfoil. Resulting optimized airfoils give better aerodynamic performance than the baseline airfoils.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 최적설계(Design Optimization), 반응면 기법(Response Surface Method), 형상함수(Shape Function)

1. 서 론

헬리콥터 로터 블레이드는 고정익 날개와 달리 정지비행에서도 반경방향에 따라 아음속에서 천음속영역까지 마하수가 달라지고, 진진비행에서는 블레이드 회전에 따라 비정상적인 유동 환경에서 운용되기 때문에 익형설계 시 고정익기의 설계와는 다른 목적 변수 및 다양한 제약 변수를 필요로 한다 [1]. 비행 중 로터블레이드는 반경위치에 따라 다른 유동 환경에 놓이게 된다. 하나의 익형으로는 여러 유동 환경에서 최고의 성능을 얻기 어렵기 때문에 로터블레이드의 반경위치에 따라 다른 익형을 배치하는 것이 일반적이다. 일반적으로 실속(stall)특성에 중요한 영향을 미치는 블레이드의 안쪽영역에 사용하는 익형은 최대양력계수(maximum lift coefficient)가 큰 값을 갖도록 설계하며, 항력특성에 민감한 블레이드의 끝단영역에 사용하는 익형은 항력 발산 마하수(drag divergence mach

number)가 큰 익형을 사용하여 설계한다[2].

공력설계기법인 수치최적화 기법은 설계자가 원하는 공력계수를 목적함수로 설정하여 공력계수를 만족하는 형상을 설계하는 방법이다. 본 논문에서는 로터익형의 설계에 반드시 고려해야 하는 다양한 제약조건들을 만족시키기 위해 통상적인 수치최적화 기법인 반응면기법을 여러 개 사용하여 다중 반응면 기법(multiple response surface method)으로 최적설계를 수행하였다[3]. 설계과정에서 사용한 목적함수(objective function) 및 여러 개의 제약조건(constraint)들에 대하여 각각의 반응면을 구성하였고 반응면의 정확도를 저하시키는 설계점을 제외시키는 방법으로 반응면의 정확도를 일정 수준으로 만족시켰다[4]. 설계점을 구성할 때 기저익형의 표면에 변화를 주는 기존의 방법과 더불어 캠버의 변화를 독립적이고 더욱 탄력적으로 고려하기 위해서 평균시위선(mean camber line)에 형상함수를 적용, 설계변수를 추가시키는 방법으로 변형된 형상을 표현하였다.

ONERA Airfoil을 기저익형으로 동일한 설계조건을 적용하여 기존의 방법과 새로운 방법으로 최적설계를 수행하였다. 각 방법으로 얻은 최적설계익형에 대하여 주요공력특성을 서로 비교하였고, 다양한 제약조건을 동시에 만족시켜야 하는 로터익형의 최적설계방법으로서의 타당성을 검증하였다.

접수일: 2010년 5월 6일, 수정일: 2010년 6월 23일,

계재확정일: 2010년 6월 25일.

1 정희원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

2 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

3 정희원, 한국항공우주연구원

* Corresponding author E-mail: pish@konkuk.ac.kr

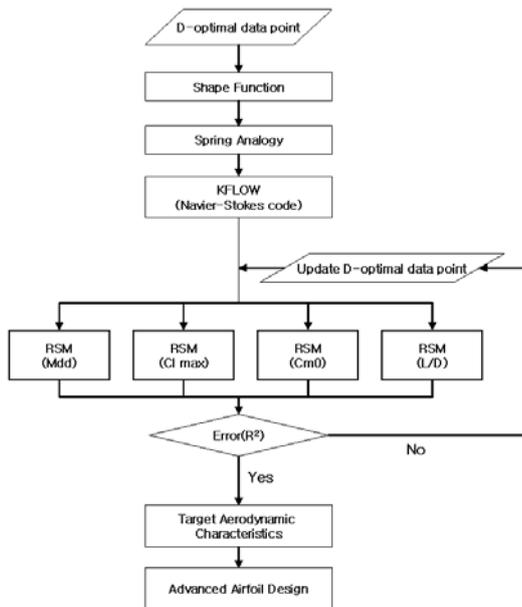


Fig. 1 Flow diagram of design process

2. 수치적 기법

2.1 다중 반응면 기법을 이용한 최적설계 방법

반응면 기법은 개발, 개선, 최적화문제 등에 유용하게 쓰일 수 있는 수치 해석 방법이다. 특히 잠재적 영향력을 가지고 있는 다수의 설계 변수들이 미치는 영향에 대해서 탄력적으로 반응하며 계산할 수 있게 한다. 반응면은 database를 최소자승법(least square method)으로 근사하여 다항식을 만드는 것이다[4].

반응면 기법을 이용한 최적설계과정은 Fig. 1과 같다. 초기 설계점은 설정한 범위 내에서 무작위로 선정된 값을 사용한다. 설계범위는 기저익형 두께의 5%이하로 하였다[3]. 본 논문에서 사용한 설계변수의 개수는 14이며 설계점의 수는 200이다. 설계범위 내에서 무작위로 선정된 설계점에 따라 형상함수를 사용하여 형상을 재구성한 후 스프링 유사성(spring analogy)을 사용하여 새로운 형상에 맞는 격자를 구성하였다. 유동장은 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 해석하였고, 이때 설계기준으로 제시된 공력계수를 얻기 위하여 각각의 기준에 해당하는 유동조건에 대하여 계산을 수행하였다. 유동장 계산을 통해 얻은 목적함수 및 몇 가지 제약조건에 해당하는 공력계수 값들 각각에 대하여 2차 다항식의 반응면을 생성하였다. 이는 하나의 목적함수의 최적값을 찾음과 동시에 설계기준으로 제시한 제약조건들의 값을 만족시키는 결과를 얻기 위함이다. 본 연구에서는 초기의 반응면이 정확도 판단기준인

$R^2, R_{adj}^2 \geq 0.99$ 를 만족시키지 못할 경우 사용한 설계점 중 반응면과의 정확도가 낮은 설계점을 제거한 후 무작위로 생성된 새로운 설계점으로 교체하여 반응면을 재구성하였다[3]. 최적형상을 탐색할 때 몬테카를로 기법(monte carlo method)을 사용하였다.

2.2 형상의 재구성

형상함수는 공력 설계에서 익형의 형상을 표현하는 함수로 날개의 형상을 설계하기 위해서는 적절한 형상 함수의 선택이 필요하다. 본 논문에서는 초기의 형상을 기본으로 하여 형상을 변화시키는 함수를 정의하는 방법으로 기저익형의 윗면과 아랫면에 각각 5개씩의 형상함수를 적용시켰고, 캠버의 변화를 더욱 탄력적으로 고려하기 위해서 평균시위선(mean camber line)에 4개의 형상함수를 적용시켰으며 최종적으로 하나의 변형된 형상을 총 14개의 설계변수로서 표현되도록 구성하였다.

익형의 윗면과 아랫면에 사용한 Hicks-Henne 함수는 익형의 형상을 표현하는 데 오랫동안 사용되어져 왔고 익형 설계 문제에 있어 많은 연구를 통하여 검증되어왔으며 적은 설계 변수로도 우수한 결과를 얻을 수 있는 것으로 알려져 있다. Hicks-Henne 함수는 sine 함수와 지수함수로 이루어져 있으며 본 연구에서 사용한 5개의 함수는 다음과 같다[5].

$$f_1 = \frac{x^{1/2}(1-x)}{e^{15x}} \tag{1}$$

$$f_k = \sin(\pi x^{ck})^3, \quad k = 2, \dots, 5 \tag{2}$$

$$c_k = \frac{\log(0.5)}{\log\left(\frac{k-1}{5}\right)} \tag{3}$$

위의 함수를 이용하여 익형을 표현하면 변형된 형상은 다음과 같이 정의된다.

$$y = y_0 + \sum_{i=1}^5 d_i f_i \tag{4}$$

여기서 y_0 는 초기 날개 형상에서 날개표면의 y 좌표이고 d_i 는 설계 변수, f_i 는 Hicks-Henne 함수이다.

앞서 구현한 익형 형상의 평균시위선에 4개의 형상함수를 추가로 적용하여 최종 변형된 익형의 형상을 구하였다. 평균시위선에 적용된 4개의 함수는 Fig. 2에 도시하였다.

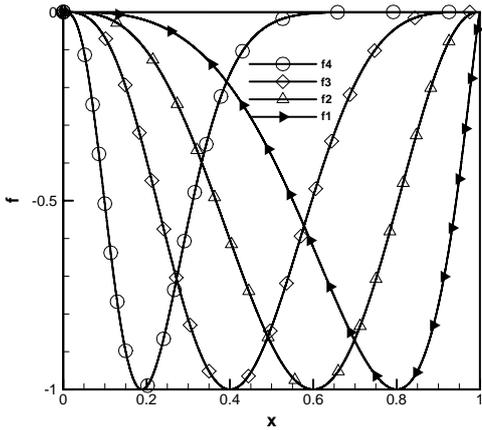


Fig. 2 Diagram of 4 shape functions

$$f_n = -\sin(\pi(1-x)^{c_n})^3, n=1,2,3,4 \quad (5)$$

$$C_n = (\log 0.5) / (\log \frac{n}{5}) \quad (6)$$

위의 함수를 이용하여 평균시위선의 변형은 식 (7)과 같이 정의된다.

$$y_c = y_{c0} + \sum_{n=1}^4 d_n f_n \quad (7)$$

여기서 y_{c0} 는 4개의 함수 적용전의 평균시위선의 y 좌표이고, 여기서 구한 평균시위선의 y 좌표 변화량을 윗면과 아랫면에 더해주어 최종 변형된 형상을 얻는다.

해석 대상의 표면 형상이 변하면 그에 따라 계산 격자도 적절히 변해야 한다. 초기의 계산 격자계는 물리영역과 계산 영역의 1대1 대응을 만족하는 형태로 되어있다. 따라서 표면 형상의 변화에 따라 격자를 변형하는 경우에도 격자계 전체의 부드러움이 유지되어야 하고 1대 1 대응을 유지 할 수 있어야 한다. 본 연구에서는 정렬격자계와 비정렬격자계에서 널리 사용되어온 스프링 유사성(spring analogy)을 이용한 격자변형 기법을 사용하였다[6]. 계산에 사용된 격자는 C-type(321×65)이며 익형 표면은 윗면과 아랫면 각각 128개의 격자점으로 구성되어있다.

2.3 수치해석 기법

본 연구에서는 2-D Navier-Stokes 방정식 해법을 사용하였다. $k-\omega$ SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 사용하였다. 이 난류 모델의 경우 벽면에서는 벽법칙을 잘 따르는

$k-\omega$ 모델을 사용하고, 경계층 외부에서는 자유류 의존성이 적은 $k-\epsilon$ 모델을 사용한다. SST모델에서 난류 점성 모형은 역압력 구배가 존재하는 곳에서 주 난류 전단응력의 전달을 고려하도록 설계되었다. 공간이산화기법은 2차정확도의 upwind MUSCL scheme을 적용한 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)을 사용하였다. 또한 정상 상태의 해를 얻기 위해 내재적 시간 전진 기법인 Diagonalized ADI를 사용하였다[7].

2.4 설계조건

로터블레이드에 사용하는 익형의 설계조건은 비행경로에 따른 성능요구조건에 따라 차이가 있지만 기존의 연구결과와 경험을 통해 몇 가지 주요한 조건을 만족해야함을 알 수 있다. 로터의 전진부에서는 높은 마하수로 인해 압축성 효과를 경험하게 되며 항력발산(drag divergence)이 발생할 수 있다. 따라서 전진부 특성이 필요한 블레이드의 끝단 영역에 사용하는 익형은 M_{DD} (drag divergence mach number)가 크도록 설계를 수행해야한다. 피칭모멘트(pitching moment)의 경우는 Aerospatiale의 경험을 바탕으로 모든 경우에 $|C_{m0}|$ 는 0.01보다 작도록 설정하고 있다[8]. 헬리콥터의 제자리 비행시 Figure of Merit을 높이고 전진비행의 성능 향상을 위해서는 L/D 가 큰 익형이 선호된다[9]. 실속과 양력발생에 영향을 미치는 블레이드의 in-board영역에 사용하는 익형은 C_{lmax} (maximum lift coefficient)가 큰 값을 갖도록 설계된다. 정적 실속(stall)이 늦을수록 기동(maneuver)운동의 동적실속 특성이 좋아지기 때문에 마하수 0.4에서 C_{lmax} 가 크도록 설계한다[10].

ONERA OA익형을 기저익형으로 한 설계기준은 Table. 1과 같다. 블레이드의 in-board영역인 Section 1의 경우는 C_{lmax} 를 최대화 시키는 방향으로 목적함수를 구성하였고, L/D 조건을 설정하지 않는 반면 C_{m0} 와 M_{DD} 를 구조조건으로 설정하였다. 전통적인 익형의 분석결과에 따르면 높은 C_{lmax} 와 높은 M_{DD} 를 동시에 만족시키는 것은 쉽지 않음을 알 수 있었으며 이런 이유로 M_{DD} 를 비교적 낮은 값으로 설정하였다. Section 2의 경우는 목표로 설정한 M_{DD} 에서 C_d 가 최소화되

Table 1 Aerodynamic constraint limits

AERODYNAMIC COEFFICIENT	SECTIONS		
	1	2	3
M_{DD} at $C_l = 0 \geq$	0.75	0.85	0.91
$ C_{m0} $ at $M = 0.7 \leq$	0.005	0.01	0.01
L/D at $M = 0.6 \geq$	free	64	76
C_{lmax} at $M = 0.4 \geq$	max	1.20	1.1
Max t/c , %	12	9	7
Baseline airfoil	OA 312	OA309	OA 407

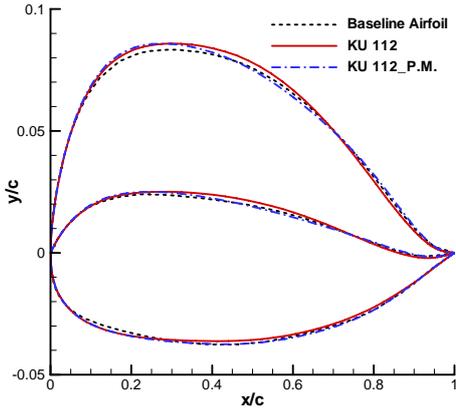


Fig. 3 Comparison of baseline airfoil and designed airfoils

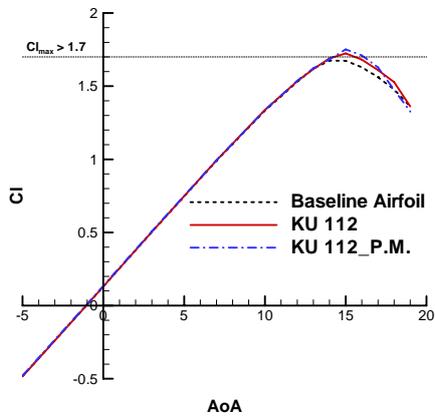


Fig. 4 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $M=0.4, Re=3.2 \times 10^6$

는 방향으로 목적함수를 설정하였고 $C_{m_0}, L/D, C_{lmax}$ 를 구속 조건으로 주었다. 블레이드의 바깥쪽 영역인 Section 3의 경우 비교적 높은 M_{DD} (0.91)에서 C_d 가 최소화 하는 방향으로 목적함수를 설정하였고 $C_{m_0}, L/D, C_{lmax}$ 를 구속조건으로 설정하였다. 최대두께는 최대한 기저익형의 두께를 유지할 수 있도록 하되 일정 허용범위를 적용하였다. Section 1, 2, 3은 각각 루트(root)에서부터 블레이드 전체 길이의 0~80%, 80~90%, 90~100% 영역이다.

3. 결 과

Table 1에 제시된 설계기준을 만족하는 익형을 설계하기 위하여, 1)기존의 방법(P.M.)과 2)캠버의 변화를 고려한 형상 함수를 사용한 새로운 방법, 두 가지 방법으로 동일 설계조건

에서 다중반응면 기법을 이용하여 최적설계를 수행하였다. Section 1, 2, 3에 해당하는 설계익형의 형상과 주요공력특성 그래프를 통해 두 가지 방법의 차이점을 서로 비교하였고 로터익형의 최적설계방법에 대한 타당성을 확인하였다.

3.1 SECTION 1의 최적설계

Fig. 3은 기저익형인 OA 312와 두 방법을 사용하여 설계한 최적설계익형을 나타낸다. 기저익형과 비교하였을 때 새로운 방법으로 설계한 익형(KU 112)은 윗면과 아랫면이 평평해지고 캠버에 변화가 있음을 알 수 있다. 이와 비교하여 기존의 방법으로 설계한 익형(KU 112_P.M.)은 윗면의 앞전부근 두께가 두꺼워지는 방향으로 설계가 되었고 캠버의 변화는 거의 없음을 알 수 있다.

목적함수로 설정한 최대양력계수와 세 가지 익형이 갖는 양력특성을 비교하기 위해 $M=0.4, Re=3.2 \times 10^6$ 에서 받음각에 따른 양력계수를 계산하였고 Fig. 4에 도시하였다. 새롭게 설계한 두 익형모두 기저익형에 비하여 최대양력계수가 증가함을 알 수 있고 설계기준을 만족시켰으며 선형구간에서 기저익형과 차이가 없음을 확인하였다.

양항비의 경우 제약조건으로 설정하지 않았다. 이는 경험적으로 양항비를 제약조건으로 설정하였을 때 목적함수로 설정한 최대양력계수의 증가를 가져오는 방향으로 설계하는데 어려움이 있었기 때문이다. Fig. 5는 $M=0.6, Re=4.8 \times 10^6$ 에서 세 익형의 받음각에 따른 양항비를 도시한 그림이다. 세 가지 익형모두 받음각 3도에서 양항비는 최대값을 갖으며, 기저익형과 비교하였을 때 KU 112익형은 양항비가 유지된 반면 KU 112_P.M.은 양항비가 감소되었다. 이는 양력특성과 항력특성을 동시에 향상시키기 어렵다는 점을 의미하며 설계과정에서 양항비를 제약조건으로 설정하지 않았기 때문이다.

Fig. 6은 $C_l=0, Re=M \times 8 \times 10^6$ 에서 마하수에 따른 항력계수와 모멘트계수를 도시한 그림이다. KU 112는 마하수 0.75에서 두 익형에 비해 작은 값의 항력계수를 갖으며 항력발산마하수를 $\partial C_d / \partial M > 0.1$ 인 지점의 마하수로 정의했을 때, KU 112_P.M.보다 더 큰 항력발산마하수를 갖는다. 마하수에 따른 모멘트 변화를 비교해 보면 낮은 마하수에서 KU 112익형이 절대 값이 0에 가까운 값을 갖는 바람직한 모멘트 특성을 보인다. 이와 비교하여 KU 112_P.M.은 비교적 높은 마하수 까지 큰 변화 없이 모멘트계수가 유지되는 특성을 보인다. 세 가지 익형 모두 제시한 설계기준의 모멘트 조건을 만족한다.

결과적으로 목적함수로 설정한 C_{lmax} 는 설계익형 모두 증가를 보인 반면에 L/D 는 유지되거나 감소하였다. 이는 L/D 를 제약조건으로 설정하지 않았기 때문이며 KU 112_P.M.의 결과를 통해 양력특성과 항력특성을 동시에 향상시키기 어렵

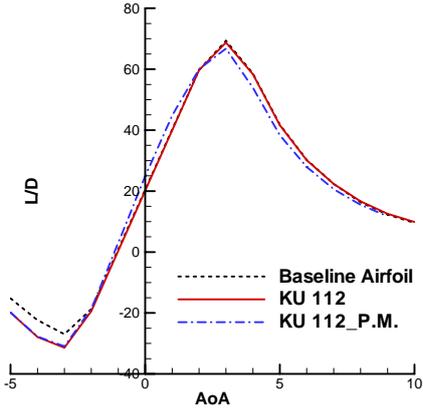


Fig. 5 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $M=0.6, Re = 4.8 \times 10^6$

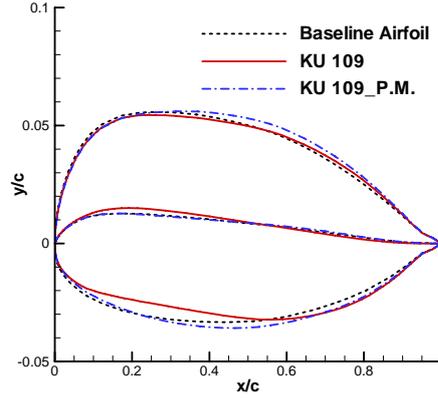


Fig. 7 Comparison of baseline airfoil and designed airfoils

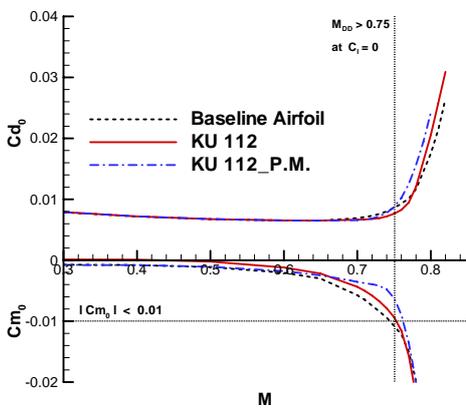


Fig. 6 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $Re = M \times 8 \times 10^6$

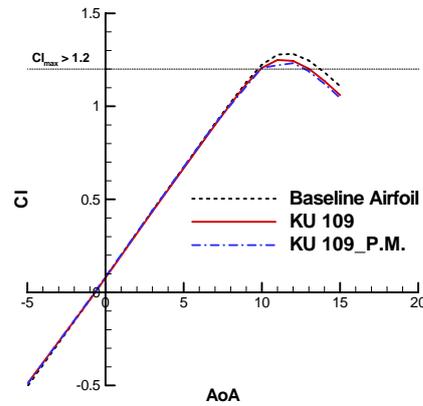


Fig. 8 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $M=0.4, Re = 3.2 \times 10^6$

다는 것을 알 수 있다. 상대적으로 높은 항력발산마하수와 바람직한 모멘트 특성을 보이는 KU 112익형을 설계했던 새로운 방법이 기존의 방법에 비해 더 나은 방법임을 알 수 있다.

3.2 SECTION 2의 최적설계

기저익형인 OA 309익형과 두 방법을 사용하여 설계한 최적설계익형을 Fig. 7에 도시하였다. 기저익형과 비교하였을 때 기존의 방법으로 설계한 익형(KU 109_P.M.)은 윗면이 chord와 평행한 방향으로 평평해지고 아랫면이 볼록해지는 방향으로 설계가 되었으며 캠버의 변화는 거의 없음을 알 수 있다. 이와 비교하여 새로운 방법으로 설계한 익형(KU 109)은 기저익형과 비교했을 때 윗면이 평평해지고 아랫면의 변화가 심함을 알 수 있다. 또한 앞전부근의 캠버의 변화가 두드러진다.

설계조건에서 최대 양력계수는 1.2이상으로 제약조건을 설정하였다. $M=0.4, Re = 3.2 \times 10^6$ 에서 세 가지 익형의 받음각에 따른 양력계수를 도시한 Fig. 8을 보면, 새롭게 설계한 두 익형 모두 기저익형에 비하여 최대양력계수는 감소하였지만 그 차이가 미미하고 설계기준을 만족하였으며 선형구간에서 기저익형과 거의 차이가 없음을 알 수 있다.

음각에 따른 양력비율을 도시한 그림이다. 새롭게 설계한 두 익형 모두 기저익형에 비해 양력비가 받음각 4도에서 64.8의 최대 값을 가졌고 이는 기저익형보다 약 4.85% 증가한 값이다.

목적함수는 마하수 0.85에서 항력계수의 값을 최소화 하는 것으로 설정하였다. Fig. 10은 $C_l = 0, Re = M \times 8 \times 10^6$ 에서 마하수에 따른 항력계수와 모멘트계수를 도시한 그림이다. KU 109는 마하수 0.8에서 항력계수가 점차적으로 증가하는 반면 KU 109_P.M.은 더 큰 마하수 0.84에서 급격하게 증가한다. 설계 기준이었던 마하수 0.85에서 세 가지 익형의 항력 계수 값은 거의 동일함을 알 수 있다. KU 109_P.M.은 0.84의 항력

Fig. 9는 $M=0.6, Re = 4.8 \times 10^6$ 에서 세 가지 익형의 받음각에 따른 양항비를 도시한 그림이다. 새롭게 설계한 두 익형 모두 기저익형에 비해 양항비가 받음각 4도에서 64.8의 최대 값을 가졌고 이는 기저익형보다 약 4.85% 증가한 값이다.

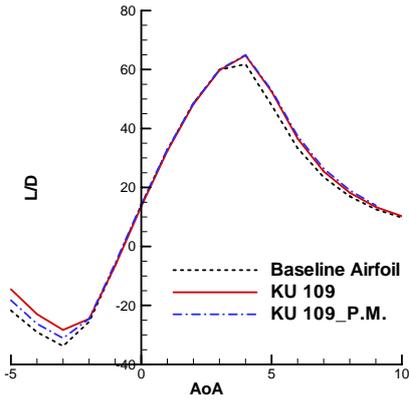


Fig. 9 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $M=0.6, Re = 4.8 \times 10^6$

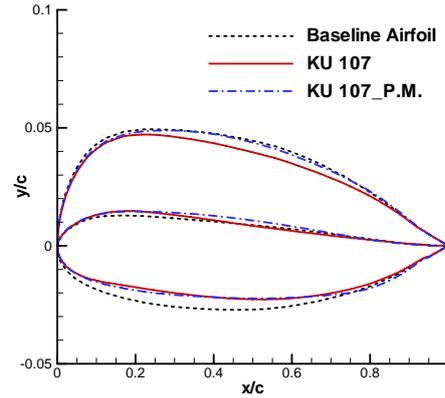


Fig. 11 Comparison of baseline airfoil and designed airfoils

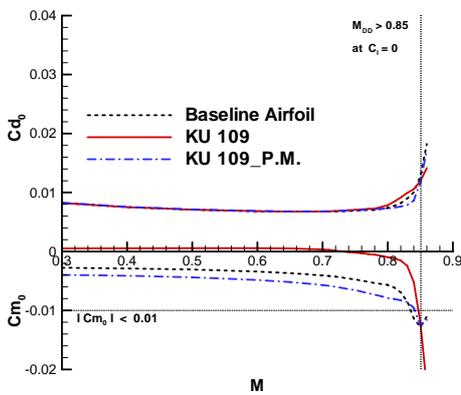


Fig. 10 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $Re = M \times 8 \times 10^6$

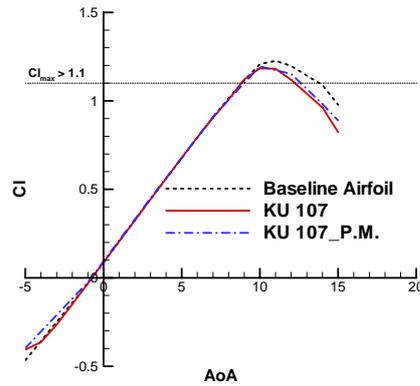


Fig. 12 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $M=0.4, Re = 3.2 \times 10^6$

발산 마하수를 갖고 KU 109는 0.84-0.85 사이에서 항력발산 마하수를 갖는다. 마하수에 따른 모멘트 변화를 비교해 보면 세 익형의 차이가 두드러짐을 알 수 있다. KU 109익형의 경우 대부분의 영역에서 절대값이 0에 가까운 값을 갖으며 큰 변화가 없는 매우 바람직한 모멘트특성을 보인다.

KU 109익형을 설계하였던 새로운 방법이 기존의 방법에 비해 캠버의 변화를 고려한 형상함수를 적용시킴으로써 기존의 방법보다 설계범위를 넓힐 수 있었기에 더 나은 모멘트 특성을 갖는 익형을 설계할 수 있었다.

3.3 SECTION 3의 최적설계

Fig. 11은 기저익형과 두 방법을 사용하여 설계한 최적설계익형을 나타낸다. 기저익형과 비교하였을 때 새로운 방법으로 설계한 익형(KU 107)은 윗면과 아랫면의 변화가 심함을 알 수 있다. 이와 비교하여 기존의 방법으로 설계한 익형(KU

107_P.M.)은 윗면은 비교적 기저익형과 유사하고 아랫면의 변화가 심함을 알 수 있다.

최적설계한 두 익형의 주요 공력특성은 Fig. 12-14에서 확인 할 수 있듯이 Section 2의 설계결과와 유사한 경향을 보였다. 이는 Section 2를 설계할 때와 동일한 방법으로 목적함수와 제약조건을 설정하였기 때문이다.

마하수 0.91에서 항력을 최소화 하는 것으로 목적함수를 설정하였다. Fig. 14에 나타난 해석결과 KU 107_P.M.은 0.85, KU 107은 0.86의 항력발산 마하수를 갖는다. 이는 목표로 하였던 0.91에 크게 못 미치는 것으로 두 방법모두 설계조건을 만족시키는 익형을 설계하지 못하였음을 의미한다. 마하수 0.91은 기저익형이 갖는 항력발산 마하수 0.85보다 상대적으로 매우 큰 값이며, 두 가지 설계 방법 모두 항력발산 마하수를 높이는데 있어 큰 이점을 보이지 않는다는 점에서 예견된 결과라고 생각한다. 모멘트특성은 설계 기준을 충분히 만족하였지만 Section 2의 설계 결과와 비교하였을 때 향상된 정도

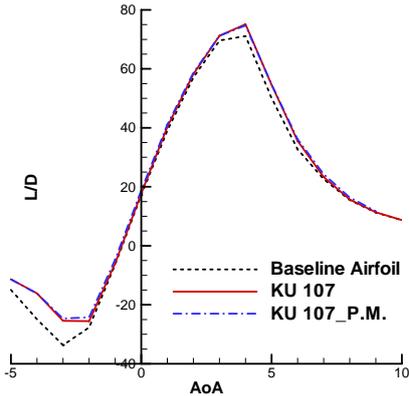


Fig. 13 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $M=0.6$, $Re = 4.8 \times 10^6$

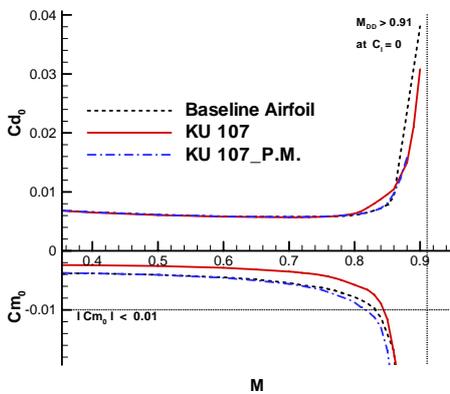


Fig. 14 Computed characteristics of baseline airfoil and designed airfoils, $Re = M \times 8 \times 10^6$

가 낮음을 알 수 있다. 이는 마하수 0.91에서 항력계수를 최소화 시키고자 다소 무리하게 설정하였던 목적함수로 인해 설계범위가 감소하였기 때문인 것으로 판단된다.

4. 결 론

ONERA 익형에 대하여 캠버의 변화를 고려한 형상함수를 적용시켜 Navier-Stokes 방정식과 다중 반응면 기법을 사용하여 로터블레이드에 적용할 수 있는 익형을 설계하였다. 최종적으로 기존의 연구들을 바탕으로 설정한 설계기준을 사용하여 세 개의 익형을 설계하였다. 최적설계결과를 통해 캠버의 변화를 고려한 형상함수의 적용과 다중 반응면 기법을 이용한 최적 설계 방법이 다양한 제약조건들을 만족시켜야 하는 로터블레이드 익형의 최적설계방법으로 타당하다고 판단된다.

설계익형의 모멘트 특성을 향상시키는데 기존의 방법보다 캠버의 변화를 좀 더 탄력적으로 가할 수 있도록 구성된 형상함수의 사용이 모멘트 특성을 향상시키는 이점이 있는 바람직한 방법으로 판단된다.

후 기

본 논문은 지식경제부 한국형헬기 민군 겸용 구성품 개발사업(KARI 주관) 위탁연구 결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2000, Jones, B.R., Crossley, W.A. and Lyrintzis, A.S., "Aerodynamic and Aeroacoustic Optimization of Rotorcraft Airfoils via a Parallel Genetic Algorithm," *Journal of Aircraft*, Vol.37, No.6, pp.1088-1096.
- [2] 1978, Dadone, L.U., "Design and Analytical Study of a Rotor Airfoil," *NASA Contractor Report*, NASA CR-2988.
- [3] 2009, 사정환, 박수형, 김창주, 윤철용, 김승호, 김상호, 유영훈, "로터 블레이드 OA 익형의 공력 최적 설계," *한국전산유체공학회지*, 제14권, 제2호, pp.25-31.
- [4] 2002, Myers, R.H. and Montgomery, D.C., *Response Surface Methodology*, John Wiley and Sons, New York, NY, USA.
- [5] 1978, Hicks, R.M. and Henne, P.A., "Wing design by numerical optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No7, pp.407-412.
- [6] 1990, Batina, J.T., Robinson, B.A. and Yang, H.T., "Aeroelastic analysis of wings using the Euler equations with a deforming mesh," *NASA Technical Memorandum*, NASA TM-102733.
- [7] 2004, Park, S.H. and Kwon, J.H., "Implementation of $k-w$ Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA journal*, Vol.42, No.7, pp.1348-1357.
- [8] 1990, Vuillet, A., "Rotor and Blade Aerodynamic Design," *AGARD-FDP Special course on Aerodynamics of Rotorcraft*, VKI, Brussels, Belgium.
- [9] 2002, Bousman, W.G., "Airfoil Design and Rotorcraft Performance," *58th AHS Forum*, Montreal, Canada.
- [10] 1969, Wortmann, F.X. and Drees, J.M., "Design of Airfoils for Rotors," *CALAVLABS 1969 Symposium on Aerodynamics of Rotary Wing and VTOL Aircraft*.