

스마트 무인기 날개용 에어포일의 공력최적설계

박 영 민^{*1}, 정 진 덕^{*2}, 김 유 신^{*2}, 최 성 욱^{*1}

Aerodynamic Design Optimization of Smart UAV Wing Airfoil

Y. M. Park^{*1}, J. D. Chung^{*2}, Y. S. Kim^{*2} and S. W. Choi^{*1}

Numerical optimization method of long endurance airfoil has been performed with a RSM(Response Surface Method) for smart UAV wing design. For the base line airfoil, NACA 64621 airfoil was selected and optimized to satisfy long endurance condition for smart UAV. Aerodynamic coefficients required for RSM are obtained by using 2-D Navier-Stokes solver with Spalart-Allmaras turbulence model. The optimized airfoil showed increased maximum lift and endurance factors together with reasonable thickness ratio.

Key Words: 전산유체역학(CFD) 에어포일 설계(Airfoil Design), 반응면 기법(Response Surface Method)

1. 서 론

스마트 무인기는 틸트로터형 항공기로써 헬리콥터와 유사하게 수직으로 이륙하여 천이과정 후 고정익기와 같이 고속으로 순항하는 형태의 신개념 비행체이다. 특히, 천이과정은 로터의 추력벡터가 전진방향으로 향하면서 날개의 양력이 발생하기 시작하는 단계로 충분한 양력이 발생하지 않으면 고도를 상실하게 된다. 따라서, 스마트 무인기의 날개는 이륙시 천이과정에서 충분한 양력을 제공할 수 있도록 고양력 조건으로 설계되어야 한다.

스마트 무인기는 또한 장시간 정찰비행이 가능하도록 설계되어야 한다. 장시간 비행이 가능하기 위해서는 아래와 같은 특성을 만족하도록 에어포일 설계과정에서 고려되어야 한다[1].

- High operational lift coefficient
- High endurance factor $A^{3/2}/C_d$
- Mild stall characteristics

- Limited pitching moment coefficient
- Large relative t/c

본 논문에서는 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 유동을 해석하고 반응면 기법을 이용하여 장기체공에 적합한 에어포일을 설계하였다. 기존 에어포일은 NACA 64621 에어포일을 사용하였고 검증용을 위해 Bell사에서 설계한 에어포일과 동일한 조건하에서 역설계를 통해 구한 형상 결과를 비교하였다. 구축된 설계방법을 이용하여 다양한 제약조건하에서 최적의 $C_L^{3/2}/C_d$ 을 만족하는 에어포일을 설계하였고 특성을 비교하였다.

2. 수치적 기법

2.1 유동해석

반응면 함수를 구성하기 위한 공력계수 데이터는 2차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였다. 사용된 수치적 기법은 공간상으로 중앙차분법을 이용하였으며 시간적분법은 3-Factor Diagonal Scheme 기법을 이용하는 내재적 수치적 기법을 이용하였다. 사용된 난류모델은 Spalart-Allmaras 난류모델이며 전유동장을 난류로 가정하였다[2].

*1 정회원, 한국항공우주연구원

*2 한국항공우주연구원

*E-mail : ympark@kari.re.kr

2.2 반응면 기법

반응면 기법은 목적함수 또는 제약조건을 모델링 하기 위하여 다항식과 같은 함수를 구하는 통계적 기법이라 할 수 있다[3]. 최적설계에서는 일반적으로 2차 다항식을 이용하여 반응면을 구성하며 n_v 의 설계변수, n_s 개의 실험회수를 가정하면 반응면은 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$y^{(p)} = c_0 + \sum_i c_i x_i^{(p)} + \sum_{1 \leq i < j \leq n_s} c_{ij} x_i^{(p)} x_j^{(p)} + \epsilon, p = 1, \dots, n_s \quad (1)$$

위의 회귀모델은 overdetermined 행렬 형태로써 다시 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$y = Xc$$

위의 식에서 회귀행렬 c 는 최소를 만족하도록 아래의 식과 같이 최저자승법(least square method)을 이용하여 구할 수 있으며 이를 위한 최소의 회귀계수 n_{rc} 는 $(n_v + 1)(n_v + 2)/2$ 로 정의될 수 있다.

$$c = (X^T X)^{-1} X^T y \quad (2)$$

실험계획법에 의하면 n_v 개의 설계변수에 대한 이동변위는 상한 및 하한 경계에 의하여 결정된다. 본 논문에서는 일반적으로 많이 이용되는 D-optimal 조건을 만족하는 3-level(-1,0,1) factorial design 방법을 이용하여 계산목록을 결정하였다.

반응면 방정식의 정확도 및 불확실성을 나타내기 위하여 보통 통계적 파라미터를 이용한다. 대표적인 계수로는 결정계수(R^2 , coefficient of determination)을 들 수 있으며 회귀방정식이 데이터를 어느 정도 정확하게 만족하는지 지표가 된다.

$$R^2 = \frac{SSR}{SSTO} = 1 - \frac{SSE}{SSTO} \quad (3)$$

SSTO : total sum of squares

SSR : regression sum of squares

SSE : error sum of squares

그러나 위의 계수만으로는 회귀모델의 정확성을 점검하기 어려우므로 보통 R_{adj}^2 을 주로 이용하며 아래와 같이 표기된다.

$$R_{adj}^2 = 1 - \left(\frac{n_s - 1}{n_s - n_{rc}} \right) (1 - R^2) \quad (4)$$

2.3 형상함수

설계의 기본 에어포일은 무인기 날개와 t/c 가 동일한 NACA 64621로 설정하였으며 Hicks and Henne의 함수를 이용하여 형상을 표현하였다[4]. 설계변수는 상단 및 하단 각각 등간격 7개씩 모두 14개를 설정하였으며 그림 1에는 NACA 64621 에어포일의 형상 및 격자를 도시하였다. 계산에 사용된 격자는 C-type 정렬격자(301 x 51)이며 날개표면은 상단과 하단 모두 200개의 격자점으로 구성되어 있다.

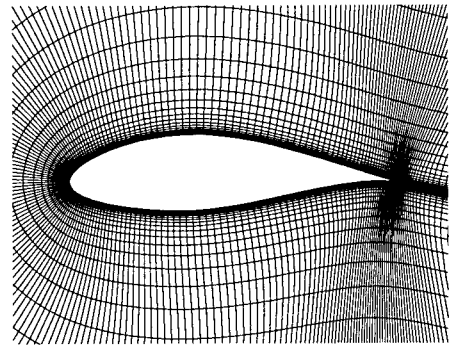


Fig. 1 NACA 64621 에어포일 및 계산격자 형상

2.4 목적함수 및 설계조건

앞서 설명한 바와 같이 장기체공을 위하여 목적함수를 endurance factor ($C_l^{1/5}/C_{d_{max}}$)로 설정하였고 최대 70 이상의 높은 값을 갖도록 하였다. 설계상의 제약조건은 조건에 맞는 $C_{d_{min}}$, C_{l_0} , C_{m_0} 의 값의 한계를 넘지 않도록 하였다. 특히 t/c 는 0.21 이상의 값을 유지하도록 하여 날개의 강성을 유지하도록 하였다. V-22의 t/c 는 약 0.24이며 0.24이상에서는 동체와 나셀의 간섭항력이 증가하여 구동시스템 및 연료의 중량을 증가시켜야 한다고 알려져 있다.

설계점의 수는 보통 2차 모델에서 발생하는 전체 항의 수, 즉 $(n_v + 1)(n_v + 2)/2$ 의 1.5~2배가 적당하다고 알려져 있다[5]. 본 논문의 경우에는 설계변수가 14개이므로 최소 120개의 설계점이 필요하며 계산시간 상 약 1.1배인 129개의 설계점을 이용하였다. 따라서 임의의 받음각에 대하여 129개의 반복계산이 필요하다. 본 논문에서는 실속 특성을 보기 위하여 받음각 -5도부터 20도까지 26번의 계산을 수행하므로 총 3,354(129 x 26) 번의 반복계산이 요구된다. 계산시간은 1회당 10분 정도 소요되므로 총 33,540분이 소요되나 다수의 프로세서를 사용하므로 비교적 빠른 시간에 결과를 구할 수 있었다.

3. 결과 및 토론

반응면 기법을 이용하여 스마트 무인기의 날개를 설계하였다. 모든 계산에 사용된 유동조건은 고도 10,000ft 순항조건인 Mach 수 0.21, Re 수 3.71E6인 조건으로 하였으며 동일한 수치적 기법 및 격자계를 사용하였다. 격자의 첫 번째 층의 두께는 $y^+ \approx (1)$ 정도에 설정하였으며 유동해석 도구의 검증은 참고문헌[2]에 기술되어 있으므로 생략하였다.

3.1 설계방법 검증

본 논문에서 사용되는 설계기법을 검증하기 위하여 Bell사에서 설계한 무인기용 에어포일의 형상을 도출하도록 역설계를 시도하였다. Bell 에어포일은 앞서 설명한 유동조건에서 유동해석 도구를 이용하여 해석하면 아래와 같은 공력특성을 갖는다. Bell사에서 설계한 에어포일은 공력특성은 우수하나 캠버가 과다하게 설정 되어있어 기수내림 모멘트 특성이 강하게 나타난다.

Table 1 Bell 에어포일과 역설계 에어포일의 공력계수 특성 비교

	Bell Optimized	Inverse Design
$C_{d_{min}}$	0.0145	0.139
C_{l_0}	0.8616	0.9094
C_{m_0}	-0.1790	-0.1715
$C_{l_{max}}$	1.778	0.1734
$C_l/C_{d_{max}}$	60.23	60.26
$C_l^{1.5}/C_{d_{max}}$	70.01	69.84

설계조건에서 Bell사 에어포일의 공력특성 만족하도록 제약조건을 설정하고 설계를 수행하여 Table 2와 같은 형상을 구할 수 있었다. 그림을 보면 Bell사에서 설계한 에어포일과 매우 유사함을 알 수 있으므로 본 설계방법이 타당함을 알 수 있다.

사용된 반응면의 정확도를 점검할 수 있는 R^2 , R^2_{adjust} 또한 Table 2와 같이 매우 우수(≈ 1.0)하게 나타나 본 논문에서 사용된 반응면이 정확하게 결정되었음을 알 수 있다.

3.2 스마트 무인기용 에어포일 설계

위의 설계 기법을 이용하여 실제 스마트 무인기에 이용될 에어포일을 설계하였다. 초기 설계조건은 C_{l_0}

값을 0.9 이상인 고양력 조건을 목표로 하였으나 만족하는 $C_{d_{min}}$ 이 존재하지 않아 0.7 이상으로 수정하였다.

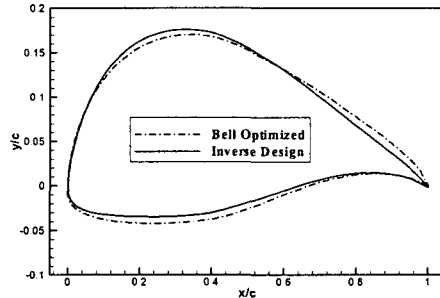


Fig. 2 Bell 에어포일과 역설계후 에어포일 형상비교.

Table 2 공력계수별 반응면 오차 비교

	R^2	R^2_{adjust}	RMS err
$C_{d_{min}}$	0.99	0.99	2.4E-5
C_{l_0}	0.99	0.99	2.0E-3
C_{m_0}	0.99	0.99	3.7E-4
t/c	0.99	0.99	2.5E-4

기저 에어포일은 검증과정에서 사용한 에어포일과 동일한 NACA 64621을 사용하였으며 설계에 사용된 제약조건을 정리하면 아래와 같다.

- 목적함수
 $C_l^{1.5}/C_d$ 최대화 (70 이상)
- 제약조건
 $C_{d_{min}} < 0.013$, $C_{l_0} > 0.70$, $C_{m_0} > -0.19$,
 $t/c > 0.21$

Fig. 3은 설계된 형상을 기저 에어포일과 Bell사에서 설계한 에어포일을 비교한 그림으로 두 에어포일의 중간에서 형상이 결정되었음을 확인할 수 있다. 형상은 전반적으로 뒷전으로 갈수록 얇아지고 Bell사에서 설계한 에어포일보다 약간 캠버가 감소하였다. 설계된 에어포일의 공력특성을 아래의 Table 3에 비교하였다.

Table 3을 보면 RSM으로 예측한 공력계수의 분포가 실제 설계된 에어포일의 공력계수와 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. 설계된 에어포일은 기저 에어포일인 NACA 64621 보다 $C_l/C_{d_{max}}$ 는 약 8%,

$C_l^{.5}/C_{d_{max}}$ 는 약 10% 정도 개선되었음을 확인할 수 있다. 특히 $C_{d_{min}}$ 값은 기저 에어포일과 비교하여 거의 동일한 값을 유지함으로써 우수한 항력특성을 보였다.

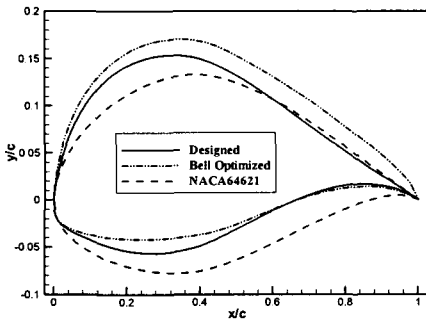


Fig. 3 스마트 무인기용 에어포일 설계결과.

Table 3 NACA 64621, Bell 에어포일, 설계에어포일의 공력특성비교

	NACA 64621	Bell Designed	Predicted	Designed
$C_{d_{min}}$	0.0123	0.0145	0.0131	0.0128
C_{l_0}	0.4528	0.8616	0.7004	0.6994
C_{m_0}	-0.1094	-0.1790	-0.1396	-0.139
$C_{l_{max}}$	1.6086	1.738	-	1.778
L/D_{max}	58.16	60.16	62.22	62.49
$L^{1.5}/D_{max}$	63.92	70.01	73.52	72.60

설계된 에어포일은 그림에서 보듯이 뒷전으로 갈수록 두께가 급격하게 감소함을 확인할 수 있다. 이러한 두께분포는 구조적으로 문제가 발생할 수 있고 제작 또한 어려우므로 뒷전각을 제약조건으로 재설계하여 최적의 뒷전각을 설정하도록 하였다(Fig. 4).

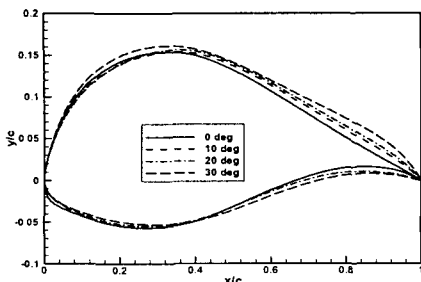


Fig. 4 뒷전각 제약조건에 따른 최적설계 결과.

계산결과 양력계수 및 모멘트 계수는 특정한 경향을 보이지 않았으나 양력계수, $C_l^{.5}/C_{d_{max}}$ 및 $C_l/C_{d_{max}}$ 는 뒷전각이 증가할수록 성능이 저하되는 것을 관찰 할 수 있었다. 따라서 허용 가능한 한도 내에서 뒷전각을 최소화 하는 방법이 효과적이라 할 수 있다. 본 논문에서는 제작을 고려하여 뒷전각이 10도인 경우로 설정하였다.

4. 결 론

2차원 Navier-Stokes 해석기법과 반응면 기법을 이용하여 스마트 무인기에 적합한 장기체공형 에어포일을 설계하였다. 목적함수는 $C_l^{.5}/C_{d_{max}}$ 을 최대화 하는 조건으로 하였으며 t/c 및 다양한 공력계수를 제약조건으로 두어 무인기에 적합한 공력특성을 갖도록 하였다. 해석기법을 이용하여 검증과정으로써 Bell사에서 설계한 에어포일을 역설계 하였고 이를 이용 스마트 무인기 에어포일 설계에 이용하였다. 설계 결과 기존 Bell사 에어포일보다 우수한 성능의 에어포일을 구할 수 있었다.

후기

이 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Hua, J., Kong, F. M., Liu, P. J., and Zingg, D. W., "Optimization of Long Endurance Airfoils," AIAA-2003-3500.
- [2] 박영민 외, "CFD를 이용한 V-22 프로토타입 에어포일의 공력DB 구축," SUDC-ED-B21-02-001-R0, 2003.
- [3] Myers, R. H., and Montgomery, D. C. "Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments," John Wiley & Sons, 1995.
- [4] Hicks, R. M., and Henne, P. A., "Wing Design by Numerical Optimization," *Journal of Aircraft*, Vol. 15, No 7, 1978.
- [4] Venter, G., Heftka, R. T., and Starnes, J. H. "Construction of Response Surface for Design Optimization Applications," AIAA-96-4040-CP.