

論文

헬리콥터 로터 블레이드 예비설계를 위한 에어포일 공력 해석

김상진*

Airfoil Aerodynamic Analysis for the Helicopter Rotor Blade Preliminary Design

Sang-Jin Kim*

ABSTRACT

The aerodynamic analysis of helicopter rotor airfoils was performed to generate the basic data for selection and distribution of airfoils at the helicopter rotor blade preliminary design phase.

10 airfoils were chosen among the existing rotor airfoils, and the tabulated aerodynamic coefficients which are proper for the aerodynamic analysis using blade element theory were generated. Considering analysis cost, the simple mathematical models were chosen before the wind tunnel test to generate the aerodynamic characteristic curves(C_l , C_m , C_d) in full AoA range($-180^\circ \sim 180^\circ$) including the reverse flow region. The essential data necessary to the generation of the complete curves were obtained by using the IBLM(Interactive Boundary Layer Method). The generated aerodynamic characteristic curves agree with experimental results qualitatively. Finally, the aerodynamic characteristics of all 10 airfoils were compared and classified according to their own lift or moment characteristics.

초 록

헬리콥터 로터 블레이드 예비설계 단계에서 에어포일 선정과 분포의 기초 자료를 생성하기 위해 로터 에어포일 공력해석을 수행하였다.

기존 헬리콥터의 에어포일 중 공력해석 대상으로 10개를 선정하고 블레이드 요소이론을 이용한 공력해석에 적합한 table 형태의 공력계수 자료를 생성하였다. 해석 비용을 고려, 풍동시험 대신 간단한 수학적 모델을 이용하여 모든 받음각 영역($-180^\circ \sim 180^\circ$)에서 공력특성 곡선(C_l , C_m , C_d)을 구성하였다. 공력특성곡선 구성에 필요한 각 에어포일의 필수 공력자료를 IBLM을 이용하여 구하였으며, 구성된 공력특성곡선은 실험결과와 정성적으로 일치하였다. 마지막으로, 에어포일 선정과 분포설계의 기준을 마련하기 위하여 각 에어포일의 양력계수, 모멘트계수를 상호 비교한 후 분류하였다.

Key Words : Rotor Blade (로터 블레이드), Airfoil Aerodynamic Characteristics(에어포일 공력특성), IBLM(Interactive Boundary Layer Method)

1. 서 론

* 2004년 4월 30일 접수 ~ 2004년 7월 12일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : bipoo@add.re.kr

대전시 유성구 유성우체국 사서함 35-3호

헬리콥터 로터 블레이드 예비설계시 공력분야의 고려사항은 사이징, 블레이드 형상설계, 에어포일 설계로 구성된다[1,2]. 이 중 에어포일 설계에서는 에어포일의 형상 및 블레이드 상에서의

분포를 결정하게 된다.

에어포일은 로터 블레이드의 전체 요구성능을 만족시키기 위한 중요한 요소이다. 전진비행시 블레이드 요소(에어포일)에 작용하는 받음각과 마하수는 에어포일의 스패방향 위치와 블레이드 회전속도에 따라 계속 변화한다. 전진비행시 후퇴면(retreating side) 블레이드의 안쪽 부분(inboard section)에 생기는 역류영역(reverse flow region)과 전진면(advancing side) 블레이드 끝 부분(tip section)의 마하수를 고려하면, 비행 중 발생하는 받음각의 범위는 $-180^{\circ} \sim 180^{\circ}$, 마하수의 범위는 0.0~1.0에 이른다. 이러한 비행조건에서 큰 최대양력계수, 큰 항력발산 마하수, 넓은 마하수 범위에서의 좋은 양항비 특성과 작은 피칭모멘트 등 서로 상충되는 에어포일 요구조건을 하나의 에어포일로 동시에 만족시킬 수 없다. 따라서, 블레이드 안쪽부분에는 저속에서 최대양력계수가 큰 에어포일을, 끝 부분에는 항력발산 마하수가 큰 에어포일을 분포시켜 전체 요구성능을 만족시키는 것이 일반적이다[3,4].

많은 상세연구가 필요한 초기설계 단계에서, 효율적인 로터 블레이드의 설계를 위해서는 빠르고 강건한 해석방법이 필수적이다. 로터 블레이드 예비설계를 위한 적합한 공력해석 방법으로 블레이드 요소 이론(blade element theory)을 들 수 있다. 블레이드 요소 이론을 이용한 공력해석에는 비행 중 블레이드 요소에서 발생하는 모든 받음각 및 마하수 조건에 대한 table 형태의 공력특성 자료($C_l(\alpha, M)$, $C_m(\alpha, M)$, $C_{D0}(\alpha, M)$)가 필요하며, 이러한 에어포일의 공력특성 자료는 주로 풍동시험을 통하여 구하게 된다.

블레이드 설계를 위한 선행단계로 수행된 본 연구는 풍동시험 자료가 전무한 상태에서 설계를 진행하기 위한 방안으로, 블레이드 요소이론에 적합한 table 형태의 에어포일 공력특성 자료 생성과, 로터 에어포일 공력특성 파악 및 에어포일 분포 설계를 위한 분류를 목적으로 하고 있다. 기존 헬리콥터 로터 에어포일 중 10개를 선정하여 각 에어포일의 공력특성을 분석, 비교하였으며, 블레이드 요소이론을 이용한 공력해석에 적합한 table 형태의 공력특성자료를 생성하였다. 본 논문에서는 선정된 10개 에어포일의 형상 분석, IBLM (Interactive Boundary Layer Method) Code의 해석결과를 이용한 공력특성 곡선 구성, 블레이드 스패방향 분포 설계를 위한 에어포일 분류 결과를 제시하였다.

II. 로터 에어포일의 선정

공력특성 분석을 위한 에어포일 선정에는 두께

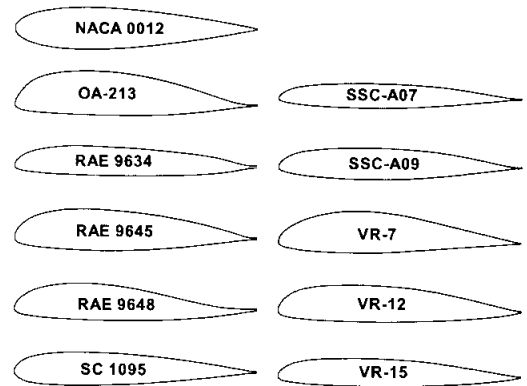


Fig. 1. Selected helicopter airfoils

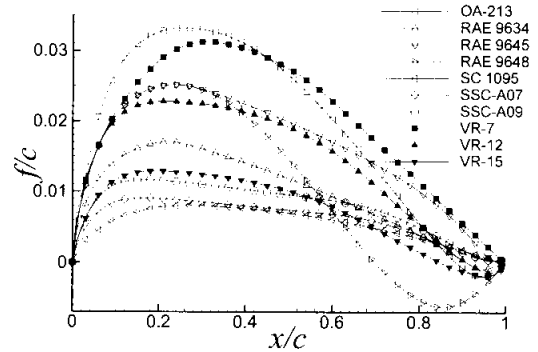


Fig. 2. Comparison of camber shapes

비 및 캠버의 형상과 현재 운용중인 헬리콥터 블레이드의 에어포일을 고려하였다.

Fig. 1에 선정된 에어포일 형상을, Fig. 2에는 각 에어포일 캠버 형상을 도시하였다.

에어포일의 공력특성에 가장 큰 영향을 미치는 형상 매개변수는 두께비와 캠버이다. 두께비가 증가할수록(약 12%까지) 최대양력계수가 증가하는 경향이 있으나, 항력발산 마하수(drag divergence Mach number)의 감소로 천음속에서 급격한 항력 증가를 초래한다. 주어진 두께에서 캠버를 증가시키면 양력증가의 효과가 있다. 그러나 캠버의 증가는 음(nose down)의 피칭모멘트를 증가시키게 되어 블레이드의 비틀림, 진동특성, 조종면 하중에 영향을 준다. 앞전 캠버로 인한 음의 피칭모멘트 증가를 완화하거나 양의 피칭모멘트를 발생시키기 위한 방안으로 뒷전 tab과 reflex camber 등이 로터 에어포일에서 사용되고 있다[3]. Fig. 2에서 RAE 9648이 가장 큰 reflex 캠버를 사용한 경우이다. 최대 캠버의 위치 또한 피칭모멘트에 영향을 미치는데 최대 캠버의 위치

Table 1. Thickness, Camber ratio of Airfoils

에어포일	$(t/c)_{max}$	위치(x/c)	$(f/c)_{max}$	위치(x/c)
OA-213	0.1257	0.325	0.0331	0.25
RAE 9634	0.0834	0.309	0.0166	0.222
RAE 9645	0.1187	0.309	0.0246	0.222
RAE 9648	0.1185	0.309	0.0246	0.222
SC 1095	0.0950	0.269	0.0080	0.269
SSC-A07	0.07	0.377	0.0089	0.172
SSC-A09	0.09	0.377	0.0114	0.172
VR-7	0.1203	0.33	0.0289	0.33
VR-12	0.1056	0.35	0.0224	0.2
VR-15	0.0796	0.35	0.0127	0.2

가 뒷전쪽으로 이동할수록 음의 피칭모멘트가 커지는 경향이 있다.

Table 1에 각 에어포일의 형상특징을 요약하였다. 제한된 수의 형상좌표에서 추출하였으므로 실제 두께비 또는 캠버비와는 약간의 오차가 있다.

III. 공력특성 곡선 구성 (받음각 $-180^\circ \sim 180^\circ$)

블레이드 요소이론을 이용한 공력해석이나 에어포일 분포설계에서 필요한 에어포일 공력계수는 일반적으로 2차원 풍동시험을 통하여 구하게 된다. 그러나 에어포일 선정 단계에서는 상쇄연구(trade-off study)에 많은 에어포일에 대한 공력특성 자료를 필요로 한다. 다수의 에어포일 공력특성자료를 풍동시험으로 구하기에는 많은 비용과 시간이 소모되므로, 비용과 시간을 줄일 수 있는 다른 방안을 모색하였다. 참고문헌 2, 5, 6에는 풍동시험의 대안으로 간략한 수학적인 모델들을 제시하고 있으나 양력계수의 기울기, 영 양력에서의 항력계수, 모멘트 계수 등의 기본적인 공력특성 자료가 준비되어 있어야만 그 모델들을 이용하여 공력특성 곡선을 구성할 수 있다. 따라서, 실속 이전 받음각 영역에서 형상에 따른 공력특성을 구분해 낼 수 있는 정도의 정확도를 가지면서 계산 시간이 빠른 해석도구로 패널법과 경계층 방정식이 결합된 형태의 IBLM (Interactive Boundary Layer Method) code인 XFOIL(version 6.94)[7]을 사용하여 공력특성 자료를 추출한 후 모든 받음각 영역에서 공력특성 곡선을 구성하였다.

3.1 XFOIL을 이용한 공력해석

에어포일의 형상 차이는 실속 이전 받음각 영역과 역류영역(reverse flow)에서 공력특성의 차이를 발생시키며, 에어포일에서 흐름이 완전히

박리되고 난 후부터는 평판유동의 공력특성과 유사한 경향을 보인다.

헬리콥터 전진비행시 로터 블레이드 요소에 가해지는 받음각은 역류영역을 제외하고는 거의 실속 이전 받음각 영역 내에 포함되므로, 블레이드 성능해석의 정확도는 이 받음각 영역에서 에어포일 공력해석의 정확도와 직결된다. 정확도 측면에서는 풍동시험을 제외하면, Navier-Stokes 방정식을 이용한 해석방법이 가장 적합하다고 할 수 있으나, 해석에 많은 비용과 시간이 소요되므로, 많은 상쇄연구가 필요한 초기설계단계에서는 비효율적이다. 또한, 실속(stall) 전, 후의 높은 받음각 영역의 해와 항력발산 마하수 근처의 해는 난류 모델에 따라 정확도의 차이를 발생시키기도 한다[8,9]. 본 연구에서는 패널법에 기초한 XFOIL을 적용하여 형상차이에서 오는 공력특성의 차이를 구별할 수 있는 정도의 정확도를 유지하면서 해석의 효율성을 향상시키고자 하였다.

3.1.1 XFOIL 적용성 검토

에어포일의 아음속 영역 공력해석 및 설계 프로그램인 XFOIL은 비점성 유동해석에는 패널 방법을, 천이를 포함한 경계층 내부 점성유동 해석에는 boundary layer formulation을 사용한다. 패널법을 이용하는 비점성 유동과 천이를 포함하는 경계층을 변위두께(displacement thickness)를 사용하여 연계시킨 후 Newton-Raphson 방법으로 동시에 계산하므로 해석시간이 매우 짧다. 또한, Karman-Tsien 법칙을 이용한 압축성 보정으로 고아음속 영역까지 해석이 가능하다. XFOIL은 완전히 박리되기 전의 흐름에 대한 해를 구할 수 있으며, 에어포일의 몽푁한 뒷전에 대한 기저 항력도 비교적 정확하게 구할 수 있다.

XFOIL을 이용한 공력해석의 정확도가 본 연구에 적합한지 판단하기 위하여 저속 및 고아음속 영역에서 대칭형 또는 비대칭형 에어포일의 실험 결과, Navier-Stokes 해석결과 및 XFOIL 해석 결

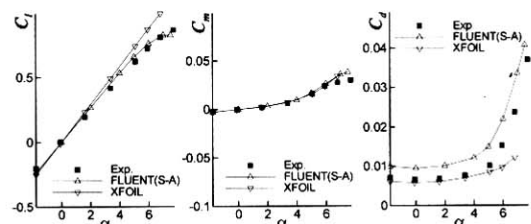


Fig. 3. Comparison of aerodynamic analysis methods (NACA 0012, M=0.6, Re=3.3e+6)

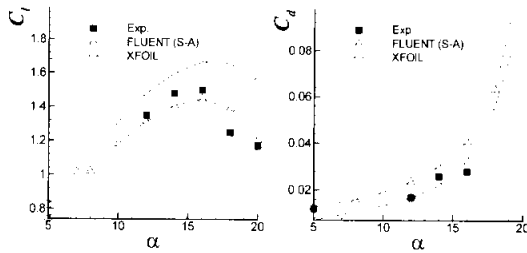


Fig. 4. Comparison of aerodynamic analysis methods (NACA 2412, $M=0.13$, $Re=2.2e+6$)

과를 비교하였다.

Fig. 3에는 마하수 0.6에서 NACA 0012에어포일에 대한 XFOIL 해석결과를 풍동시험결과[10] 및 Navier-Stokes code 해석결과와 비교 하였다. 본 연구에서 사용한 Navier-Stokes code는 범용 유체해석 S/W인 FLUENT[11]이며, 난류모델로는 1방정식 모델인 Spalart-Allmaras[12] 모델을 사용하였다. XFOIL의 해석결과를 실험치와 비교했을 때, 양력계수의 기울기와 최대 양력계수는 약간 크게 예측하며, 모멘트 계수는 약간 크게, 항력계수는 약간 작게 예측하지만, 모멘트 계수와 항력계수는 받음각 $5^{\circ} \sim 6^{\circ}$ 까지는 실험치와 근접한 경향을 보인다.

Fig. 4에는 마하수 0.13에서 NACA 2412 에어포일에 대한 XFOIL의 해석결과, 풍동시험결과[9] 및 Navier-Stokes code 해석결과와 비교하였다. 양력계수는 Fig. 3에서와 비슷한 경향을 보였으며, 항력계수는 실험치에 비해 낮게 예측하다가 실속 받음각 근처에서 높게 예측하였다.

Fig. 3, 4로부터 XFOIL은 양력은 대체로 크게 예측하며, 항력은 약간 작게 예측함을 알 수 있다. 이를 이용하여 설계된 로터블레이드는 실제 성능보다 양호하게 예측할 것이므로 설계시 이를 반영하여야 하나, 같은 해석도구를 사용하여 데이터베이스를 구성하므로 에어포일 선택을 위한 상해연구에는 적합하다고 할 수 있다.

XFOIL의 해석시간은 Pentium III 프로세서를 이용한 경우, 하나의 마하수 및 받음각 조건에 대하여 2초 내외이다. 7~8개의 마하수 조건과 각 마하수에서 15~20개의 받음각 조건을 고려하면 데이터베이스를 구성하는데 필요한 공력해석에는 약 320초가 소요된다. 이로부터 데이터베이스를 구성하기 위한 공력특성 자료의 추출에는 사용자의 데이터 조작시간을 포함하여 각 마하수에서 약 10분 정도, 이를 이용하여 데이터베이스를 구성하는데 약 10분 정도소요 되므로, 하

나의 에어포일에 대한 데이터베이스 구성의 총 소요 시간은 약 200분 내외가 된다. 이로부터, 계산시간과 정확도를 고려할 때 XFOIL이 본 연구에 적합함을 확인하였다.

XFOIL을 이용한 점성 공력해석에는 마하수, 레이놀즈수, 받음각을 필요로 한다. 마하수 조건은 0.1에서 0.1씩 증가시켜가며 압축성 보정이 가능할 때까지이며, 받음각은 실속이 완전히 일어나기 전까지이다. 레이놀즈수는 ISA 0에서, 에어포일 시위(chord)를 기준길이(1.5ft)로 하여 적용하였으며, $1.06e+6 \sim 9.59e+6$ 의 범위에 있다.

3.1.2 XFOIL을 이용한 공력해석 결과

받음각 및 마하수의 변화에 대한 SC 1095에 대한 XFOIL 공력해석 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 마하수가 증가함에 따라 실속각은 점차 감소하고, 양력계수의 기울기는 증가하며, 최대 양력계수는 마하수 0.5까지 비슷한 값을 유지하다가

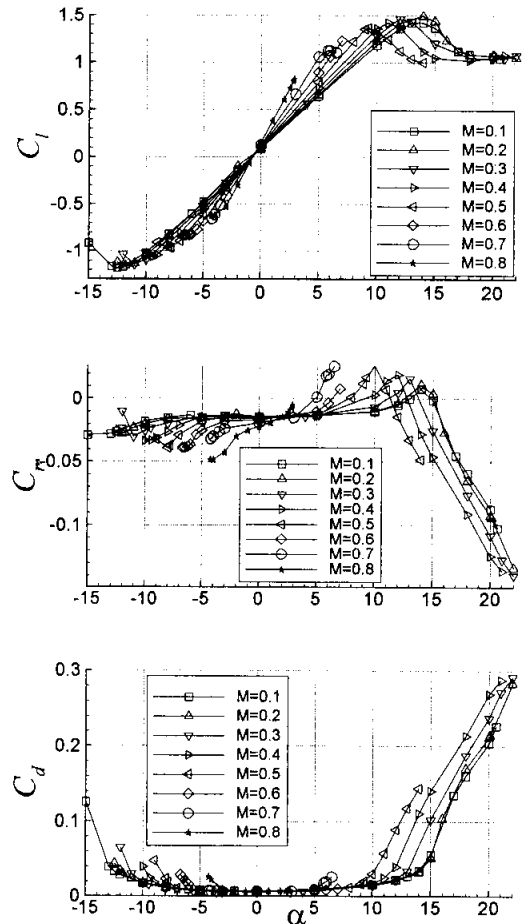


Fig. 5. The analysis results using XFOIL (SC 1095)

감소하는 경향을 보인다. 실속각 이후에 피칭모멘트 및 항력계수는 급격하게 증가하는 경향을 보여 실제 현상을 잘 나타내고 있다.

3.2 받음각 $-180^\circ \sim 180^\circ$ 에서 공력특성 곡선 구성

XFOIL을 이용한 에어포일 해석에서의 제한사항은 다음 두가지로 요약할 수 있다.

- i) 받음각 제한 : 흐름이 완전히 박리되기 전의 받음각에 대해서만 해석이 가능하다.
- ii) 마하수 제한 : 에어포일 상에 충격파가 발생하면 해석이 불가능하다.

위의 두 가지 제한사항으로 XFOIL을 이용한 해석은 마하수는 0.1~0.8, 받음각은 흐름이 완전히 박리되기 전까지의 범위에서만 가능하였다. 마하수 0.8 이상에서 공력특성 곡선에 필요한 자료는 XFOIL의 해석결과로부터 필요자료의 공력특성에 따라 곡선접합(curve fitting) 등의 적절한 방법을 사용하여 구하였다. 또한, 실속 받음각 이후 영역에 대한 공력특성 곡선은 간단한 수학적 모델을 이용하였다.

모든 마하수 및 받음각 영역에서의 공력특성 곡선 구성방법을 다음과 같이 정리하였다.

3.2.1 양력계수 곡선

실속 받음각 이전 영역에서는 마하수별 양력계수의 기울기(C_{l_s}), 최대양력계수($C_{l_{max}}$), 실속각(α_s)에 대한 정보를 이용하여 실속각에서의 최대양력계수까지 선형으로 연결하였으며, 실속각 이후에는 사인(sine) 곡선으로 구성하였다[5]. XFOIL의 해석결과로부터 구한 양력 '0'일 때의 받음각(α_0 , zero-lift angle of attack)과 음의 실속각을 모든 에어포일을 대칭형상으로 가정하는 CAMRAD[5]에서의 양력곡선 구성방법에 포함시켜 비대칭 형상 에어포일의 양력특성을 최대한 반영할 수 있게 하였다. 양력계수 곡선 구성 절차를 다음과 같이 요약하였다.

i) 마하수별 양력계수의 기울기

- step1) $0.1 \leq M \leq 0.8$: XFOIL 해석결과로부터 추출
- step2) $M > 0.8$: CAMRAD 방법

$$C_l = C_{l_s} \left[\frac{(1-M)}{(1-M_{dd})\sqrt{1-M_{dd}^2}} + \frac{M-M_{dd}-0.1}{1-M_{dd}-0.1} \right] \quad (1)$$

여기서, C_{l_s} : $M=0.1$ 에서의 C_{l_s}

M_{dd} : 항력발산 마하수

ii) 실속각 ($\alpha_s > 0.0$)

- step1) $C_{l_{max}}$ 추출 : 마하수별 $C_{l_{max}}$ 를 XFOIL의

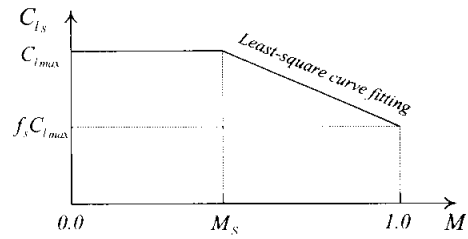


Fig. 6. Airfoil $C_{l_{max}}$ characteristics

해석결과로부터 추출한다. $M=0.9, 1.0$ 에서의 $C_{l_{max}}$ 를 유추하기 위하여 일반적인 에어포일에서의 마하수별 $C_{l_{max}}$ 를 도시해 보면 Fig. 6의 경향성을 지닌다[5]. 여기서, $M=0.9, 1.0$ 에서의 $C_{l_{max}}$ 는 최소제곱법(least square method)을 이용하여 $M_s \leq M \leq 0.8$ 에서의 마하수와 $C_{l_{max}}$ 와의 관계식을 구한 후 외삽(extrapolation)한다.
 step2) M_s, f_s 추출 : Fig. 6으로부터 추출
 step3) 실속각 α_s 추출 ($\alpha > 0.0$)

$$C_{l_s} - C_{l_{max}} \cdot \min \left(1.0, \frac{(1-M) + f_s(M - M_s)}{1 - M_s} \right) \quad (2)$$

$$\alpha_s = C_{l_s} / C_{l_s} \quad (3)$$

iii) 실속각 ($\alpha < 0.0$)

실속각 ($\alpha > 0.0$)을 구할 때와 동일한 방법을 적용하되, $C_{l_{max}}$ 대신 $\alpha < 0.0$ 에서 처음으로 나타나는 양력계수의 최소값($C_{l_{min}}$)을 사용한다.

iv) 실속 후 양력계수

XFOIL의 해석결과로부터 구한 양력 0 일때의 받음각, 음의 실속각, 음의 실속각에서의 양력계수를 이용하여 양력계수의 변화 경향을 Fig. 7과 같이 나타낼 수 있다.

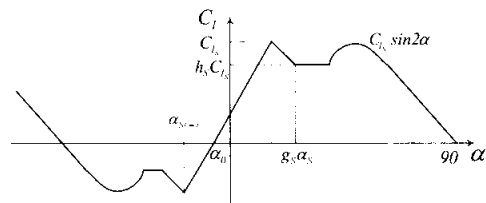


Fig. 7. Airfoil lift characteristics

XFOIL의 해석결과로부터 $h_s, C_{l_s}, g_s, \alpha_s$ 를 구한다. 여기서, $C_{l_s}, h_s, C_{l_s}, g_s, \alpha_s$ 는 Fig. 6의 M_s 이전까지의 값의 평균으로 한다.

v) 전체 양력계수 곡선 구성

1) $-180^\circ \leq \alpha \leq -45^\circ$

$$C_l = C_{l_s} \sin 2(\alpha - \alpha_0) \quad (4)$$

2) $-45^\circ \leq \alpha \leq \alpha_{S(-)}$

$$C_l = \text{sign}(\alpha - \alpha_0) \max [tmpA, tmpB] \quad (5)$$

여기서,

$$tmpA = \frac{(g_s \alpha_s - |a - \alpha_0|) C_{l_s} + (|a - \alpha_0| - \alpha_s) h_s C_{l_s}}{g_s \alpha_s - \alpha_s} \quad (6)$$

$$tmpB = \max (h_s C_{l_s}, C_{l_s} \sin 2|\alpha - \alpha_0|) \quad (7)$$

3) $\alpha_{S(-)} \leq \alpha \leq \alpha_{S(+)}$

$$C_l = C_{l_a} (\alpha - \alpha_0) \quad (8)$$

4) $\alpha_{S(+)} \leq \alpha \leq 45^\circ$ $-45^\circ \leq \alpha \leq \alpha_{S(-)}$ 의 범위에서와 동일5) $45^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ $-180^\circ \leq \alpha \leq -45^\circ$ 의 범위에서와 동일

3.2.2 피칭 모멘트계수 곡선

모멘트 계수 곡선을 구성하는데 필요한 입력 값은 양력 0일때의 받음각(α_0) 및 실속받음각에서의 피칭모멘트 계수(C_{m_s})이다. 마하수 0.1~0.8의 범위에서는 XFOIL의 해석결과로부터 α_0 및 C_{m_s} 를 추출하였으며, 마하수 0.8 이상에서는 XFOIL의 해석결과를 최소제곱법을 이용하여 선형으로 곡선접합 하여 피칭모멘트계수 곡선 구성에 이용하였다. 실제로 마하수 0.8 이후의 영역은 비선형적 특성이 강하므로 곡선 접합방법을 개선할 필요성이 있다.

i) XFOIL의 해석결과(0.1 ≤ M ≤ 0.8)로부터

C_{m_0} (moment coefficient at α_0), 및 C_{m_s} (moment coefficient at $\alpha_{S(+)}$)를 구한다. M=0.9, 1.0 에서는 0.1 ≤ M ≤ 0.8의 결과를 이용하여 최소제곱법으로 마하수와 모멘트계수와의 관계식을 구한 후 외삽한다.

ii) 전체 모멘트계수 곡선의 구성

1) $-180^\circ \leq \alpha \leq -60^\circ$

$$C_m = \text{sign}(\alpha) \frac{(90 - |\alpha - \alpha_0|) 0.75 C_{m_f} + (|\alpha - \alpha_0| - 60) C_{m_f}}{30} \quad (9)$$

여기서, $C_{m_f} = -\frac{1}{4} C_d (\alpha = 90^\circ)$ 2) $-60^\circ \leq \alpha \leq \alpha_{S(+)}$

$$C_m = \text{sign}(\alpha) \frac{(60 - |\alpha - \alpha_0|) C_{m_s} + (|\alpha - \alpha_{S(-)}|) 0.75 C_{m_f}}{60 - \alpha_{S(-)}} \quad (10)$$

3) $\alpha_{S(-)} \leq \alpha \leq \alpha_{S(+)}$

$$C_m = C_{m_0} \quad (11)$$

4) $\alpha_{S(+)} \leq \alpha \leq 60^\circ$ $-60^\circ \leq \alpha \leq \alpha_{S(-)}$ 의 범위에서와 동일5) $60^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ $-180^\circ \leq \alpha \leq -60^\circ$ 의 범위에서와 동일

3.2.3 항력계수 곡선

실속 받음각 이전의 항력계수 곡선은 α_0 에서의 항력계수(C_{d_0}), 앞전흡입계수 및 양력계수의 기울기를 이용하여 받음각에 대한 2차 함수로 구성하였으며, 실속 받음각 이후의 항력곡선은 코사인(cosine) 곡선으로 구성하였다[2].

C_{d_0} 계산 절차와 항력계수 곡선 구성방법을 정리하면 아래와 같다.

i) C_{d_0}

마하수 0.8이상에서는 에어포일 표면에 충격파가 발생하므로 XFOIL을 이용한 공력해석은 불가능하다. 마하수 0.8 이상에서 C_{d_0} 를 구하기 위해서 다음과 같은 방법을 사용하였다. 마하수 0.1에서의 C_{d_0} 에 Prandtl-Glauert 법칙을 적용하여 압축성 보정을 한 후 XFOIL 결과와의 비를 구하였다. XFOIL의 계산결과와 압축성 보정 결과의 비는 마하수에 대하여 선형적으로 변화하는 경향을 보였으며, 선형적 변화 관계식을 최소제곱법을 사용하여 구하였다. 마하수 0.8 이상에서의 C_{d_0} 는 이 마하수에 대한 관계식과 압축성 보정 후의 마하수 0.1에서의 C_{d_0} 와 곱하여 구하였다.

step1) XFOIL 해석결과 : $A = C_{d_0, XFOIL}$ step2) 압축성 보정 : $B = C_{d_0, M=0.1} / \sqrt{1 - M^2}$

step3) XFOIL해석결과와 압축성보정후의 비 :

$$A/B \approx c_1 + c_2 M$$

step4) M=0.9, 1.0에서의 C_{d_0} 유추

$$C_{d_0, M=0.9, 1.0} = \frac{C_{d_0, M=0.1}}{\sqrt{1 - M^2}} (c_1 + c_2 M) \quad (12)$$

ii) 항력계수 곡선의 구성[2]

1) $-180^\circ \leq \alpha \leq \alpha_{S(-)}$

$$C_d = c_1 + c_2 \cos 2(\alpha - \alpha_0) \quad (13)$$

여기서, $c_1 = 1.135$, $c_2 = -1.05$

2) $\alpha_{S(-)} \leq \alpha \leq \alpha_{S(+)}$

$$C_d = C_{d0} + C_{Ld}(1 - \eta_a)\alpha^2 \quad (14)$$

여기서, $\eta_a \approx 0.995$: 압전흡입계수

3) $\alpha_{S(+)} \leq \alpha \leq 180^\circ$

$-180^\circ \leq \alpha \leq \alpha_{S(-)}$ 의 범위에서와 동일

3.2.4 공력특성곡선 구성결과

앞서 기술한 공력특성 곡선 구성방법을 토대로 받음각 $-180^\circ \sim 180^\circ$ 에서 SC 1095 에어포일에 대한 공력특성곡선을 풍동시험 결과[2]와 함께 Fig. 8에 나타내었다. 여기서, 풍동시험은 마하수 0.09, 레이놀즈수 $5.97e+5 \sim 1.04e+6$ 의 범위에서 수행되었다. 공력특성 곡선 구성결과는 풍동시험 결과와 정성적으로 유사한 형태를 띠고 있으며, 실속 받음각 이전 영역에서 마하수에 대한 공력특성 곡선의 변화경향을 잘 나타내고 있다. 양력계수의 경우 실속 받음각 이전 영역에서 양력계수의 기울기 및 최대양력계수의 크기는 정량적으로도 잘 일치하고 있다. 모멘트 계수의 경우 받음각 $\pm 60^\circ$ 이상에서는 모든 마하수에 대해서 하나의 곡선으로 구성되며, $\pm 90^\circ$ 에서는 불연속이 발생하기도 한다. 항력계수의 경우는 실속각 이후의 영역에서 하나의 곡선으로 구성된다. 그러나 전진 비행 시 각 블레이드 요소에 가해지는 받음각 영역과 전체 블레이드에서 역류영역이 차지하는 비중을 고려해 볼 때, 이러한 모델링 방법은 로터 블레이드 전체의 성능해석 결과에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다.

IV. 로터 에어포일 공력특성 비교

로터 에어포일의 받음각 증가에 대한 공력특성은 파악하기 위하여 M=0.4에서 두께비와 캠버비가 특징적인 에어포일에 대한 공력특성을 비교하였다(Fig. 9). 비교대상 에어포일은 두께비와 캠버비가 가장 큰 OA-213, reflex 캠버를 갖는 RAE-9648, 중간정도의 두께비를 갖는 VR-12, 두께비가 가장 얇은 SSC-A07이다. VR-12와 SSC-A07은 NACA 0012 보다 두께가 얇은데도 불구하고

하고 캠버로 인해 NACA 0012 보다 큰 양력과 모멘트를 발생시킨다. reflex 캠버를 갖는 RAE 9648은 실속 직후까지 양의 피칭모멘트를 발생시

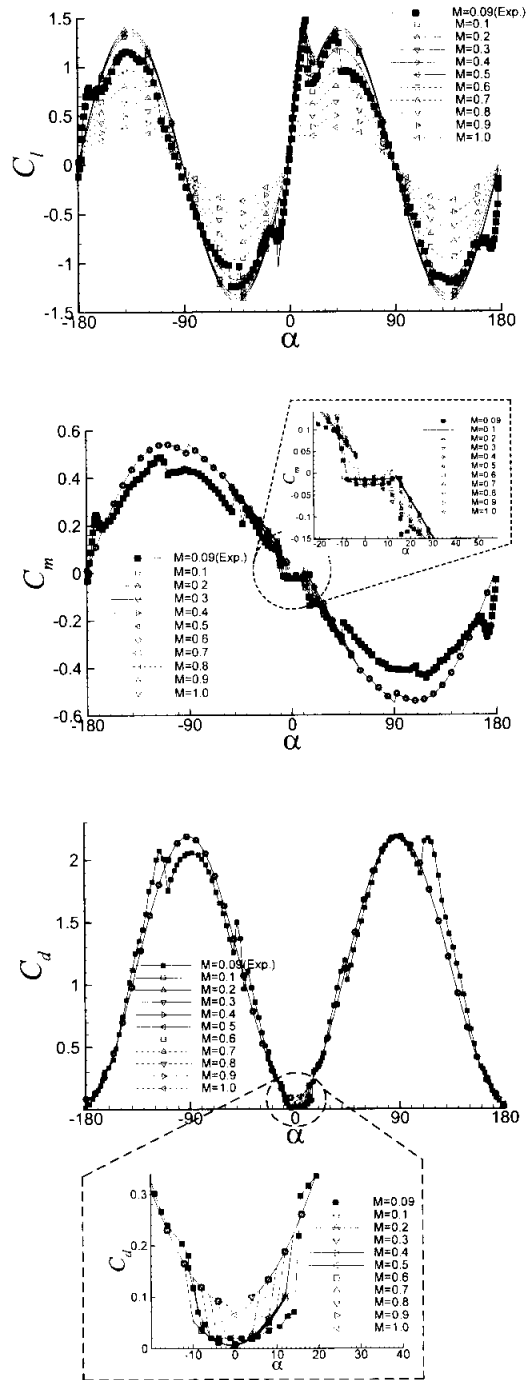


Fig. 8. Generated aerodynamic characteristic curves and experimental data of SC 1095

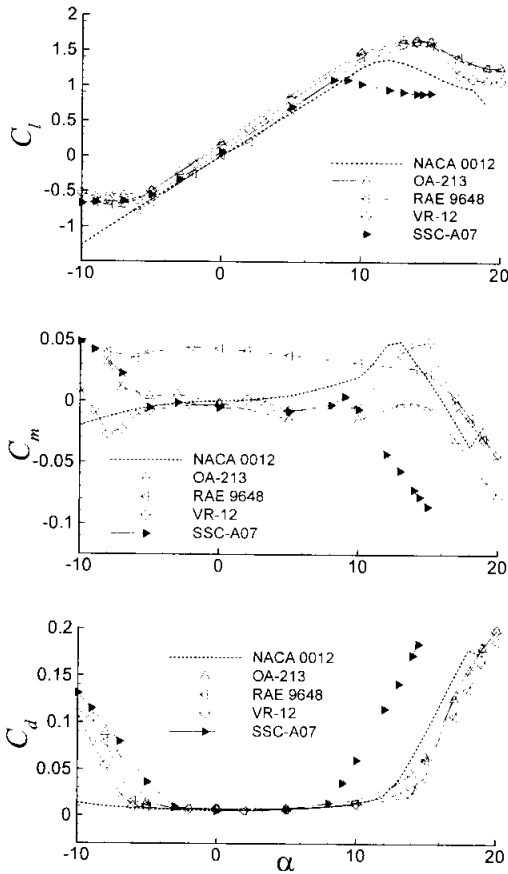


Fig. 9. Airfoil aerodynamic coefficients variations with angle of attack

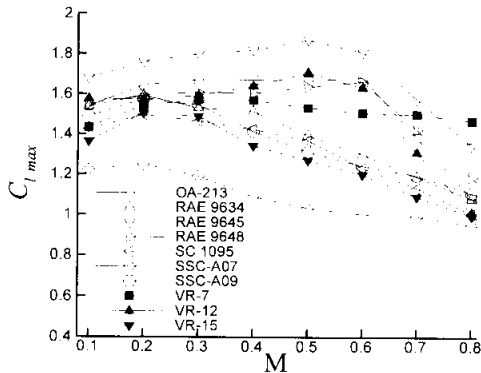


Fig. 10. Maximum Lift coefficient variation with Mach number

키며, 2°이하의 낮은 받음각에서는 NACA 0012 보다 양력이 작다. 두께가 가장 얇은 SSC-A07의 경우 가장 낮은 받음각에서 실속이 발생하며, 받음각 증가에 대한 피칭모멘트의 변화가 가장

작다. 캠버가 클수록 큰 피칭모멘트를 발생시키며, 실속이 발생하면서 양력계수는 감소하고, 음의 피칭모멘트와 항력계수는 급격하게 증가하는 경향을 보인다.

Fig. 10에는 마하수 변화에 대한 최대 양력계수 변화를 나타내었다. 공통적인 특징은 낮은 마하수에서는 최대양력계수가 비교적 비슷한 크기로 유지되다가 마하수가 증가하여 압축성 효과가 커지면서 최대양력계수는 줄어드는 경향을 보인다. 특히, 두께비와 캠버비가 큰 에어포일인 RAE 9645, OA-213, RAE 9648, VR-12는 큰 두께비와 캠버의 영향으로 낮은 마하수에서 최대 양력계수가 높지만, 마하수가 증가할수록 압축성의 영향으로 양력계수가 큰 폭으로 감소한다. VR-7 또한 두께비와 캠버비가 큰 에어포일로 비슷한 현상이 예상되지만, 앞전 부근의 형상좌표의 개수가 부족해서 형상을 제대로 표현하지 못한 결과라고 판단된다. 두께비가 작은 에어포일은 최대양력계수의 크기도 작으며, 비교적 낮은 마하수에서부터 마하수가 증가할수록 최대양력계수는 완만한 감소 경향을 보인다.

Fig. 11에는 마하수 변화에 대한 α_0 에서의 피칭모멘트 계수 (C_{m_0}) 변화를 나타내었다. 공통적으로 마하수가 증가할수록 압축성의 영향으로 음의 피칭모멘트가 증가하는 경향을 보인다. RAE-9648, VR-15, OA-213은 reflex 캠버의 영향으로 양의 피칭모멘트를 가지며, 이 중 RAE-9648의 피칭모멘트는 마하수가 증가할수록 점차 증가한다. 두께비와 캠버비가 가장 큰 OA-213은 M=0.5까지는 비교적 작은 양의 피칭모멘트를 가지다가 마하수가 증가할수록 음의 피칭모멘트가 커진다. 음의 피칭모멘트가 큰 에어포일은 VR-7, RAE 9645, SC 1095의 순이며, RAE 9634, SSC-A07,

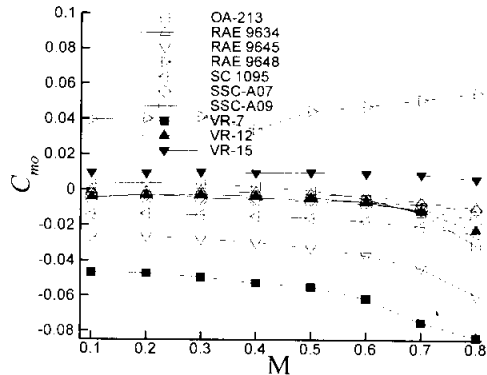


Fig. 11. Pitching moment coefficients variations with Mach number

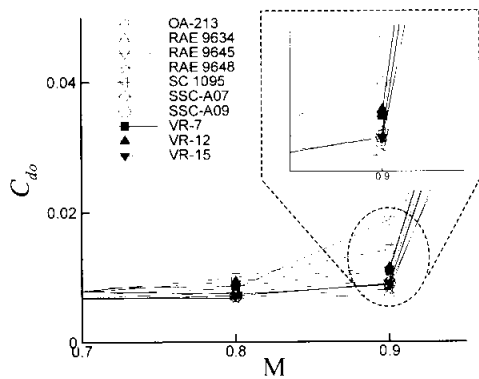


Fig. 12. Drag coefficients variations in transonic region

SSC-A09, VR-12의 피칭모멘트는 전 속도대에 걸쳐 작으나, 이 중 두께비와 캠버비가 비교적 큰 SSC-A09, VR-12는 높은 마하수에서 압축성 효과로 인해 유의 피칭모멘트가 커진다. VR-15, RAE 9634, SC 1095, SSC-A07은 마하수 변화에 대한 피칭모멘트의 변화가 적은 특징을 보인다.

Fig. 12에는 천음속 영역, a_0 에서의 항력 계수 (C_{d0})변화를 나타내었다. 천음속 영역에서 각 에어포일의 항력계수는 두께비와 캠버비가 클수록 큰 경향을 보여, 양력이 큰 에어포일이 대체로 항력도 크며, 양력이 작은 에어포일은 모멘트와 항력이 작다는 것을 알 수 있다.

이상에서 해석한 결과를 바탕으로 Table 2에 에어포일의 양력 및 모멘트 특성을 분류하였다. 블레이드 스펜방향 에어포일 분포설계를 위해서는 에어포일의 최대양력특성, 피칭모멘트 특성, 항력 특성을 동시에 고려하여야 한다. 일반적으로 피칭모멘트를 작게 유지하는 범위 내에서, 블레이드 안쪽(inboard)에서는 양력이 큰 에어포일을, 끝단(tip)에서는 천음속 항력특성이 좋은 에어포일(표 2의 Low Lift)을 분포시킨다. 여기서, 양력이 큰

에어포일 중 모멘트가 큰 에어포일을 분포 시킬 때는 BERP[3] 로터에서와 같이 모멘트를 상쇄시킬 수 있는 에어포일을 추가하여 3개의 에어포일로, 모멘트가 작은 에어포일의 경우 2개의 에어포일로 양력특성을 향상 시키면서 모멘트를 작게 유지시킬 수 있다.

V. 결 론

블레이드 요소이론을 이용한 로터 블레이드 예비설계에 적용하기 위해 기존 헬리콥터의 로터 에어포일 중 10개의 에어포일을 선정하여 받음각 $-180^\circ \sim 180^\circ$, 마하수 0.1~1.0에 대한 공력계수의 데이터베이스를 구축하였다. 또한, 블레이드 설계시 에어포일 분포 설계에 적용할 각 에어포일의 공력특성을 상호 비교하였다.

일반적으로 블레이드 요소이론을 이용한 설계에서 필요한 에어포일 공력계수는 2차원 풍동시험을 통하여 구하게 되지만 해석 비용을 고려하여 간략한 수학적인 모델을 이용하여 모든 받음각에 대한 공력특성곡선을 구성하였다. 공력특성곡선 구성에 필요한 각 에어포일의 필수 공력자료는 IBLM (Interactive Boundary Layer Method)을 사용하여 추출하였다. 이를 이용하여 비행 중 모든 마하수(0.1~1.0) 및 역류 영역을 포함한 모든 받음각($-180^\circ \sim 180^\circ$)에서 하나의 에어포일 당 약 200분 내외의 시간으로 공력특성곡선을 구성할 수 있었으며, 구성된 공력 특성곡선은 실험결과와 정성적으로 잘 일치하였다.

실속 이후의 높은 받음각 영역을 포함한 모든 받음각 조건에서의 공력특성곡선 구성 방법은 블레이드 요소이론을 이용한 설계에서 효율적으로 사용될 수 있을 것이며, 양력 및 모멘트 특성을 바탕으로 분류한 에어포일 자료는 에어포일의 선정과 블레이드 분포설계에 유용하게 사용할 수 있을 것으로 기대된다.

Table 2. Airfoil classification according to their lift and moment characteristics

구분		에어포일	
High Lift	High Pitching moment	(-)moment	RAE 9645, VR-7
		(+)moment	RAE 9648
	Low pitching moment	(-)moment	VR-12
		(+)moment	OA-213
Low Lift	Low pitching moment	(±)moment	RAE 9634, SC 1095 SSC-A09, SSC-A07 VR-15

후 기

SC 1095 에어포일의 실험결과를 제공하여 주신 University of Maryland의 J. Gordon Leishman 교수님께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) A. Vuillet, "Rotor and Blade Aerodynamic Design", AGARD-R-781, 1990.

- 2) J. Gordon Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge Univ. Press, 2000.
- 3) P. G. Wilby, "Shockwaves in the rotor world-a personal perspective of 30 years of rotor aerodynamic developments in the UK", *The Aeronautical Journal*, pp.113~128, March 1998.
- 4) J. L. Walsh, G. J. Bingham, M. F. Riley, "Optimization Methods Applied to the Aerodynamic Design of Helicopter Rotor Blade", *J. of the American Helicopter Society*, Vol. 32, no. 4, pp.39-4, 1987.
- 5) Wayne Johnson, "CAMRAD/JA" Johnson Aeronautics version, Vol 1, pp.159~170, 1988.
- 6) R. W. Prouty, "*Helicopter Performance, Stability, and Control*", Robert E. Krieger Publishing Company, pp.379~441, 1990.
- 7) Mark Drela, "XFOIL 6.94 User Guide", MIT Aero & Astro Harold Youngren, Aerocraft, Inc., 2001.
- 8) Terry L. Holst, "Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results", AIAA-87-1460, 1987.
- 9) K. Hug, M. Papadakis, S.-H. Wong, and S.-C. Wong, "Computation of Pre- and Post-Stall Flows over Single and Multi-Element Airfoils", AIAA-98-0756, 1998.
- 10) J. J. Thibert, M. Grandjacques, L. H. Ohman, "*Experimental Data Base for Computer Program Assessment*", pp.A1-1~A1-36, AGARD-AR-138, 1979.
- 11) "*FLUENT 6.1 User's Guide*", FLUENT Inc, <http://www.fluent.com>
- 12) P. R. Spalart, S. R. Allmaras, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA paper 92-0439, 1992.