

복합재료회전익의 주축계 결정화에 관한 연구

0유용석*, 이종범**, 정경렬**

(Study on Determination Principal Direction for Composite Rotor Blades)

(Yu Yong Seok, Lee Jong Bum, Chung Kyung Ryul)

1. 서론

금속소재에 비해 복합재료는 무게 대 강성비, 강도비가 크고 내구성이 뛰어나며 높은 감쇠특성을 갖고 있을 뿐 아니라, 일체식 구조로 만들기가 용이하다는 장점으로 인해 최근 항공기용 소재로서 많은 각광을 받고 있다. 복합재료는 적층각의 변화 등과 같은 설계변수의 조절에 의해 설계자의 의도를 다른 금속소재에 비해 상대적으로 충실히 반영할 수 있는 구조물의 제작이 가능하다. 특히 회전익의 경우 원하는 위치에 원하는 각방향 강성을 배치할 수 있다는 장점으로 인해 허브의 형태를 단순화 함으로써 보수, 유지의 측면에서 유리하게 되었다. 그러나 해석자의 입장에서는 그에 따른 해석상의 어려움이 증대 되었다고 할 수 있을 것이다. 따라서 회전익의 단면특성값은 항공기 설계에서 그 중요성이 부각되고 있다. 회전익의 단면특성을 결정하기 위한 노력은 크게 두 방향으로 이루어져 왔다. 그 첫째는, Hodges(1), Friedman(2), Chopra(3)등의 연구진들에 의해 회전익의 체계적인 학문적 이론이 정립되어왔다. 이 연구들의 기본적인 생각은 회전익을 1차원 보로 가정하여 이론을 전개하였다. 이러한 보에 적절한 운동기하학을 별다른 가정없이 매끄럽게 기술한다고 해도 엄격하게는 3차원 단

성계수들로 이루어지는 구성방정식들의 근사적 기술일 수 밖에 없게 된다. 이럴 경우 어떻게 단면의 특성값들을 적절히 기술하여 본질적으로 내재하는 1차원 보 모델링으로 인한 오차를 최소화하느냐 하는 것이 관건이 된다. 특히 이 보가 복합재료로 만들어진 경우에는 전단중심의 결정문제와 더불어 운동상호방향간의 연성항들이 존재함으로 말미암아 비고전적 효과들을 고려해야 된다 (4). 따라서 회전익의 임의 단면에서의 관성주축방향을 결정하는 것은 국부적으로 단면특성 값들의 연성항을 배제함시킴으로써 전체적인 회전익의 3차원 모델의 1차원 모델화를 위하여 그 의미가 매우 중요하다고 할 수 있겠다. 그러나 실제 익형의 기하학적 형상이 단순하지 않을 뿐만 아니라 축방향을 따라 비틀림이 존재하고 다수의 복합재료로 구성되어 있기 때문에 관성주축방향을 결정하는 문제에는 어려움이 따른다. 둘째는, Wöndle(5), Joseph(6), Helmut(7)등이 시도한 방법으로 회전익의 단면특성을 결정하기 위한 새로운 프로그램을 작성하려는 시도가 그것이다. 이들은 단면특성값을 구하기위하여 이들 값을 위한 자유도를 확보한 새로운 유한요소를 개발하려고 하였다. 본연구에서는 회전익의 임의 단면에 대한 등가강성행렬(Equivalent Stiffness Matrix)을 추출하는 방법을 이용하여 행렬연산에 의한 관성주축방향을 결정에 대한 방법을 제시하고자 한다.

*경희대학교 기계공학과(원)

** 생산기술연구원 생산시스템개발센터

2. 회전익의 구성 및 등가강성행렬의 추출

현재까지 개발된 헬리콥터의 로터 허브의 형태를 살펴 보면 우선 관절형로터의 경우 회전익 뿌리부분의 응력을 감당할 부재가 없었으므로 뿌리부분의 응력을 제거하기 위해 플랩, 리드래그, 페더링 운동이 가능해지도록 3개의 힌지를 가지고 부착하였다. 이와 같은 3개의 힌지를 가지고 있음으로써 허브의 구조는 기계적으로 복잡하고 정비성 및 성능의 측면에서 불리하였다. 그러는 중에 섬유강화복합재료와 같이 적층각 및 적층순서의 적절한 선택에 의해 원하는 방향의 강성을 조절할 수 있는 재료가 개발됨에 따라 회전익을 유연보의 형태로 대체할 수가 있었다. (8) 그러나 상대적으로 블레이드의 구조적 해석 문제는 복잡하게 되었고 단면특성을 결정하는 것은 더욱 중요한 문제로 대두되었다. 따라서 운동상호 방향간의 연성향을 배제시키는 것이 회전익거동의 정확한 기술을 위하여 필요하게 되었고 이에 관성주축방향의 결정은 중요한 과제가 된다. 본 연구에서 채택한 회전익은 이와 같이 복합재료를 사용한 힌지가 없는 블레이드로서 그 구성을 Fig. 1 에 나타내었다. 먼저 블레이드의 중심에 나무로 기초강성을 부여하고 블레이드의 꼬리부분은 폼(Foam)을 부착하였다. 다시 전체 블레이드를 섬유강화 복합재료로 덧씌웠다. 실제 완료된 블레이드의 꼬리부분 폼(Foam)은 꼬리부분의 형상을 유지하기위해 첨가되었을 뿐, 전체적인 강성에는 기여를 하지 못한다.

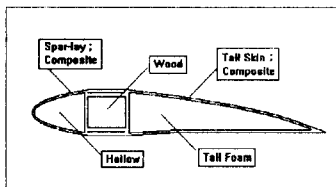


Fig. 1 Illustration of Blade Section

단면의 등가강성행렬을 추출하기 위하여 Fig. 2에서 보여지듯이 구하고자하는 회전익의 단면에 대하여 임의의 절점을 부여한다. 이때 이 절점은 회전익에 대하여

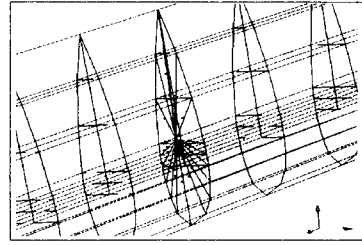


Fig. 2 Illustration of Rigid modelling

구조적인 역할 즉, 물리적 특성에는 아무런 역할도 수행하지 않고 다만 단면의 등가강성을 담기 위하여 전체강성행렬내에 자유도만을 부여하는 것이다. 단면의 다른 절점들을 Fig. 2와 같이 각 절점이 가지는 강성과 자유도의 방향을 고려하여 단면의 등가강성값을 결정하고 부여한 절점에 대하여 등가강성행렬을 출력시킬수 있게 된다. 이와 같이 출력된 등가강성행렬을 이용하면 간단한 행렬연산만으로 관성주축의 방향을 결정할 수 있게된다. 이와 같은 방법은 임의의 단면에 대한 주축방향을 결정하기 위한 새로운 프로그램을 개발할때 매번 구하고자하는 단면의 기하학적 형상을 입력하는 번거로움을 피할 수 있을 뿐만아니라 프로그램의 개발에 따른 부담을 없앨 수 있다는 장점이 있다.

3. 관성주축방향의 결정

실제 3차원 모델의 관성주축을 결정하기 위해서는 복잡한 기하학적 형상을 고려하여야 하기 때문에, 새로운 프로그램을 개발한다고 해도 구축된 3차원 모델의 단면을 다시 입력해야하는 번거로움이 존재한다. 따라서 행렬연산에 의한 관성주축결정법을 모색하고자 하였다.

우선 전단 및 비틀림의 효과를 고려한 보(Beam)의 강성행렬을 관성주축에서 유도하였다. 이때 각 절점당 6개의 자유도가 있지만 경우 한쪽이 고정되는 외팔보의 형태로 가정하면 6x6의 강성행렬을 얻을 수 있다. 좌표계가 Fig. 3과 같이 표현될때의 관성주축에서의 강성행렬을 식(1)에 표현하였다.(9)

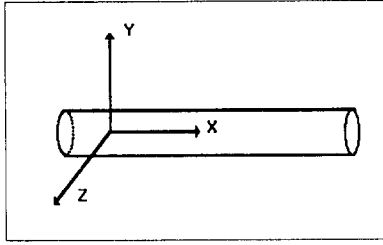


Fig. 3 Coordinate System

$$\{F\} = [K_p] \{U\}$$

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{EA}{l} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{12EI_x}{l^3(1+\phi_x)} & 0 & 0 & 0 & \frac{6EI_x}{l^2(1+\phi_x)} \\ 0 & 0 & \frac{12EI_z}{l^3(1+\phi_z)} & 0 & -\frac{6EI_z}{l^2(1+\phi_z)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{GK}{l} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{6EI_x}{l^2(1+\phi_x)} & 0 & \frac{EI_x}{l(1+\phi_x)(4+\phi_x)} & 0 \\ 0 & \frac{6EI_x}{l^2(1+\phi_x)} & 0 & 0 & 0 & \frac{EI_x}{l(1+\phi_x)(4+\phi_x)} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix}$$

---(1)

여기서 EA, GA, GK, l은 각각 축방향 강성도, 전단 강성도, 비틀림 강성도, 축의 길이를 나타내고 ϕ_x ,

ϕ_z 다음과 같다.

$$\phi_y = \frac{EI_{yy}}{GA_y l^2}, \quad \phi_z = \frac{EI_{zz}}{GA_z l^2}$$

블레이드 축을 중심으로 회전익의 단면을 θ 만큼 회전시

키는 회전행렬 [R]을 다음과 같이 구성하였다.(10)

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

따라서 일반 좌표계(관성주축에서 θ 만큼 회전된 좌표계)

에서의 강성행렬 [Kg]는 다음과 같이 표시된다.

$$[K_g] = [R]^T [K_p] [R]$$

$$= \begin{bmatrix} K_{g11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_{g22} & K_{g23} & 0 & K_{g25} & K_{g26} \\ 0 & K_{g32} & K_{g33} & 0 & K_{g35} & K_{g36} \\ 0 & 0 & 0 & K_{g44} & 0 & 0 \\ 0 & K_{g52} & K_{g53} & 0 & K_{g55} & K_{g56} \\ 0 & K_{g62} & K_{g63} & 0 & K_{g65} & K_{g66} \end{bmatrix}$$

이때

$$K_{g55}$$

$$= \frac{EI_z}{l(1+\phi_z)(4+\phi_z)} \cos^2 \theta + \frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} \sin^2 \theta$$

---(4)

$$K_{g66}$$

$$= \frac{EI_z}{l(1+\phi_z)(4+\phi_z)} \sin^2 \theta + \frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} \cos^2 \theta$$

---(5)

$$K_{g56} = K_{g65}$$

$$= \left(-\frac{EI_z}{l(1+\phi_z)(4+\phi_z)} + \frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} \right) \sin \theta \cos \theta$$

---(6)

식 (4)과 (5)를 더하면

$$\begin{aligned}
 & K_{z55} + K_{z66} \\
 &= \frac{EI_z}{l(1+\phi_z)(4+\phi_z)} \\
 &+ \frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} \\
 & \quad \text{---(7)}
 \end{aligned}$$

또, 식 (6)으로 부터

$$\begin{aligned}
 \frac{K_{z56}}{\sin\theta\cos\theta} &= \\
 & - \frac{EI_z}{l(1+\phi_z)(4+\phi_z)} \\
 & + \frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} \\
 & \quad \text{---(8)}
 \end{aligned}$$

식 (7)와 (8)를 더하면

$$\begin{aligned}
 2 \frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} &= \\
 K_{z55} + K_{z66} + \frac{K_{z56}}{\sin\theta\cos\theta}
 \end{aligned}$$

$$\frac{EI_y}{l(1+\phi_y)(4+\phi_y)} =$$

$$\frac{1}{2} (K_{z55} + K_{z66} + \frac{K_{z56}}{\sin\theta\cos\theta}) \quad \text{---(9)}$$

식 (7)에서 (8)를 빼면

$$\begin{aligned}
 \frac{EI_z}{l(1+\phi_z)(4+\phi_z)} &= \\
 \frac{1}{2} (K_{z55} + K_{z66} - \frac{K_{z56}}{\sin\theta\cos\theta})
 \end{aligned}$$

---(10)

식 (9)과 (10)을 식 (4)에 각각 대입하면

$$(\frac{\sin\theta}{\cos\theta} - \frac{\cos\theta}{\sin\theta}) K_{z56} = K_{z55} - K_{z66}$$

양변에 $\sin\theta\cos\theta$ 를 곱하고 정리하면

$$\begin{aligned}
 \tan 2\theta &= - \frac{2K_{z56}}{(K_{z55} - K_{z66})} \\
 &= \frac{2K_{z56}}{(K_{z66} - K_{z55})}
 \end{aligned}$$

따라서 회전된 각 θ 는 다음과 같다.

$$\theta = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left(\frac{2K_{z56}}{K_{z66} - K_{z55}} \right) \quad \text{---(11)}$$

이상의 결과를 이용하면 임의 단면에 대한 등가 강성행렬을 추출하여 관성주축의 방향을 결정할 수 있다.

4. 결과 및 고찰

회전행렬이 적절하게 구성되어 있는지를 검증하기 위해 정사각 단면을 가진 외팔보를 설정하여, 실제 3차원 모델을 30° 회전시켜 얻은 등가강성행렬과 행렬연산을 통해 30° 회전시킨 강성행렬을 비교하였다.

행렬연산에 의해 출력된 강성행렬은 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} =$$

2.3706e+004	-7.0970e-010	1.3409e-010	-4.9300e-011	-2.6670e-002	-2.6670e-002
-7.0171e-010	6.0150e+003	-1.0480e-009	6.7669e-003	5.9634e-009	-3.0075e+004
9.4275e-011	-1.1348e-009	6.0150e+003	6.7669e-003	3.0075e+004	-1.0129e-008
-3.6567e-011	6.7669e-003	6.7669e-003	1.6040e+004	3.3834e-002	-3.3835e-002
-2.6670e-002	6.8866e-009	3.0075e+004	3.3834e-002	1.8007e+005	1.2235e-007
-2.6670e-002	-3.0075e+004	-1.0225e-008	-3.3835e-002	1.2236e-007	1.8007e+005

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} =$$

또, 실제 3차원 모델을 회전시켜 얻은 강성행렬은 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} =$$

2.3706e+004	-6.7666e-010	-2.4738e-010	-4.9300e-011	-9.7618e-003	-3.6431e-002
-6.5484e-010	6.0150e+003	-2.1381e-009	2.4769e-003	1.4008e-008	-3.0075e+004
-2.6921e-010	-2.2264e-009	6.0150e+003	9.2438e-003	3.0075e+004	-1.8174e-008
-3.6567e-011	2.4769e-003	9.2438e-003	1.6040e+004	4.6219e-002	-1.2384e-002
-9.7618e-003	1.5442e-008	3.0075e+004	4.6219e-002	1.8007e+005	2.4472e-007
-3.6431e-002	-3.0075e+004	-1.8778e-008	-1.2384e-002	2.4473e-007	1.8007e+005

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{pmatrix}$$

두개의 강성행렬은 잘 일치하고 있다. 차수가 음(-)인 경우는 다르게 나타나고 있으나 다른 값에 비해 무시해도 좋을만큼 적은 값이라고 판단되며, 이는 3차원 모델에 의한 출력의 경우와 행렬 연산에서 이용한 컴퓨터의 성능차이에 의한 것으로 추정된다. 높이 12cm, 폭 9cm의 직삼각 단면형상(Fig. 4)을 갖는 외팔보를 이용하여 등가 강성행렬을 구한뒤 이를 이용하여 관성주축방향을 결정하여 이 좌표계에 대한 강성행렬을 표현하면 다음과 같다.

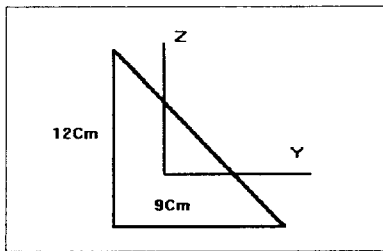


Fig. 4 Cross Section of Right-angled Triangle Cantilever Beam

6.0076e+004	1.2273e-011	-3.2901e-011	-2.9204e-010	-3.3469e+004	-4.9890e+004
7.1771e-012	1.7165e+004	1.0132e-010	1.1539e+004	-9.4064e-009	-1.0385e+005
-3.0286e-011	1.4164e-010	1.7165e+004	1.3673e+004	1.0385e+005	6.9871e-009
-2.9686e-010	1.1539e+004	1.3673e+004	2.0952e+005	8.2722e+004	-6.9813e+004
-3.3469e+004	-9.4715e-009	1.0385e+005	8.2722e+004	1.2135e+006	-4.9865e-011
-4.9890e+004	-1.0385e+005	6.8779e-009	-6.9813e+004	-1.7224e-011	8.3452e+005

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{pmatrix}$$

3절에서 살펴 보았듯이 주축방향에 대해서 강성행렬은 (2,3), (3,2), (5,6), (6,5), (2,5), (3,6), (5,2), (6,3)의 요소가 소거되어야 하며, 위의 결과는 이를 충분히 만족시키고 있다. 다음에, 동일한 직삼각 단면을 갖는 외팔보의 고정단에서 부터 끝단까지 15°의 비틀림을 주어 비틀림각과 관성주축방향과 비교 하여 그 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 비틀림각의 변화와 주축방향은 반비례 하는 것으로 나타나고 있는 까닭은 비틀림각을 주축방향으로 15° 주었기 때문이다.

이상과 같은 결과를 토대로 하여 Fig. 1에서 나타난 단면을 갖는 실제 회전익의 주축방향과 회전익의 비틀림각을 비교하여 Fig. 6에 표현하였다.

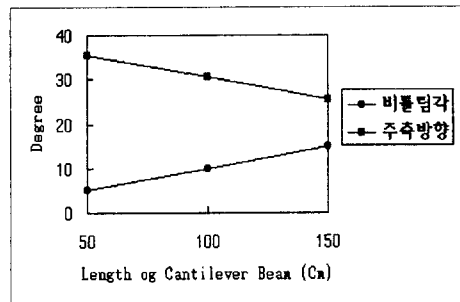


Fig. 5 Principal Direction of Right-angled Triangle Cantilever Beam

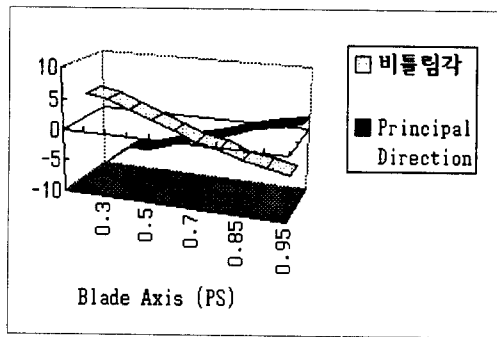


Fig. 6 Principal Direction of Composite Rotor Blade

회전익의 설계시 공기력의 유입방향을 고려하여 플랜방향의 운동과 리드래그방향의 운동이 연성되지 않도록 관성주축의 방향과 비틀림각의 방향을 결정하는데 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

5. 결론

회전익의 소재로 복합재료를 선택하게 됨에 따라 헬리콥터의 유지, 보수 및 성능에서 유리하게 되었지만 허브 형태의 간소화로 인하여 해석상의 어려움은 확대 되었다고 할 수 있을 것이다. 따라서 회전익의 단면특성은 더욱 중요한 의미를 갖게 되었다. 회전익의 단면특성을 결정하기 위해서 우선적으로 각 방향운동의 연성향을 소개하는 것이 계산상 유리하고 따라서 관성주축방향을 결정하는 것이 중요하다. 그러나 회전익의 익형이 대칭형이 아니고 복잡한 재료로 구성되어 있을 뿐 아니라 효율의 극대화를 위하여 축방향을 따라 비틀림을 부여하고 있기 때문에 관성주축의 방향을 결정하는데 많은 어려움이 존재한다. 따라서 본 연구에서는 실제 회전익을 그 연구 대상으로 회전익 단면의 등가강성행렬을 추출하고 외팔보의 공학이론과 회전행렬을 이용하는 방법으로 관성주축방향을 결정하는 방법을 제시하였다. 해석방법의 타당성을 확보하기 위하여 엄밀해를 알고 있는 간단해 단면을 갖는 외팔보를 이용하여 검증하였다. 이러한 방법은 관성주축방향을 결정하는 새로운 프로그램의 개발이라는 부담을 최소화 하였을 뿐 아니라, 해석방법 자체가

가지는 간편성으로 인하여 많은 시간과 노력을 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

후기

본 연구는 통산산업부의 공업기반기술개발사업의 일환으로 수행된 연구결과와 일부이며, 대우중공업(주) 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

1. An Aeromechanical Stability Analysis for Bearingless helicopter Rotor Blades, Hodges, D. H., Journal of the American Helicopter Society, Jan., 1979
2. Application of the Finite Element Method to Rotary-Wing Aeroelasticity, Friedman, P. P., Straub, F. K., Journal of the American Helicopter Society, Jan., 1981
3. Aeroelastic Stability analysis of a Composite Rotor Blade, Chang Ho. Hong, Inderjit Chopra, Journal of the American Helicopter Society, April, 1985
4. 유한요소법을 이용한 복합재료 회전익의 공력탄성학적 안전성해석, 정 성남, 서울대학교 박사학위논문, 1993
5. Calculation of the Cross Section Properties and the Shear Stress of Composite Rotor Blades, R. Wöndle, Vertica Vol. 6, 1982
6. A Finite Element Solution for Saint-Venant Torsion, Joseph L. Krahula, AIAA Journal Vol. 7, No. 12
7. Influence of Cross Section Variation on Structural Behavior of Composite Rotor Blades, Helmut Rapp, Rudolf Wöndle, 48th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington D. C.
8. 한치없는 헬리콥터 로우터의 정지비행시 동적특성에 관한 실험적 연구, 주 진, 서울대학교 박사학위 논문, 1993
9. 有限要素法 핸드북, 李鳳勳, 圖書出版 東和技術, 1991
10. Computer Graphics and Geometric Modeling for Engineers, Vera B. Anand, John Wiley & Sons, 1993