

論文

복합재료를 사용한 Propfan Blade 의
구조 설계에 관한 연구

김승조* · 이해경* · 이민혁*

Study on the Structural Design of Composite Propfan Blade

Seung-Jo Kim*, Hae-Kyung Lee*, and Min-Hyuk Lee*

ABSTRACT

An optimum structural design of propfan blade made of composite materials is studied. The aerodynamic forces around blade and the centrifugal force due to high speed rotation of the blade are considered in the structural analysis by finite element method. To obtain optimum design, stacking angles of the outer four lamina layers of the blade skin were chosen as design variables.

The optimum stacking angles of the blade skin for minimum blade tip deflection was $[0/0/90/90/-15/15/15/-15]_s$.

초 록

본 논문에서는 복합재료로 된 프로프팬 블레이드의 최적 구조 설계에 관한 연구가 논의된다. 블레이드 주위의 공기력과 고속 회전으로 인한 원심력이 유한요소 구조 해석에 고려되었다.

최적 설계를 얻기 위해서 블레이드 외피층의 바깥 4층의 적층각을 설계 변수로 채택했고, 최소 끝단 처짐을 가져오는 최적 적층각은 $[0/0/90/90/-15/15/15/-15]_s$ 이었다.

* 정회원, 서울대학교 항공공학과

1. 서 론

Prop-fan 엔진에 대한 연구가 1974년 후반부터 본격적으로 시작된 이래, 이 엔진의 효율이 고 아음속 비행속도 영역인 마하 0.7-0.8에서 기존의 bypass turbofan 엔진보다 약 20-30%나 더 높은 것이 알려졌다. 또한 prop-fan이 기존의 turbo-fan에 사용된 기술 수준으로 만들어진 turboshaft 엔진에 장착되었을 때는 20-35% 더 높은 추진효율과 함께, 같은 정도의 연료 절감 효과를 거둘 수 있다. 이러한 추진 효율의 증대는 비행기의 다른 부분에 대한 과급효과 즉 중량감소 등에 의한 연료절감 등을 고려해 볼 때 대단한 것이 아닐 수 없으며, 이에 따라 prop-fan에 대한 관심이 매우 높아지고 있는 추세이다. 그 뿐만 아니라 prop-fan 엔진에 사용되는 blade에 대한 연구는 이것이 prop-fan 엔진에만 국한되는 것이 아니고 helicopter rotor blade, 기존의 일반적인 propeller blade, 큰 후퇴각을 가진 고정된 날개 등 항공기에서의 여러 중요한 부분의 특성과 구조해석 연구에 많은 발전을 가져다 줄 것이 기대된다.

그러나 이 엔진은 앞에서도 밝혔듯이 고 아음속 비행 영역에서 10000-12000 rpm에 달하는 고속도로 회전을 함으로 blade는 양력과 항력 뿐만이 아니라 대단히 큰 원심력을 받게 되고, 또한 공력소음의 감소, 높은 양항비 등을 얻기 위한 공기 역학적 조건들을 만족시키기 위해 커다란 후퇴각과 함께, span 방향으로 날개 시위의 길이와 양각이 심하게 변하는 복잡한 3차원 형상을 하고 있다.

이러한 여러가지 조건하에서 blade가 견디기 위해서는 우선 고속회전에 의한 원심력을 감소시키기 위해 중량비 강도가 우수한 honeycomb core와 복합재료를 이용하여 구성한 sandwich 구조물의 이용이 불가피한데, 이것은 금속으로만 이루어진 종래의 blade에 비해 50% 정도의 중량감소 효과와 함께 높은 내구성을 얻을 수 있다. blade의 외피로 사용되는 복합재료는 중량비 강도 뿐만이 아니라 피로 특성과 진동 감쇄성이 뛰어나고 특유의 방향성으로 적층각을 조절할 수 있으므로 해서 물성치를 임의로 변화시킬 수 있는 장점이 있고, 이로 하여

blade의 고유 진동수를 엔진이 작동하는 진동수의 범위로부터 멀리함으로써 flutter를 방지하는 방법도 쉽게 도입할 수 있으며, blade의 심재로 honeycomb를 이용한 sandwich 구조는 중량비 곱힘 강성이 높아, blade와 같이 span을 따라 양력 형태의 분포하중을 받는 구조물을 지탱하는데 가장 알맞은 소재이다.

또한 종래의 항공기 구조물들이 익형의 유지 방법으로 spar나 rib 등으로 불연속적인 표면 지지 방법을 사용하여, 하중을 받고 있는 구조물의 형태가 원래의 설계 형태로부터 벗어날 소지가 있었으나 sandwich 구조는 내부를 연속적인 심재로 채움으로써, 임의의 하중하에서도 blade면의 형태를 잘 유지시켜 준다는 장점도 가지고 있다.

본 연구에서는, 이와 같이 blade에 대해서 다양한 장점을 가지고 있는 sandwich 소재를 prop-fan blade에 적용하여 이를 알맞은 유한요소 모델로 바꾸어, blade의 복잡한 기하학적 형상, 높은 회전속도에 의한 원심력과 following force 형태로 작용하는 양력등을 모두 고려하여 실제 동작 상태와 거의 유사한 하중조건을 가하여 blade의 변형된 모습을 가시화 하고, 아울러 복합재료의 적층각과 sandwich 구조물의 심재를 적절하게 선택하여 그 변형을 최소화 시키고자 한다.

2. 본 론

2-1. Blade의 유한요소화

그림 1은 본 과제에서 해석하려고 하는 Advanced Propfan SR-3의 전체적인 형상을 보여주고 있는데, 이 그림에서 알 수 있는 바와 같이 각 blade는 휨과 비틀림을 모두 가지고 있으며, 특히 tip부분으로 갈수록 양각이 커지도록 비틀림이 주어져 있다.

이 blade를 유한 요소법으로 해석함에 있어서 사용된 element type은 anisotropic plate/shell type과 solid type의 두가지인데 전자를 이용하여 blade의 표면을 이루도록 하고, 후자는 blade의 내부를 채우게 된다. 이 중에서 solid element는 isotropic core와 anisotropic core의 두가지 경

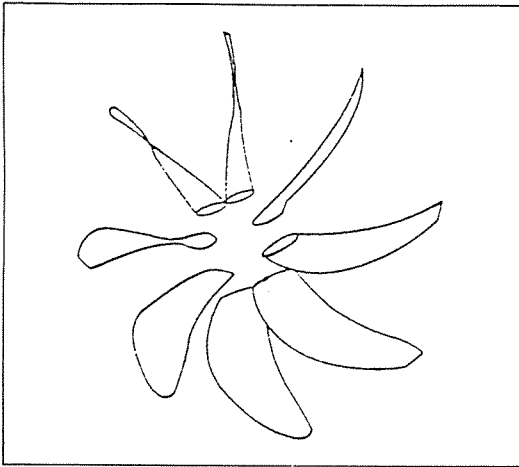


그림 1. Propfan의 전체 형상

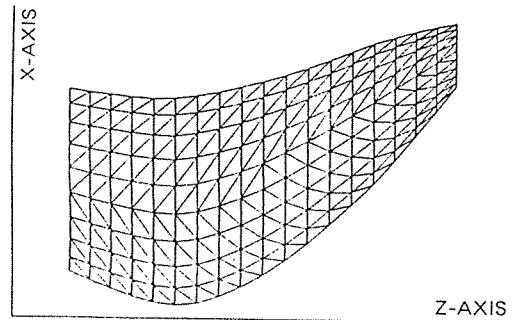
우에 대하여 문제를 해결하기 위한 것이고 plate/shell element는 복합재료로 만들어진 plate를 해석하기 위한 것이다.

이들을 이용하여 문제를 해결하기 위해서 blade의 표면과 내부를 유한요소화 한 형태가 그림 2(a)-(b)에 나타나 있는데, 그림 2(a)와 같은 형상은 blade 표면을 이루고 있는 윗판과 아랫판 양쪽에 쓰이게 된다. 여기서 한가지 밝혀둘 점은 solid element가 blade의 내부를 완전히 채우지 않고 blade의 앞전과 뒷전, 그리고 tip 부분에는 약간의 빈공간이 생기도록 구성된다는 것이다. 이것은 실제로 blade를 제작함에 있어서, 이들 부분까지는 완전히 속을 채우지 않는 경우가 대부분임을 고려한 것이다.

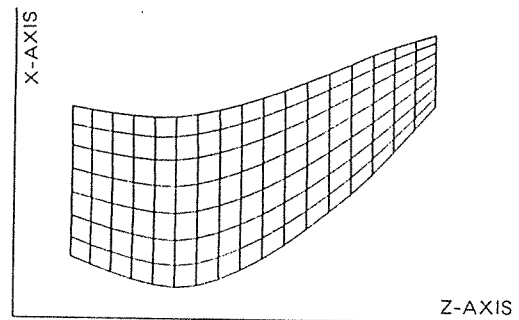
2-2. 하중조건

Advanced Propfan은 span을 따라서 twist가 있을 뿐만이 아니라 익형도 다르다. 이에 따른 propfan에서의 양력 분포가 C_p 곡선으로 그림 4에 그려져 있는데, 이 곡선을 바탕으로 하여 계산된 분포하중(압력 단위)을 유한요소 model 중에서 윗판(3-D plate/shell element)에 가했다. 그리고 propfan이 그림 3에 보이는 x-축을 중심으로 11000 RPM의 각속도로 회전하고 있다는 가정하에

원심력의 효과도 고려하였다.



(a) 외피



(B) 십재

그림 2. 유한 요소화된 blade

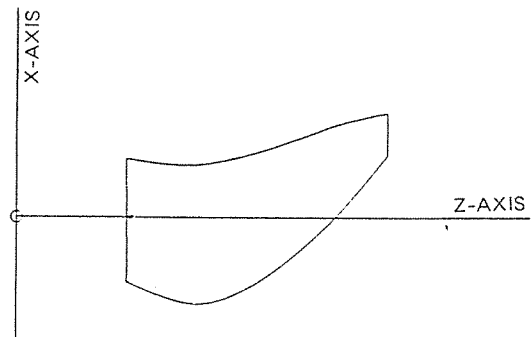


그림 3. Blade의 주요 좌표축

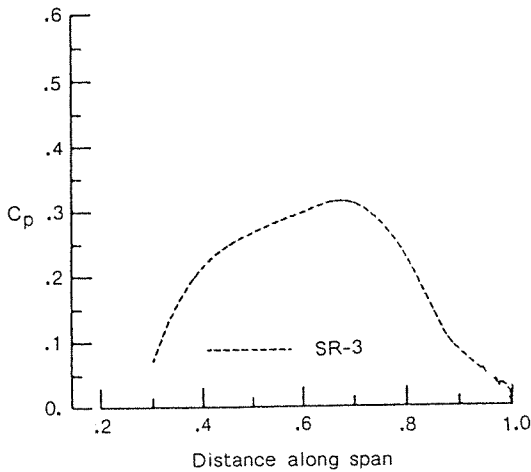


그림 4. Blade 의 span 을 따른 양력 분포

2-3. Propfan blade 의 유한요소 해석 결과

앞에서 설명한 하중조건과 유한요소화 된 형상에 다음과 같은 물성을 사용하여 유한요소 해석을 실행하였다. 단 복합재료의 적층 각도는 그림 3에 나타나 있는 z-축을 기준으로 한 것이다.

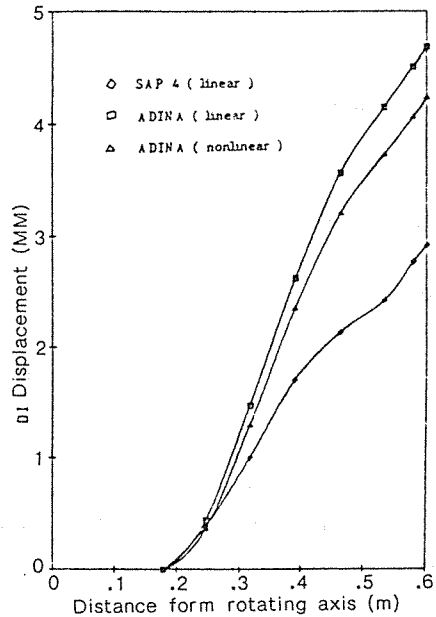
a) core

재료 : Phenolic foam(isotropic material)
 E : 6.9 MPa
 G : 3.45 MPa
 Poisson ratio : 0.001
 밀도 : 56.1Kg/m³

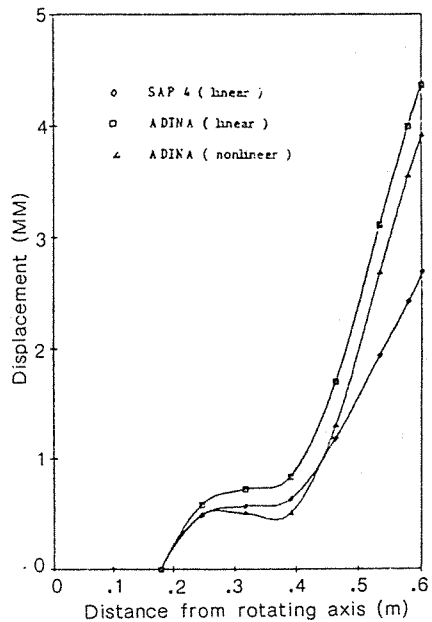
b) composite plate

재료 : Graphite/Epoxy
 E_1 : 130900 MPa
 E_2 : 6200 MPa
 G_1 : 4820 MPa
 G_2 : 1270 MPa
 Poisson ratio : 0.25
 밀도 : 1404.9Kg/m³
 두께 : 0.125mm
 적층순서 : [0/0/90/90/45/45/-45/-45/]_s
 총 두께 : 2mm

위와 같은 물성이 사용된 Propfan 의 앞전과 뒷전에서의 변형이 그림 5(a)-(b)에 그려져 있다. 이



(a) leading edge



(b) trailing edge

그림 5. Span 의 y 방향 변위

그림들에서 볼 수 있는 바와 같이 동일한 ADINA code에서 선형 해석이 비선형 해석에 비해 변형이 크게 되는데 이는 비선형 해석에서는 원심력에 의한 축방향의 힘에 이해서 propfan의 deflection이 억제되는 효과가 고려되지만, 선형 해석에서는 축방향의 변형과 이에 수직한 방향의 변위가 독립적으로 계산되므로 비선형 해석때와 같은 연성효과가 나타나지 않기 때문이다.

2-4. Blade의 최적 구조 설계

Blade의 최적 구조 설계는, core에 사용되는 두 가지 재료 각각의 물성에 대하여 blade 표면에 쓰이는 복합재료의 적층각을 바꾸어 가며, blade에서 변형이 가장 큰 부분(Blade의 tip)의 변형이 가장 작게되는 적층각을 찾는 것으로 한다.

이때 blade의 core로서는 orthotropic honeycomb 또는 phenolic foam을 사용하는데, phenolic foam은 앞절에서 유한요소 해석에 이용했던 물성을 그대로 사용하고, honeycomb core는 CIBAGEIGY사의 제품중 nomax honeycomb core의 일종인 A1-64-3을 택하였으며 이 재료의 물성은 아래와 같다.

model: A1-64-3

cell size: 3mm

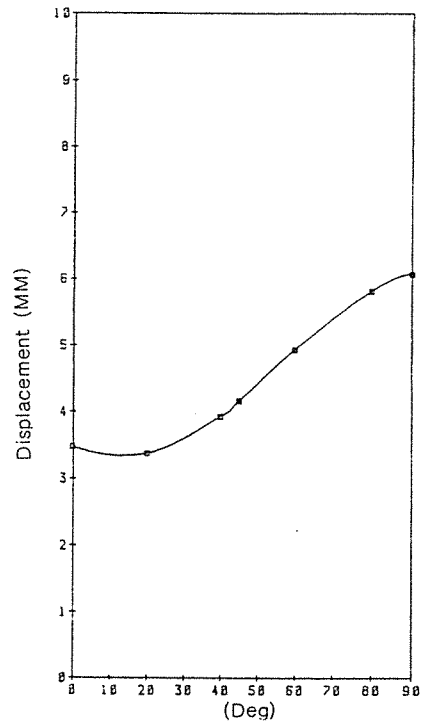
밀도: 64Kg/m³

G_{zy}: 54 Mpa

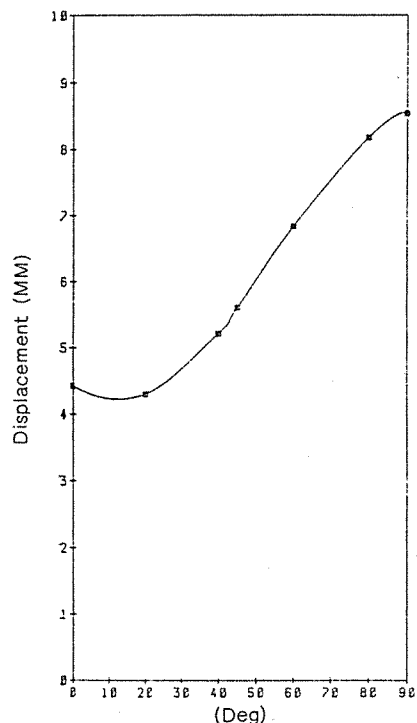
G_{zx}: 29 Mpa

한편 표면에 사용하는 복합재료는 앞절의 유한요소 해석에서 그 물성을 밝힌 graphite/epoxy인데 16장을 적층하여 총 두께가 2mm가 되도록 하고 stacking sequence는 [0/0/90/90/-θ/θ/-θ/θ]이다. 즉 0°와 90°를 각각 4장씩 배치한 quasi isotropic 상태에서 θ와 -θ의 material axis를 가진 lamina를 2장씩 넣은 것이다. 이 때 이들 적층각은 앞절에서와 마찬가지로 그림 3에 표시된 z축을 기준으로 한 것이다.

이상과 같은 물성을 이용하고, 복합재료의 적층각 중에서 θ를 바꾸어 가며, θ와 blade의 tip deflection 사이의 관계를 그림 6(a)-(b)에 나타내었는데 θ가 12°와 15° 사이에서 deflection이 최소가



(a) x 방향



(b) z 방향

그림 6. 적층각에 따른 blade tip의 변위

됨을 확인할 수 있다.

2-5. 최적화된 blade 의 구조해석

이상의 최적화 과정에서 알 수 있듯이 Blade core에는 honeycomb을 사용하고 plate에서는 [0/0/90/90/-15/15/15/-15]의 적층각을 이루게 하여 blade tip의 deflection을 최소화 할 수 있었다. 이렇게 설정된 구조 model을, ADINA를 이용하여 비선형 해석을 하였는데, 이 해석의 결과를 유한요소 해석 프로그램의 일종인 Super SAP의 preprocessor와 postprocessor에 연결하여 그렸다.

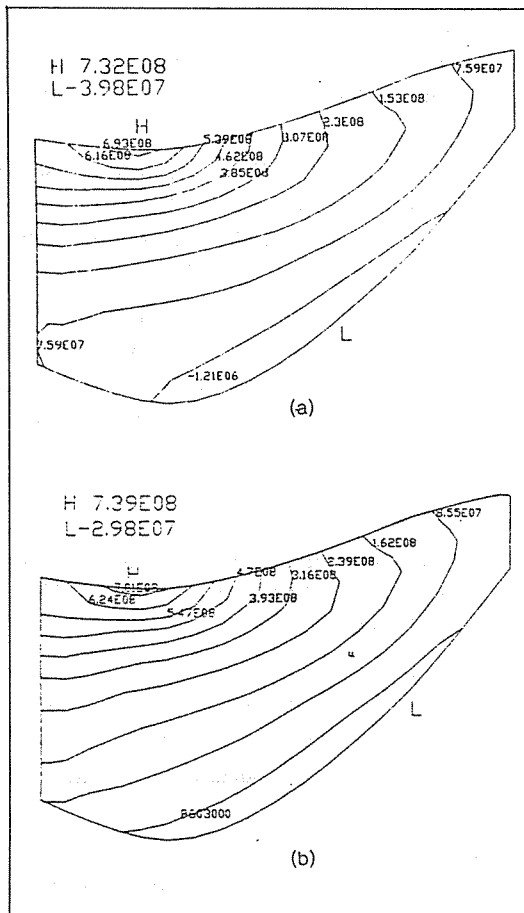


그림 7. Blade 외피의 span 방향 수직 응력분포

그림 7(a)-(b)에 걸쳐서 core와 윗판, 아랫판의 stress contour를 나타내었으며, 윗판과 아랫판의 stress σ_{zz} 는 global coordinate z 방향으로의 normal stress를 나타내는데, blade의 앞전 부분에는 압축력이, 뒷전 부분에는 인장력이 걸리는 것을 볼 수 있다. 이는 blade의 회전에 의한 관성력의 작용점이 blade root의 중심에서 비껴나 있어, 이 점에 대해 moment가 걸리기 때문이다. 그리고 윗판과 아랫판의 전체적인 stress 분포 경향은 비슷하지만, 공기력의 작용으로 인하여 윗판의 최대 압축 응력이 밀판의 그것보다 더 큰 것을 알 수 있다. 이 점은 분포하중을 받는 상태에서의 일반적인 beam에서도 확인이 되는 현상이다. 그러나 윗판과 밀판의 몇몇 부분에서는 보통의 beam에서는 나타나지 않는 stress의 경향도 보여지고 있는데 이는 blade

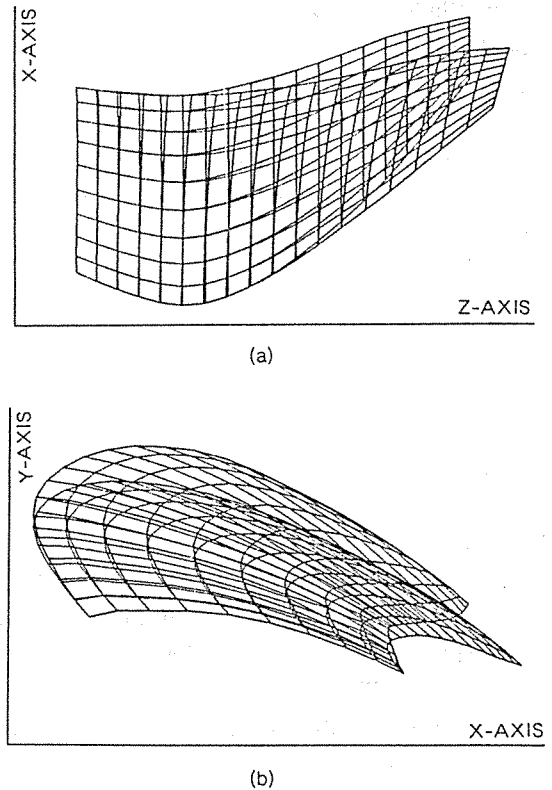


그림 8. Blade가 변형되기 전과 변형된 후의 형상 비교

의 단면이 공기역학적 익형을 이룸으로 해서 곡면으로 되어 있고, 또한 전체적으로는 blade가 많이 휘어져 있기 때문이다.

그림 8(a)-(b)은 공기력과 회전에 의한 관성력으로 인해 blade가 변형된 모습을 원래의 형상과 겹쳐서 나타낸 것인데 그림 8(a)에서는 관성력에 의한 효과를, 그림 8(b)에서는 공기력에 의해 blade가 Y축 방향으로 변형된 모습을 각각 관찰할 수 있다.

3. 결 론

(1) Blade를 anisotropic plate element와 orthotropic solid element를 이용하여 유한요소화 하여 실제 운항상태와 같은 하중 조건인 원심력과 양력을 가함으로써 비선형 구조해석을 수행한 결과, 원심력에 의한 효과는 양력에 의한 변형을 줄여 줄을 관찰할 수 있었다.

(2) Blade의 고속회전시 심하게 발생하는 원심력은 blade의 끝부분에서 큰 응력을 유발하였고 이 값을 어느 정도 예측할 수 있었다.

(3) Blade의 외피에 사용되는 복합재료의 적층각과 심재를 변화시켜 가며 blade의 변형을 관찰한 결과 honeycomb core와 함께 [0/0/90/90/-15/15/15/-15]_s의 적층각을 이루는 복합재료를 사용하여 blade tip의 변형을 최소화 할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 1988년 목적 기초연구 지원에 의해 수행되었으며 이에 감사하는 바입니다.

참고문헌

1. G. Wempner, Mechanics of Solids, With Applications to Thin Bodies. McGraw-Hill, New York(1973).
2. R. M. Jones, Mechanics of Composite Materials, McGraw-Hill, New York(1975).
3. K. Washizu, Variational Methods in Elasticity and Plasticity, Pergamon Press(1982).
4. A.E.H. Love, Mathematical Theory of Elasticity, Cambridge University Press(1982).
5. J.L. Ericksen and C. Truesdell, Exact Theory of Stress and Strain in Rods and Shells, Archiv for Rational Mechanics and Analysis, 1, pp.295-323, (1958).
6. E. Reissner, "Variational Considerations for Elastic Beams and Shells," Journal of the Engineering Mechanics Division, Proceedings of the American Society of Civil Engineers, pp.23-57, (1962).
7. J.N. Goodier and D.S. Griffin, "Elastic Bending of Pretwisted Bars," International Journal of Solids and Structures, Vol. 5, pp. 1231-1245, (1969).
8. Rosen, A. and Friedmann, P. "The Nonlinear Equations of Equilibrium for Elastic Helicopter or Wind Turbine Blades Undergoing Moderate Deformation," NASA CR-159478, December, 1978.
9. Rosen, A., "The Effect of Initial Twist on the Torsional Rigidity of Beams-Another Point of View," ASME Journal of Applied Mechanics, Vol. 47, pp.389-392, June. 1980.
10. Rosen, A., Loewy, R.G., and Mathew, M.B., "Nonlinear Analysis of Pretwisted Rods Using Principal Curvature Transformation -PART 1: Theoretical Derivation," AIAA Journal, Vol. 25, No. 3, pp.470-478, March 1987.
11. Rosen, A. and O.R. and, "Numerical Model of the Nonlinear Behavior of Curved Rods," Computers and Structures, Vol. 22, No. 5, pp.785-799(1986).
12. Kosmatka, J.B. and Friedmann, P. "Structural Dynamic Modeling of Advanced Composite Propellers by the Finite Element Method," AIAA Journal Proceedings, pp. 111-124(1987).
13. Rosen, A. and Abramovich, A., "Galerkin Method as a Tool to Investigate the Planar and Non-Planar Behavior of Curved Beams," Computers and Structures, Vol.

- 18, No. 1, pp.165-174(1984).
14. Rosen, A. and Neer, A. "Investigation of the Nonlinear Behavior of Beams," Journal of Structural Mechanics, Vol. 13, No. 2, pp.155-179(1985).
15. Rosen, A. and Rand, O., "A General Model of the Dynamics of Moving and Rotating Rods," Computers and Structures, Vol. 21, No. 3, pp.543-561(1985).