

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(10), 845-855(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.845

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 쿼드 틸트 프로펠러 무인기용 프로펠-블레이드 단면 설계

김태주\*, 조진연\*\*

## Prop-blade Cross Section Design for QTP-UAV

Taejoo Kim\* and Jin Yeon Cho\*\*

Korea Aerospace Research Institute\*

Department of Aerospace Engineering, Inha University\*,\*\*

## ABSTRACT

Cross section design of a prop-blade is carried out for VTOL(Vertical Takeoff and Landing) Quad Tilt Prop-rotor UAV with a maximum takeoff weight of 55 kg and a maximum cruising speed of 180 km/h. Design procedure for cross section design is established and design requirements for prop-blade are identified. Through the procedure, cross section design is carried out to meet the identified requirements. Main design factors including stiffness, weight per unit length, and elastic axis are obtained by using a finite element section analysis program, and the design weight of the prop-blade is predicted. The obtained design factors are used along with the rotor system analysis program CAMRAD II to evaluate the dynamic stability of prop-blade in operating environment. In addition, the prop-blade load is obtained by CAMRAD II software, and it is used to verify the safety of the prop-blade structure. If the design results are not satisfactory, design changes are made in an iterative manner until the results satisfy the design requirements.

## 초 록

최대 이륙중량 55 kg에 최대 순항속도가 180 km/h이고 수직이착륙이 가능한 쿼드 틸트 프로펠러 무인기에 적용할 프로펠-블레이드 단면 설계를 수행하였다. 먼저 프로펠-블레이드 단면 설계 수행을 위한 설계 프로세스를 수립하고 단면 설계에 필요한 요구도를 식별하였으며 식별된 요구도 만족을 위한 단면 설계를 수행하였다. 단면 설계 결과를 분석하기 위하여 유한요소 단면해석 프로그램을 활용하여 인장/굽힘/뒤틀림 강성 및 단위길이 당 중량, 탄성 축 등을 포함한 주요 설계 인자들을 도출하였으며, 이 과정에서 프로펠-블레이드의 설계 중량을 예측하였다. 그리고 도출된 설계 인자들을 로터시스템 통합 해석 프로그램에 적용하여 프로펠-블레이드 운영 환경에서의 동적 안정성을 분석하였으며, 로터시스템 통합 해석 프로그램을 통해 분석된 프로펠-블레이드 하중을 활용하여 2차원 단면 구조 해석을 수행하여 프로펠-블레이드 구조 안전성을 확인하였다. 이러한 단면 설계/해석 과정에서 설계 요구도를 만족시키지 못하거나 다른 구성품에 부정적 영향을 준 설계 결과에 대해서는 설계 변경을 수행하였으며, 이를 통해 요구도를 만족시켰다.

† Received : June 27, 2018      Revised : August 23, 2018      Accepted : August 31, 2018

\* Corresponding author, E-mail : ktj@kari.re.kr

**Key Words** : QTP-UAV(쿼드 틸트 프로프로터 무인기), Prop-blade(프로프-블레이드), Section Design(단면 설계), Center of Gravity(무게 중심), Dynamic Analysis(동특성 해석), Load Analysis(하중 해석)

## 1. 서 론

미래의 이동수단으로 구분되고 있는 개인 항공기(Personal Air Vehicle, PAV)는 수직 이착륙과 높은 순항속도라는 두 가지 특성을 동시에 요구한다. 최근까지 개발되고 있는 수직이착륙형 고속 순항 항공기의 형태는 틸트 로터 항공기[1], 팬-인-윙(Fan-in-Wing) 틸트 로터 항공기[2], ABC(Advanced Blade Concept) 동축 반전 헬리콥터[3] 등이 있다. 한국항공우주연구원에서는 과거 개발한 틸트 로터 수직 이착륙 무인기[4] 기술을 바탕으로 향후 개인 항공기 개발을 위한 기반 기술을 확보하기 위하여 총 중량 55 kg급 쿼드 틸트 프로프로터 무인기(Quad-Tilt Prop-rotor UAV, 이하 QTP UAV)를 개발하고 있다[5]. 본 연구에서는 현재 개발 중인 쿼드 틸트 프로프로터 무인기에 적용할 프로프-블레이드의 단면 설계 요구도를 만족시키기 위한 설계 프로세스를 수립하고 이에 따라 단면 설계를 수행하였다.

## II. 본 론

### 2.1 단면 설계 프로세스 수립

프로프-블레이드 단면 설계를 위한 프로세스를 수립하였다. 먼저 단면 설계 요구도를 분석한다. 그리고 분석된 단면 설계 요구도 중 중량 요구도 및 운용 조건을 고려하여 프로프-블레이드에서 발생하는 하중을 예측하고 예측된 하중에 대해 구조 요구도를 만족시킬 수 있는 제작성을 고려한 단면 형상을 결정한다. 단면 형상이 결정되면 구체적인 단면 설계를 수행하고 단면 설계 결과에 대해 단면 물성치 해석을 수행한다. 단면 물성치 수행 결과를 통해 중량 요구도 만족 여부를 확인하여 요구도 불만족 시에는 단면 설계를 수정한다. 중량 요구도를 만족할 경우, 단면 물성치 해석 결과를 활용해 동특성/하중 해석을 수행한다. 동특성 해석 결과 프로프-블레이드 운영 환경에서 공진 발생 가능성이 예측될 경우 단면 형상/설계 변경을 통해 프로프-블레이드 공진 주파수를 조절한다. 또한 하중 해석 결과 허브/조종 구성품에 과도한 하중 부가가 예상될 경우 도 역시 단면 형상/설계 변경을 수행한다. 그리고

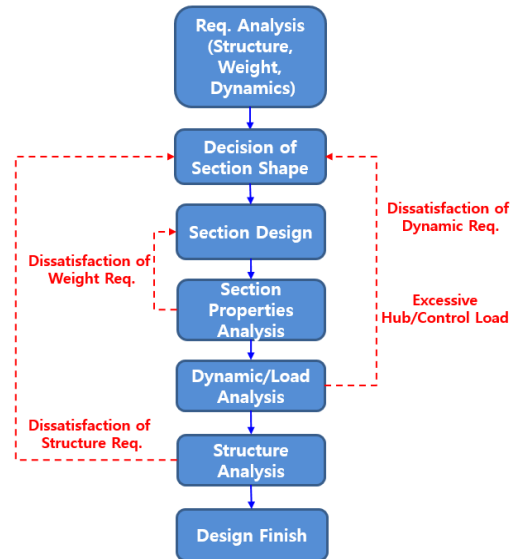


Fig. 1. Prop-blade Section Design Process

마지막으로 하중해석 결과를 활용하여 구조해석 수행을 통해 구조 요구도 만족 여부를 확인한다. 구조 요구도를 만족시키지 못할 경우 단면 형상/설계 변경을 수행하고 구조 요구도를 만족시킬 경우 단면 설계를 종료하게 된다. Fig. 1은 프로프-블레이드 단면 설계 프로세스를 보여주고 있다.

### 2.2 요구도 분석

최적설계 과정을 통해 에어포일과 플랜폼이 결정될 프로프-블레이드 형상[6]에 대한 단면 설계 요구도를 식별하였다. 단면 설계 요구도는 항공기 총 중량을 고려하여 체계 설계자로부터 각 구성품으로 할당되는 중량 요구도와 항공기 운용 중 블레이드에 공진이 발생하지 않도록 하는 동특성 요구도, 그리고 항공기 운영 중 발생하는 하중에 대해 치명적인 파손이 발생하지 않도록 하는 구조 안전성 요구도로 구분할 수 있다. 이 중 동특성 요구도는 틸트 로터 무인기의 특성 상 비행기 모드와 헬리콥터 모드 두 가지 운영 조건에 대해 공진 회피 요구도를 설정하였다. 다음의 Figs. 2, 3은 QTP 무인기 형상과 최적설계를 통해 도출된 프로프-블레이드 형상을 나타내고 있으며, Table 1은 각 요구도에 대한 상세 내용을 기술하였다.



Fig. 2. QTP UAV

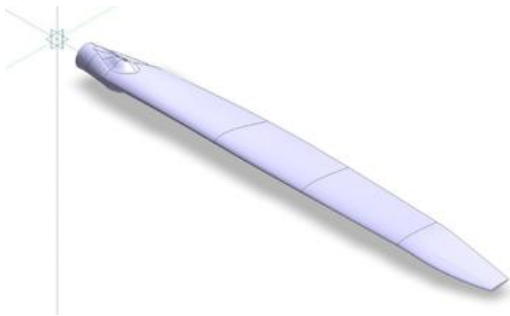


Fig. 3. Prop-blade Configuration for QTP UAV

Table 1. QTP Prop-blade Structure Design Requirements

Contents	Requirement
Weight	Under 120g
Dynamics	No resonance on airplane mode(1,440 rpm) and helicopter mode(1,800 rpm)
Structure	No failure under ultimate load condition

### 2.3 단면 형상 결정

개념설계 단계에서 QTP 기체 중량과 프로펠-블레이드 개수, 프로펠-블레이드 중량과 프로펠-로터 운영 조건, 제작에 사용될 소재 특성 및 제작 방법 등을 고려하여 프로펠-블레이드 단면 형상을 결정하였다. 프로펠-블레이드 회전 속도가 더 높은 정지비행 상태의 운영 조건을 기준으로 항공기 중량을 고려한 각 프로펠-블레이드에 발생하는 양력과 항력을 예측하고 프로펠-블레이드 목표 중량의 최대치인 120 g에 대한 원심력을 고려하여 프로펠-블레이드에 발생하는 하중을 예측하였으며 그 결과를 토대로 블레이드 단면 형상을 결정하였다. 이 과정에서 양력, 항력 및 블레이드 무게는 각각 집중하중 및 집중 질량으로 고려하였으며 각각 프로펠-블레이드 스펜 방향 3/4, 3/4, 2/3 지점에 위치하는 것으로 가정하였다. 다음의 Table 2

Table 2. QTP Prop-blade Operating Condition and Estimated Load - Draft Design Process

Operating Condition	
Hover rpm(rpm)	2200
QTP Weight	55 kg
No. of Blade	12 EA
Blade Weight	0.12 kg
Rotor Radius	0.5m
Blade Length(Span)	0.42m
Estimated Load @ Hub Center	
Centrifugal Force	2123 N
Flap Moment	17.8 N.m
Lag Moment	1.8 N.m

는 개념설계 과정에서 하중 예측을 위한 조건 및 계산 결과를 나타내고 있다. 여기서 Table 2의 정지비행 회전 속도(2200 rpm)와 Table 1의 헬리콥터 모드 회전 속도(1800 rpm)가 다르게 나타나있는데 이는 개념설계 단계에서 제시된 운용조건이 기본설계과정을 거치면서 체계요구도가 변경되어 수정되었기 때문이다. 따라서 개념설계 단계의 하중 분석은 2200 rpm 조건을 적용하였고, 1차 설계 과정 이후부터는 1800 rpm 조건을 적용하였다.

프로펠-블레이드 제작을 위한 소재는 중량 대비 강성 및 강도가 높고 복잡한 형상에 대한 정밀 가공이 용이한 탄소섬유 복합소재(Carbon Fabric Composite Material)로 결정하였다. 여러 가지 탄소섬유 복합소재 재료 중 직교 소재인 CPF 3327 EPC와 단방향 소재인 H3055를 선정하였으며 다음의 Table 3은 소재 물성치를 나타내었다[7].

Table 3. CFRP Material Properties

Contents	CPF 3327 EPC	H3055
Type	Carbon Fabric 0°/90°	Carbon Uni-Directional Tape
Thickness	0.19 mm	0.095 mm
Weight per Area	0.03 g/cm <sup>2</sup>	0.015 g/cm <sup>2</sup>
Stiffness	E1	57 Gpa
	E2	57 Gpa
	G12	4 Gpa
Strength	F1	528 Mpa
	F2	528 Mpa
	F12	50 Mpa

제작에 사용하는 소재 특성과 수계산으로 예측한 프롭-블레이드 적용 하중을 고려하였을 때, 스킨으로 모든 하중을 지지하는 스킨-폼 구조 설계가 가능할 것으로 판단하였다. 인장하중 지지를 위한 스파가 사용되는 일반적인 형태의 블레이드를 제작하기 위해서는 스파 전용 몰드를 통해 스파 형상을 구성하고 이후 폼이나 토션 박스, 허니콤 코어와 같은 내부 구조물과 함께 스파를 배치하여 스킨과 함께 성형하는 절차를 밟는다. 그러나 스파 없이 스킨과 폼만으로 구성된 프롭-블레이드의 경우는 한 번의 성형 과정을 통해 프롭-블레이드를 제작할 수 있다.

QTP 프롭-블레이드의 형상이 결정되기 전인 개념설계 단계에서 스킨-폼 형태의 프롭-블레이드에 대한 구조 안전성을 검토하기 위하여 TR-100 틸트로터 무인기 프롭-블레이드의 축소형상에 대해 스킨-폼 단면 형상을 적용하고 단면 물성치 해석을 수행하였다. QTP 프롭 블레이드 형상 요구도에 따른 스펜 길이에 맞게 TR-100 프롭 블레이드의 크기를 축소하였으며 여기서 도출한 프롭-블레이드 2차원 단면 형상을 통해 단면 설계를 수행하였다. 프롭-블레이드 단면 중 허브 중심 기준으로 스펜방향 150 mm 위치 단면에 대해 컬렉티브 각도 0도를 기준으로 탄소 섬유 복합소재 스킨과 내부 폼을 적용한 단면 형상을 구성하였으며, 2차원 단면 유한요소 해석 프로그램인 KSec2D[8]를 사용하여 단면 물성치를 분석하였다. 스킨에 대한 복합재 적층 형태는 두 가지로 구성하였으며 각각에 대한 단면 특성은 Table 4에 나타내었다.

**Table 4. Section Analysis Result - TR-100 Small Scale Prop-blade 150 mm Section**

Contents	Type A	Type B
Lay-up Pattern	CF <sub>5</sub>	CF <sub>2</sub> /CU/CF <sub>2</sub>
Tension Stiffness (N)	1.17E+07	1.40E+07
Flap Stiffness (N.mm <sup>2</sup> )	9.04E+08	1.08E+09
Lag Stiffness (N.mm <sup>2</sup> )	5.00E+09	5.99E+09
Torsional Stiffness (N.mm <sup>2</sup> )	8.85E+07	8.64E+07

**Table 5. Load Analysis Result - TR-100 Prop-blade Down Sizing**

Tool	CAMRAD-II
Analysis Section	150mm from Hub Center
Centrifugal Force	1,000 N
Flap Moment	-4 N.m
Lag Moment	0.8 N.m

단면 물성치 해석 결과를 토대로 구조 안전성을 확인하기 위한 예측 하중을 추가로 도출하였다. 초기 개념설계 단계에서 내부 형상 결정을 위해 운영 조건과 형상계수를 활용한 수계산으로 예측한 하중 외에 수치 해석적 방법을 통해 하중 값을 얻기 위하여 TR-100 틸트로터 무인기의 프롭-블레이드 단면 물성치를 QTP 무인기 사이즈에 맞게 축소 스케일링 한 후 그 값을 활용하여 헬리콥터 통합해석 프로그램인 CAMRAD II[9]를 통해 프롭-블레이드 하중을 계산하였다. 하중 해석 모델은 보수적인 접근을 위해 균일 유입류 모델(Uniform Inflow Model)을 사용하였고 비행조건은 정지비행 모드와 150 km/h 전진비행 모드로 구분하였으며 두 해석 결과 중 가장 크게 발생한 하중을 사용하였다. Table 5는 하중해석 결과를 나타내고 있다.

단면 해석 결과와 하중 해석 결과를 활용하여 스킨과 폼만 적용한 프롭-블레이드의 구조 안전성 확인을 위해 2차원 단면 구조해석을 수행하였다. 프롭-블레이드에 부가되는 주요 하중은 원심력 하중( $F_x$ , C.F)과 플랩 굽힘하중( $M_y$ , F.M), 래그 굽힘하중( $M_z$ , L.M)이며 이로 인해 발생하는 인장응력이 구조 안전성에 큰 영향을 미치므로 이에 대한 해석을 수행하였다. 다음의 식 (1)~(3)은 각 하중에 대한 인장응력을 도출하는 식을 나타내고 있다.

$$\sigma_{Fx} = \frac{F_x}{A} \quad (1)$$

$$\sigma_{My} = \frac{M_y \times z}{I_y} \quad (2)$$

$$\sigma_{Mz} = \frac{M_z \times y}{I_z} \quad (3)$$

where  $y, z$  : Max. stress position

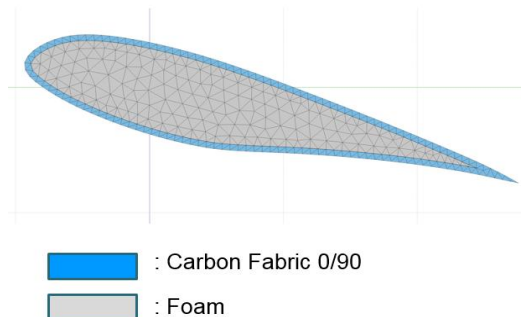
**Table 6. Section Structure Analysis Results - Concept Design Process**

Contents		Margin of Safety	
Lay-up Pattern		CF <sub>5</sub>	CF <sub>2</sub> /CU/CF <sub>2</sub>
Applying Load	Hand Calculation	9.68	11.79
	CAMRAD-II	32.65	39.32

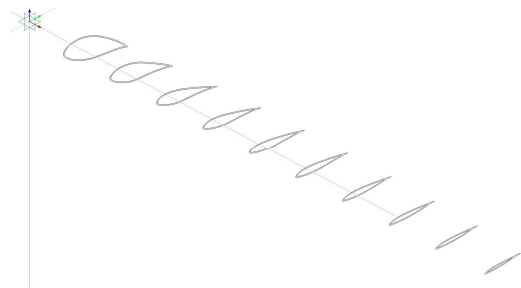
구조 안전성 경향을 확인하기 위한 해석이므로 150 mm 단면에 대해서만 수행하였다. 극한하중에 대한 파손 여부를 확인하기 위해 극한안전계수 1.5를 적용하였으며 보수적으로 접근하기 위해 적용 하중은 허브 중심을 기준으로 도출한 수 계산 결과와 CAMRAD II 150 mm 하중 결과를 모두 사용하여 비교하였다. 그 결과 최소 안전여유가 9 이상으로 구조 안전성에는 문제가 없음을 확인하였다. Table 6은 2차원 단면 구조 해석 결과를 나타내고 있다.

**2.4 1차 단면 구조 설계/해석**

개념설계 단계에서 수행한 연구 내용을 바탕으로 QTP 프로프-블레이드의 단면 설계/해석을 수행하였다. 제작성을 고려하여 소재 종류를 최소화 하였고, 2차 단면 형상 설계를 고려하여 최대한 단순하게 설계하였다. 그 결과 Carbon Fabric (이하 CF) 5ply를 스킨에 적용하고 내부는 하드 폼으로 구성하는 스킨-폼 형상 설계를 수행하였다. 다음의 Fig. 4는 QTP 프로프-블레이드의 스펠 방향 20% 위치의 단면에 대한 설계 형상을 나타내고 있다.

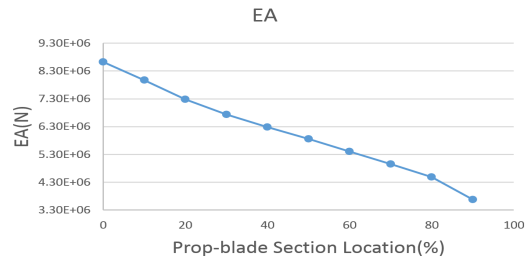


**Fig. 4. QTP Prop-blade 1<sup>st</sup> Section Design - 20% Location**

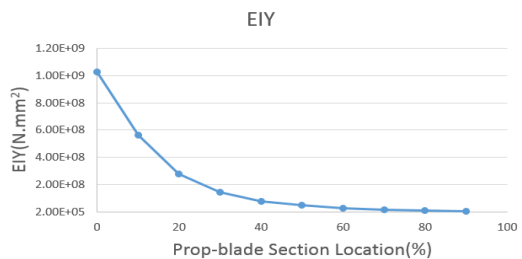


**Fig. 5. QTP Prop-blade Analysis Section - 1<sup>st</sup> Design Model**

1차 설계한 QTP 프로프-블레이드 단면 구조 형상에 대해 2차원 단면 해석을 수행하였다. QTP 프로프-블레이드의 초기 형상에서는 허브와의 체결 인터페이스가 구성되지 않은 상태였으며 이에 프로프-블레이드 형상 변화가 급격히 변하는 구간이 없었으므로 블레이드 루트를 기준으로 스펠 길이 기준 10% 단위로 해석 위치를 결정하였다. 2차원 단면해석은 앞서 개념 설계 때와 마찬가지로 KSec2D를 사용하였다. Fig. 5는 프로프-블레이드 해석 단면을 나타내고 있으며 Figs. 6~10은 단면 해석 결과 중 인장/굽힘/뒤틀림 강성과 무게중심 위치를 나타내고 있다. 단면 해석을 통해 도출한 단위 길이 당 질량 정보로 예측한 프로프-블레이드의 중량은 88.3 g이었다.



**Fig. 6. QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup> Design Tension Stiffness**



**Fig. 7. QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup> Design Flap Bending Stiffness**

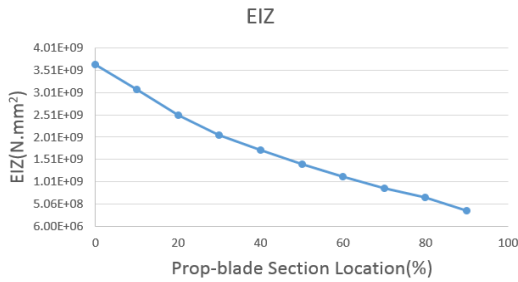


Fig. 8. QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup> Design Lag Bending Stiffness

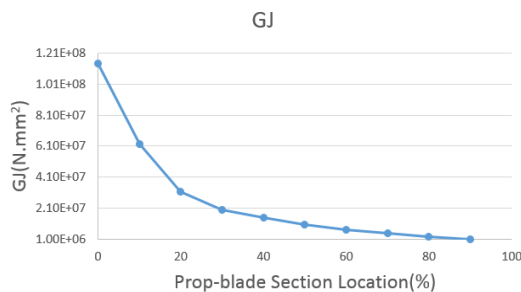


Fig. 9. QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup> Design Torsional Stiffness

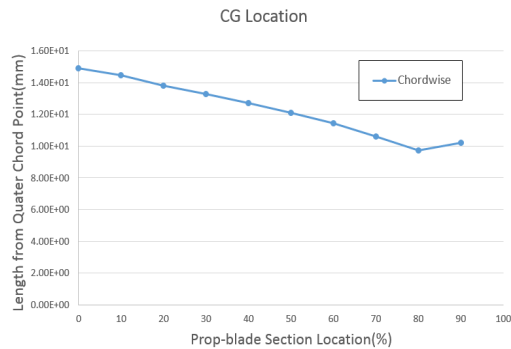


Fig. 10. QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup> Design Chordwise CG Location

1차 단면 설계 형상 해석 결과를 CAMRAD II에 적용하여 프로펠-블레이드 하중 해석을 수행하였다. 하중 해석 모델은 앞서와 마찬가지로 균일 유입류 모델을 적용하였으며, 정지비행 조건과 전진비행 조건, 그리고 천이구간을 15° 각도 범위로 구분하여 수행하였다. 다음의 Table 7은 하중해석을 수행한 비행조건을 나타내고 있다.

Table 7. Flight Condition for Load Analysis

Load Case	Nacelle Angle (Deg)	V_Fwd (Km/h)	Thrust (N)	Collective Angle (Deg)
1	0	180	19	32
2	15	158	32	29
3	30	148	53	25
4	45	141	79	21
5	60	129	105	16
6	75	102	126	11
7	90	40	139	16
8	90	0	157	15

각 비행조건 별로 도출된 프로펠-블레이드 단면별 하중을 적용하여 1차 단면 형상 프로펠-블레이드 2차원 단면 구조 해석을 수행하였다. 각 8개의 비행 조건에 대해 스펜방향 10~90% 위치에 대해 10% 간격으로 총 9개의 단면에 대해서 하중을 도출하여 단면 구조 해석을 수행하였다. 해석 결과 나셀 각도 45° 비행 조건에서 하중 조건이 가장 가혹하였으며, 스펜 방향 20% 위치에서의 해석 결과가 가장 낮은 안전 여유를 나타내었다. Table 8은 나셀 각도 45° 비행 조건에서의 각 단면 별 하중 값들 중 프로펠-블레이드 인장 변형에 영향을 주는 하중인 원심력, 플랩 굽힘하중, 래그 굽힘하중과 2차원 단면 구조 해석을 통한 안전 여유 값을 나타내고 있다.

Table 8. QTP Prop-blade 1<sup>st</sup> Design Model Margin of Safety - Nacelle Tilt 45° Condition

Section	Prop-blade Load			M.S
	C.F (N)	F.M (N.m)	L.M (N.m)	
10	1.1E+3	-3.1E+1	-2.5E+1	5.4
20	1.0E+3	-2.5E+1	-2.3E+1	4.2
30	9.1E+2	-1.9E+1	-1.9E+1	4.5
40	8.1E+2	-1.4E+1	-1.5E+1	5.1
50	6.9E+2	-9.9E+0	-1.1E+1	6.0
60	5.6E+2	-6.6E+0	-7.1E+0	7.2
70	4.3E+2	-4.2E+0	-2.9E+0	9.1
80	2.8E+2	-2.5E+0	-9.2E-1	13.1
90	1.1E+2	-4.3E-1	-3.1E-1	35.3

구조 해석 결과 프로프-블레이드의 구조 안전성에는 문제가 없는 것으로 확인되었으나, 블레이드에서 발생한 과도한 하중으로 인해 금속재 허브 구성품의 구조 안전성과 프로프-블레이드 피치 조절을 위한 작동기 용량에 문제가 있는 것으로 확인되었다. 이에 따라 원심력과 관성력에 의한 플랩-피치 및 래그-피치 커플링을 최소화하여 허브 구성품에 발생하는 하중을 최소화할 수 있도록 코드 방향 CG 위치를 공력중심에 가깝게 이동시키기 위한 단면 설계 변경을 수행하였다[10].

### 2.5 2차 단면 구조 설계/해석

무게중심을 앞전 방향으로 이동시키기 위하여 두 가지 방안을 검토하였다. 그 중 첫 번째는 단위 부피당 질량이 높은 소재를 Balance Weight로 사용하여 무게중심을 옮기는 방법이다. 이 방법은 손쉽게 무게중심을 앞전 방향으로 이동시킬 수 있으나 프로프-블레이드의 중량도 증가시키게 되므로 중량 요구도를 만족시키기 위해서는 과도하게 Balance Weight를 적용할 수는 없다. 그리고 두 번째 방법은 스킨 적층 수를 줄이고 코드 라인 1/4 위치까지만 C 형태의 복합재를 적용하는 것(이하 C-cap)이다. 이 방법은 프로프-블레이드의 중량을 줄이면서 무게중심을 앞전 방향으로 보내는 효과가 있으나 인장/굽힘/뒤틀림 강성 감소가 발생하고 이것이 과도할 경우 구조안전성에 문제가 발생할 수 있게 된다.

먼저 각각의 방법을 독립적으로 적용했을 때 무게중심 이동 효과를 단면 해석을 통해 확인하였다. 해석 단면은 프로프-블레이드 스펠 방향 20% 위치의 단면을 사용하였으며, 이 해석결과를 통해 각 방법에 대한 무게 중심 변화의 경향성을 파악하고자 하였다. Balance Weight 방법의 경우 앞전에 단면적 1.5 mm<sup>2</sup>의 Balance Weight가 적용된 것으로 가정하였다. Balance Weight의 소재로는 헬리콥터 블레이드 Balance Weight 소재로 많이 사용되는 텅스텐을 사용하였다. 그리고 C-cap 방법은 스킨 5ply 중 3ply는 스킨을 유지하고 2ply는 C-cap을 적용하는 것으로 가정하였다. Table 9는 각각의 방법을 적용했을 때 C.G.의 이동거리를 보여주고 있다.

그리고 C-cap 방법을 적용하였을 때 구조안전성에 문제가 없는지 확인하기 위해 2차원 단면구

조해석을 수행하였다. 적용 하중은 1차 단면 설계 결과를 통해 도출한 하중을 적용하였으며, 구조해석을 위한 단면 물성치만 C-cap 형상을 통해 도출한 결과를 사용하였다. 그 결과 최소 안전 여유 3.01을 확인하였으며, 앞선 형상에서의 최소 안전 여유 4.2를 고려할 경우 스킨의 추가 ply 감소도 구조 안전성에는 문제없는 것으로 판단하였다.

이러한 결과를 바탕으로 C.G.를 앞전으로 옮기기 위한 설계 변경을 수행하였다. Weight Balance를 위해 지름 2 mm의 원형 단면 텅스텐 바(Bar)를 20~80% 단면에 적용하고 2ply Skin / 1ply C-cap 단면 형상을 적용하였다. 다음의 Fig. 11은 설계 변경 사항을 적용한 20% 단면의 형상을 나타내고 있으며, Figs. 12~16은 단면 해석 결과 중 인장/굽힘/뒤틀림 강성과 무게중심 위치를 1차 단면 해석 결과와 비교하여 나타내고 있다. 단면 해석을 통한 예측 중량은 92.6 g이었다.

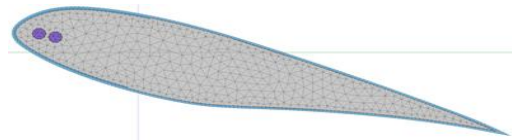


Fig. 11. QTP Prop-blade 2<sup>nd</sup> Section Design - 20% Location

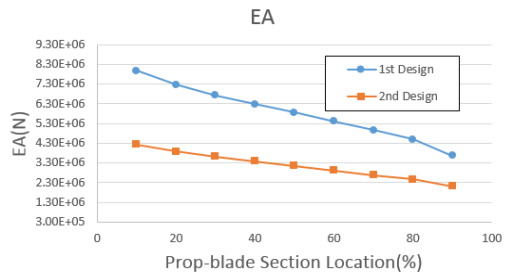


Fig. 12. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup>/2<sup>nd</sup> Design Tension Stiffness

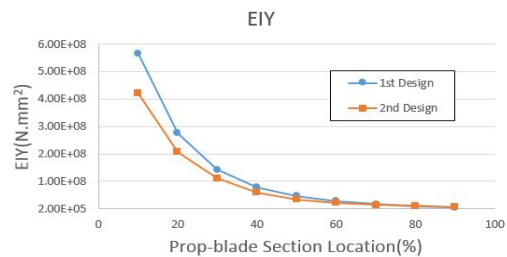


Fig. 13. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup>/2<sup>nd</sup> Design Flap Bending Stiffness

Table 9. C.G. Movement

Method	C.G. Movement to Leading Edge
Balance Weight	3.33 mm
C-cap	3.19 mm



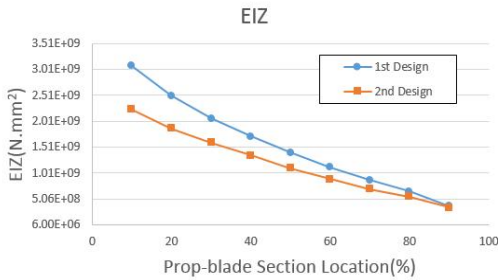


Fig. 14. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup>/2<sup>nd</sup> Design Lag Bending Stiffness

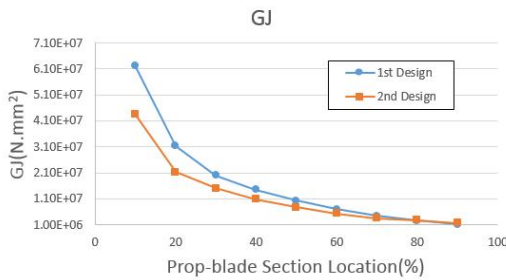


Fig. 15. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup>/2<sup>nd</sup> Design Torsional Stiffness

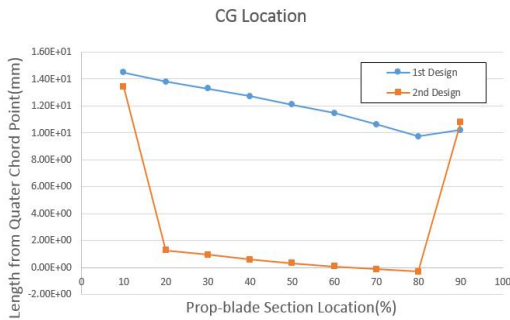


Fig. 16. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 1<sup>st</sup>/2<sup>nd</sup> Design Chordwise CG Location

설계 변경된 2차 단면 형상에 대한 해석 결과를 바탕으로 동특성 해석을 수행하였다. 하중 해석과 마찬가지로 동특성 해석을 위해 CAMRAD II를 사용하였으며, 비행기 모드(1440 rpm)와 헬리콥터 모드(1800 rpm)의 운영환경에 대해 공진이 발생하는지 확인하였다. 공진 발생에 대한 기준은 프로펠-블레이드 운용 rpm에 따른 /rev 주파수와 회전 상태에서의 프로펠-블레이드 모드 주파수에 대한 ±5% 이내 주파수 중첩 여부로 판단

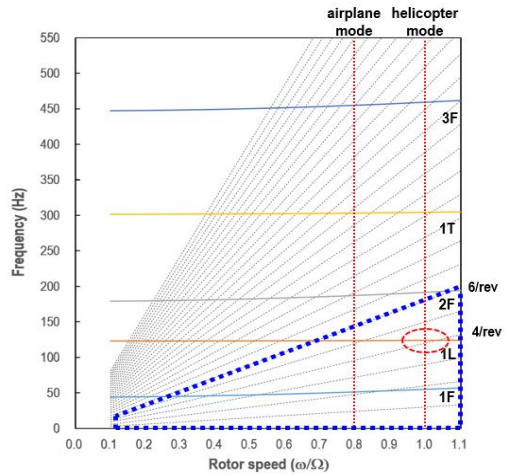


Fig. 17. QTP Prop-blade 2<sup>nd</sup> Design Fan-plot

하였으며, 공기력에 의한 간섭이 클 때 공진이 발생할 수 있으므로 이 점을 고려하여 6/rev 이하의 주파수만 고려하였다[11]. 그 결과 헬리콥터 모드에서 4/rev과 1<sup>st</sup> 래그 모드 간의 공진 가능성을 확인할 수 있었으며, 이에 따라 래그 강성을 증가시켜 공진을 회피할 수 있도록 단면 형상을 다시 변경하였다. Fig. 17은 QTP 프로펠-블레이드 2차 형상에 대한 동특성 해석 결과를 나타내고 있다.

### 2.6 3차 단면 구조 설계/해석

QTP 프로펠-블레이드의 래그 강성 증가를 위해 C-cap 1ply를 추가하였다. 그리고 무게중심 이동을 위해 적용한 텅스텐 바가 원심력에 의해 이탈하는 것을 방지하기 위하여 텅스텐 바 장착 부위에 수지(Resin)를 적용하였다. 이 과정에서 수지의 밀도가 폼에 비해 높은 점을 고려하여 텅스텐 바는 1개만 적용하는 것으로 변경하였다. 그리고 프로펠-블레이드의 허브 체결부분 형상이 결정되면서 이 영역의 단면 해석도 수행하였다. 다음의 Fig. 18은 QTP 프로펠-블레이드 3차 형상에 대한 단면해석 위치를 나타내고 있다. 허브 체결 영역

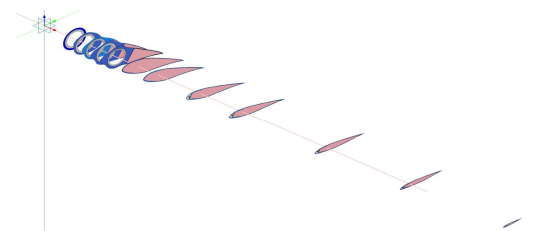


Fig. 18. QTP Prop-blade Analysis Section - 3<sup>rd</sup> Design Model



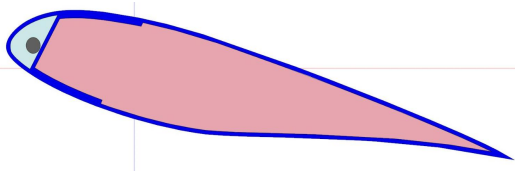


Fig. 19. QTP Prop-blade 3rd Section Design - 20% Location

은 형상 변화가 큼에 따라 해석 단면 간의 간격을 좁게 설정하였고, 에어포일 영역으로 갈수록 형상 변화가 작아져서 해석 단면 간의 간격을 상대적으로 넓게 설정하였다. Fig. 19는 설계 변경 사항이 잘 나타난 20% 단면의 형상을 나타내고 있다. 그리고 Figs. 20~24는 단면 해석 결과 중 인장/굽힘/뒤틀림 강성과 무게중심 위치를 2차 단면 해석 결과와 비교하여 나타내고 있다. 단면 해석을 통한 예측 중량은 115 g으로 확인하였다.

3차 단면 형상에 대한 해석 결과를 바탕으로 CAMRAD II를 사용하여 동특성 해석을 수행하였다. 그 결과 전반적인 고유진동수가 증가하여 6/rev 이내에서 비행기 모드와 헬리콥터 모드에

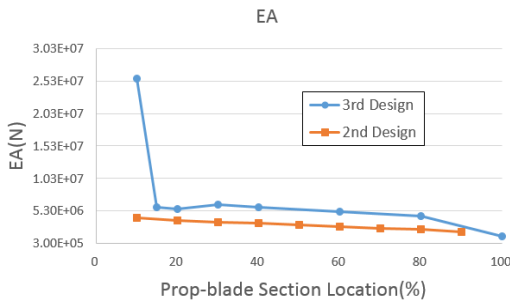


Fig. 20. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 2nd/3rd Design Tension Stiffness

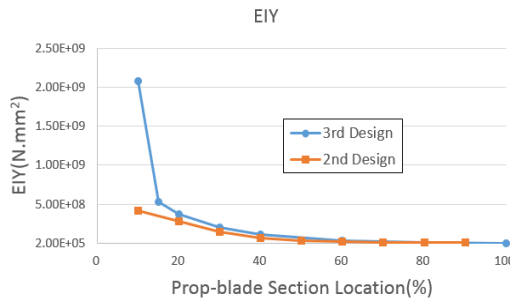


Fig. 21. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 2nd/3rd Design Flap Bending Stiffness

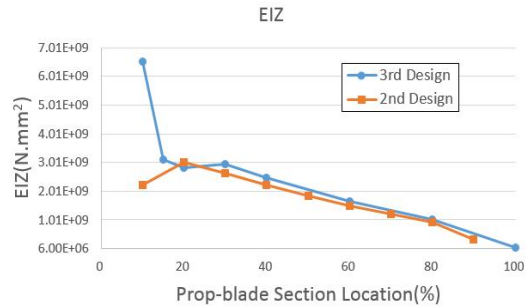


Fig. 22. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 2nd/3rd Design Lag Bending Stiffness

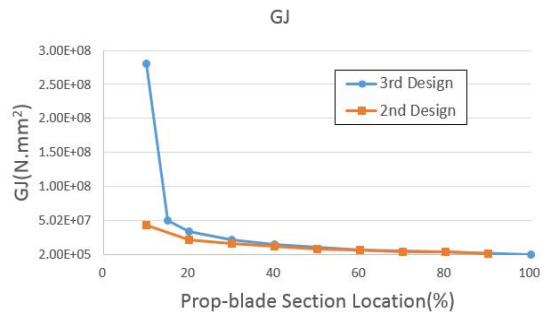


Fig. 23. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 2nd/3rd Design Torsional Stiffness

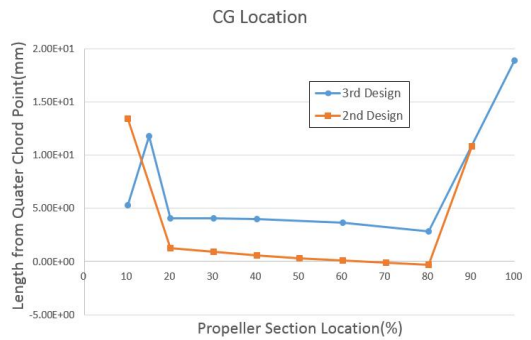


Fig. 24. Comparison of QTP Prop-blade Section Analysis Result - 2nd/3rd Design Chordwise CG Location

대한 ±5% 내의 모드 주파수의 증첩은 없는 것으로 확인하였다. 다음의 Fig. 25는 3차 단면 설계 형상에 대한 동특성 해석 결과를 나타내고 있다.

그리고 CAMRAD II를 활용하여 하중해석을 수행하였다. 먼저 1차 단면 설계에 대한 설계 변경 원인 중 하나인 피치링크 하중의 비교를 통해

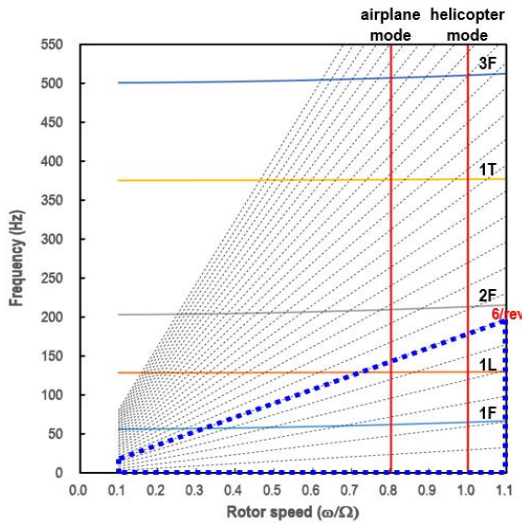


Fig. 25. QTP 3<sup>rd</sup> Design Prop-blade Fan-plot

무게중심 변경에 따른 허브/조종 하중의 변화를 확인하였다. 하중 해석을 위한 입력 모델은 앞서와 동일하며 FE 해석을 통해 도출한 피치링크 강성을 적용하여 피치링크 하중을 분석하였다. 8 가지 비행조건에 대한 피치링크 하중을 비교하였으며 단면 형상 변경을 통해 최대 39.1%의 하중 감소를 확인할 수 있었다. 다음의 Table 10은 1 차 단면 형상과 3차 단면 형상에 대한 피치링크 하중의 비교 결과를 나타내고 있다.

하중해석 결과를 통해 도출한 프로프-블레이드 단면 하중을 활용하여 2차원 단면구조해석을 수행하였다. 2차원 단면 해석을 수행한 12 단면 중 0%와 100% 단면을 제외한 10 단면에 대해 각 8

Table 10. Comparison of Pitch-link Load - 1<sup>st</sup>/3<sup>rd</sup> Design Model

Load Case	Pitch-link Load(N)		Load Decrease Rate(%)
	1 <sup>st</sup> Design	3 <sup>rd</sup> Design	
1	59.8	36.4	39.1
2	63.0	41.4	34.3
3	60.9	42.7	29.9
4	55.6	41.4	25.5
5	44.3	34.7	21.7
6	33.4	26.6	20.4
7	29.9	22.6	24.4
8	26.3	17.9	31.9

Table 11. QTP Prop-blade 3<sup>st</sup> Design Model Margin of Safety - Nacelle Tilt 45° Flight Condition

Section	Prop-blade Load			M.S
	C.F (N)	F.M (N.m)	L.M (N.m)	
2.5	1.1E+3	-3.5E+1	1.9E+1	19.2
5	1.1E+3	-3.3E+1	1.7E+1	22.5
7.5	1.0E+3	-3.1E+1	1.4E+1	27.7
10	9.7E+2	-2.9E+1	1.3E+1	24.2
15	9.0E+2	-2.7E+1	8.9E+0	3.8
20	8.4E+2	-2.2E+1	-3.8E+0	3.5
30	7.6E+2	-1.7E+1	-6.8E+0	3.4
40	6.7E+2	-1.3E+1	-4.1E+0	3.8
60	4.4E+2	-6.3E+0	-1.1E+0	5.6
80	1.9E+2	-1.9E+0	6.0E-1	12.6

개의 비행 조건에 대해 도출한 단면 하중을 적용하여 해석을 수행하였다. 해석 결과 나셀 각도 45° 비행 조건에서 하중 조건이 가장 가혹하였으며, 스팬 방향 30% 위치에서의 해석 결과가 가장 낮은 안전 여유 3.4를 나타내어 구조 안전성에 문제가 없음을 확인하였다. Table 11은 나셀 각도 45° 비행 조건에서의 2차원 단면 구조 해석을 통한 안전 여유 값을 나타내고 있다.

### III. 결 론

수직이착륙 쿼드 틸트 프로프로터 무인기에 사용할 프로프-블레이드의 단면 설계를 수행하였다. 먼저 프로프-블레이드 단면 설계 요구도를 만족시킬 수 있도록 설계 프로세스를 수립하고 요구도 분석을 수행하였다. 그리고 프로프-블레이드의 외형 도출 이전 단계인 개념설계 단계에서 분석된 요구도와 운영조건을 고려하여 하중의 규모를 예측하고 유사한 형태의 무인기에 사용된 프로프-블레이드 외형을 활용하여 적용하고자 하는 단면 형상에 대한 구조 안전성을 확인하였다. 프로프-블레이드 외형이 도출된 후 단면 설계 형상을 적용하여 단면 해석을 수행하였고 단면해석 결과를 활용하여 하중 해석과 동특성 해석을 수행하였다. 해석 결과 과도한 하중이 발생하거나 운영 중 공진 발생의 위험이 예상되면 각각의 문제점에 맞게

단면 설계를 수정하였다. 또한 2차원 단면 구조 해석을 수행하여 프로펠-블레이드에 대한 구조 안전성을 확인하였다.

본 연구과정 중 개념설계 단계에서 하중을 예측할 때 수계산 결과와 CAMRAD II 결과가 2배 이상의 차이가 나타났다. 이는 형상조건과 운용 조건만으로 수계산을 통한 하중 예측을 너무 보수적으로 접근하다 나타난 결과로 분석하였다. 향후 다른 블레이드의 개념설계 단계에서는 집중 질량과 집중하중의 위치를 좀 더 분석적으로 선정하여 좀 더 현실성 있는 값을 예측해야 할 것으로 판단된다. 그리고 프로펠-블레이드 구조설계를 통해 정해지는 설계인자들 중 이번 설계 과정에서 문제시 되지 않아 본 논문에서 다루어지지 않은 인자들에 대해서는 추후 본 연구를 통해 수립된 설계 프로세스를 활용한 후속연구를 통해서 살펴볼 수 있을 것으로 판단된다.

### 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 주요사업 “신개념 수직이착륙 무인기 개념연구”과제 결과 중 일부임.

### References

1) Maisel, M. D., Giulianetti, D. J., and Dugan, D. C., "The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft from Concept to Flight," Government Reprints Service, 2001.  
 2) Corgiat, A., Lind, G. W., and Hartel, J., "Fan-in-wing Technology, from the XV-5A to the Present," AIAA-93-4839-CP.

3) Ruddell, A. J., "Advancing Blade Concept Development," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 22, No. 1, 1 January 1977, pp. 13~23.  
 4) Oho, S. H., Kim, S. J., and Lim, C. H., "Overview of Smart UAV Development Program," *Journal of KSME*, Vol. 46, No. 2, 2006, pp. 34~80.  
 5) Hwang, S. J., Kim, C. W., Choi, S. W., and Kim, S. G., "Initial Design of the Quad-tilted VTOL UAV(QTP50)," *KSAS Fall Conference*, 2016.  
 6) Kang, H. J., "Design Optimization of QTP-UAV Prop-rotor Blade Using ModelCener," *Journal of the Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 11, No. 4, 2017. pp. 36~43.  
 7) Park, S. U., Lee, M. H., Woo, D. H., and Shin, J. W., "Composite Material Allowables for Development of EAV," Korea Aerospace Research Institute Electronic Note, 2013.  
 8) Park, I. J., Jung, S. N., Cho, J. Y., and Kim, D. H., "A Study on Calculation of Cross-Section Properties for Composite Rotor Blade Using Finite Element Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 5, 2009, pp. 442~449.  
 9) Johnson, W., "CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics," Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 2007.  
 10) Johnson, W., "Helicopter Theory," Dover Publication, Inc., 1980, pp. 403~408, 412~421  
 11) Johnson, W., "Helicopter Theory," Dover Publication, Inc., 1980, pp. 706.