

ModelCenter를 이용한 QTP-UAV 프로펠러 블레이드 형상 최적설계

강희정^{1,†}

¹한국항공우주연구원 회전익기연구팀

Design Optimization of QTP-UAV Prop-Rotor Blade Using ModelCenter®

Hee Jung Kang^{1,†}

¹Rotorcraft Research Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

Blade design optimization of QTP-UAV prop-rotor was conducted using ModelCenter®. Performance efficiency of the blade in hover and forward flight were adopted as the multi-objective function. Required power and pitch link force applied to constraint in each flight mode and limited lower than the value of the baseline blade. Design variables of root chord length of the blade, taper ratio, twist slope, twist angle at 0.5R of the blade, anhedral angle, parabolic coefficient of a tip shape and location of airfoil were used to generate the blade planform. CAMRAD-II, the comprehensive analysis program of rotorcraft, was used for performance analysis of prop-rotor blade in design process. Performance of the optimized blade improved 1.6% of figure of merit in hover and 13.6% of propulsive efficiency in forward flight. Pitch link force also reduced approximately 30% less than that of the baseline blade.

초 록

쿼드틸트 무인기에 적용되는 프로펠러 블레이드 형상 최적설계를 수행하였다. 형상 최적설계 프로세스 통합은 ModelCenter® 프로그램을 이용하였으며, 최적설계 과정에서 성능해석은 CAMRAD-II를 사용하였다. 목적함수는 제자리비행 및 전진비행 모드에서 성능효율 최대화로 설정하였으며, 제한조건은 소요 동력 및 피치로드 하중 값이 기본 형상 값보다 작게 되도록 설정하였다. 설계변수로는 블레이드 루트 코드길이, 테이퍼비, 비틀림 각의 기울기 및 각도, 하반각, 끝단 형상 생성을 위한 파라볼릭 계수, 하반각과 끝단형상이 적용되는 블레이드 스팬위치, 블레이드 단면을 구성하는 익형의 위치로 구성하였다. 최적 설계 결과 기준 형상 대비 제자리비행 효율은 1.6%, 전진 비행 효율은 13.6% 향상된 프로펠러 블레이드 형상을 도출할 수 있었으며, 피치로드 하중은 약 30% 감소하였다.

Key Words : Quad-Tilt UAV(쿼드틸트 무인기), Prop-rotor Blade(프로펠러 블레이드), Blade Planform(블레이드 플랜폼), Optimal Design(최적설계), Performance Efficiency(성능효율)

1. 서 론

최근 멀티콥터 형태의 드론 발전과 더불어 드론 택시 등 개인용 항공기에 대한 관심이 급증하면서 세계적으로 신개념 미래형 비행체에 대한 연구개발이 활발

히 진행되고 있다. 회전익 형태의 무인기는 수직이착륙 및 제자리 비행이 가능한 장점을 가지고 있으나, 고정익 형태의 무인기에 비하여 순항속도 및 항속거리에 제한이 있으며, 회전익-고정익 상호 전환이 가능한 쿼드틸트 무인기는 이러한 두 가지 형태의 장점을 모두 갖추고 있다. 한국항공우주연구원에서는 신개념 미래형 무인항공기 개발의 일환으로, 수직 이착륙 개념 적용, 내연기관과 이차전지가 조합된 하이브리드 엔진(Hybrid engine) 추진 기술 적용, 비행 상황 인식 및

자율 대응 기술 적용, 경량구조 및 구조안전성 향상을 목표로 50kg급 쿼드틸트 무인기 (Quad-Tilt Prop-rotor Unmanned Aerial Vehicle, QTP-UAV) 체계 개발 연구를 수행하고 있다[1]. 개발될 QTP-UAV의 구체적인 제원 및 목표 성능은 Table 1에 나타내었다. QTP-UAV에 적용되는 프로펠러는 Fig. 1과 같이 전/후방 2개씩 4개로 구성되며, 각 프로펠러는 3개의 블레이드를 장착하고 있다. 프로펠러의 틸트 정도에 따라 회전익 및 고정익 모드로 전환할 수 있다.

본 연구에서는 QTP-UAV의 프로펠러에 적용되는 블레이드의 성능 향상을 목적으로 형상 최적설계를 수행하였다. 블레이드 형상 설계를 위한 프로세스 통합 및 최적설계는 Phoenix사의 ModelCenter[®][2,3]를 사용하였으며, 최적 설계 프로세스 상에서의 성능해석은 회전익 통합해석 프로그램인 CAMRAD-II[2,4]를 사용하였다.

Table 1 The Specification of QTP-UAV

Weight	
Gross Weight (kg)	48.0
Payload (kg)	3.0
Fuel (kg)	4.0
Configuration	
Overall Length (m)	2.06
Overall Height (m)	0.78
No. of Prop-rotor	4
No. of Blades	3
Radius of Prop-rotor (m)	0.55
Performance	
Max. Speed (km/h)	180
Hover Endurance (min)	15
Max. Endurance (hr)	2

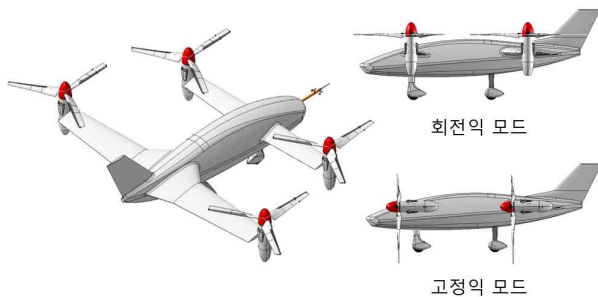


Fig. 1 The Configuration of QTP-UAV

2. 프로펠러 블레이드 형상 설계

2.1 프로펠러 블레이드 요구조건

QTP-UAV 체계 요구도로부터 할당된 프로펠러 블레이드의 요구조건은 프로펠러 블레이드 반경 0.55m, 회전익 및 고정익 모드에서 운용 회전수 1,800rpm에서 요구되는 추력조건이며, Table 2에 기술하였다.

Table 2 The Requirement of the Prop-rotor Blade

Geometry	
No. of Blades	3
Radius of Blade (m)	0.55
Hover Mode	
Environment	ISA
Altitude (m)	0
Rotational Speed (rpm)	1800
Required Thrust (N)	139.3
Tilt Angle (degree)	90
Forward Flight Mode	
Environment	ISA
Altitude (m)	1000
Rotational Speed (rpm)	1800
Required Thrust (N)	13
Tilt Angle (degree)	0
Flight Speed (km/h)	150
Angle of Attack (degree)	5.2

2.2 형상 최적설계 프로세스

프로펠러 블레이드 형상 최적설계를 위해 적용된 프로세스는 다음과 같으며 Fig. 2에 나타내었다[1,2].

- 1) 설계변수, 목적함수 및 제한조건을 설정
- 2) 실험계획법에 따라, 설계변수에 대한 실험점을 선택하여 로터 블레이드의 형상을 정의
- 3) 실험점에서의 성능 해석 수행 및 설계공간에서의 근사모델(surrogate model)을 구축
- 4) 근사모델을 이용하여 형상 최적화 수행
- 5) 최적 설계점에서의 해석 수행 및 성능 확인

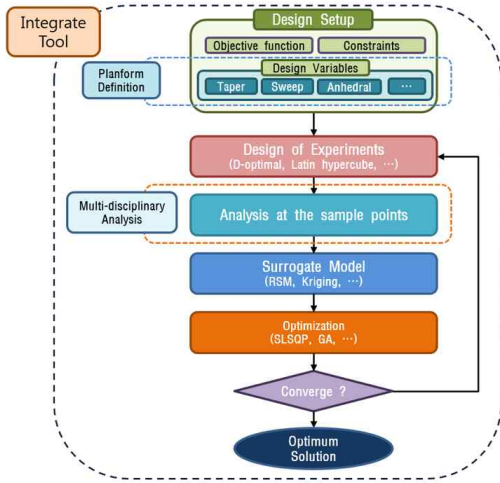


Fig. 2 Design Optimization Process

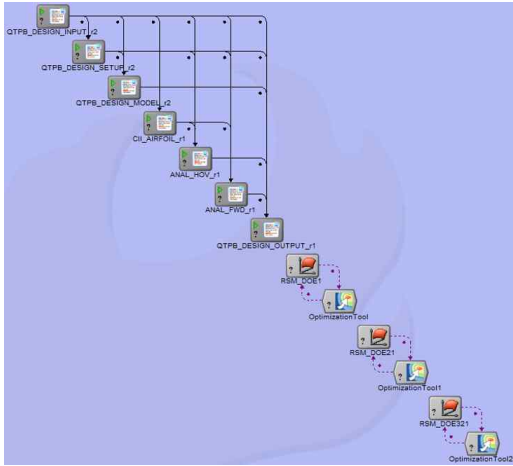


Fig. 3 Design Framework of Prop-rotor Blade Planform on the ModelCenter[®]

각 프로세스의 통합은 Phoenix 사의 ModelCenter[®]를 사용하였으며, 실험계획법, 근사모델 구축방법, 최적화 알고리즘은 ModelCenter에서 기본적으로 제공하는 기능을 사용하였다. 실험점 생성을 위한 실험계획법은 공간충진기법(Space-filling)에 기반한 Latin hypercube 방법을 사용하였으며, 근사모델은 Kriging model, 최적화는 유전자 알고리즘(Genetic algorithm)에 기반한 Darwin 방법을 사용하였다[3]. 실험점에서의 성능 해석은 CAMRAD-II를 이용하여, Table 2에 정의된 회전익(제자리비행) 모드와 고정익(전진비행) 모드 2가지의 조건에 대해 트림해석을 수행하였다.

Figure 3은 프로펠러 블레이드 형상 최적설계 프로

세스를 ModelCenter[®]를 이용하여 설계 프레임워크를 구축한 것을 보여준다. 설계변수에 따른 블레이드 형상 생성, ModelCenter와 CAMRAD-II 간의 데이터 교환 및 프로그램 구동을 위한 wrapper는 Python 언어를 사용하여 작성되었다.

2.3 목적함수, 제한조건, 설계변수 정의

본 연구의 프로펠러 블레이드 형상 최적설계는 블레이드 성능 향상이 목적이므로 목적함수로는 블레이드의 회전익(제자리비행), 고정익(전진비행) 모드에서 블레이드 성능효율(회전익 모드-Figure of merit, 고정익 모드-Propulsive efficiency)을 선택하였으며, 다중 목적함수(Multi-Objective function)로 설정하였다. 제한 조건으로는 회전익, 고정익 모드에서 기준형상의 소요동력 보다 작도록 하였으며, 각 비행 모드에서 피치로드(Pitch rod) 하중이 기준형상의 피치로드 하중의 1.5배보다 작도록 설정하였다. 기준 형상은 틸트로터 스마트 무인기 TR-60에 적용된 블레이드를 축소 한 형상이다.

설계변수로는 블레이드 설계 형상을 결정짓는 요소로 블레이드 루트코드 길이(Root Chord length, ChordRoot), 테이퍼비(Taper ratio, TaperRatio), 0.5R 기준 안쪽 비틀림 각(Twist Angle) 기울기 및 바깥쪽 비틀림 각 기울기(TSlope1, TSlope2), 0.5R에서의 비틀림 각(TAngle), 하반각(Anhdral Angle, AnhdralAng), 파라볼릭 형태의 끝단형상을 결정하는 이차함수의 계수(PARASweep), 끝단형상이 변하는 위치(TipSTA), 익형의 위치(rAF1, rAF2)를 선정하여 총 10개의 변수를 선정하였다.

o Objective Function

$$\text{Maximize } J_{FM} = F.M. / F.M._{Bo}, \quad J_{prof. eff} = \eta / \eta_{Bo}$$

o Constraint

- Power - hover, forward flight mode

$$\bullet g_{P_{hor}} = P / P_{B_{0_{hor}}} \leq 1.0$$

$$\bullet g_{P_{fwd}} = P / P_{B_{0_{fwd}}} \leq 1.0$$

- Pitch rod force

$$\bullet g_{PF_{hor}} = PF / PF_{B_{0_{hor}}} \leq 1.5$$

$$\bullet g_{PF_{fwd}} = PF / PF_{B_{0_{fwd}}} \leq 1.5$$

* B_0 : Baseline model - scaled model of TR-60

o Design Variables

Design Variables	Range	Unit	Baseline
ChordRoot	0.07 ~ 0.1	m	0.0825
TaperRatio	0.5 ~ 1.0	-	0.6
TSlope1	-60.0 ~ -30.0	deg./R	-45.0
TSlope2	-30.0 ~ -10.0	deg./R	-16.0
TAngle (@0.5R)	2.0 ~ 10.0	deg.	4.0
TipSTA	0.85 ~ 0.97		-
AnhdrAng	0.0 ~ 30.0	deg.	0.0
PARASweep	0.0 ~ 7.0	-	0.0
rAF1	0.3 ~ 0.6	-	0.5
rAF2	0.7 ~ 0.9	- </td <td>0.75</td>	0.75

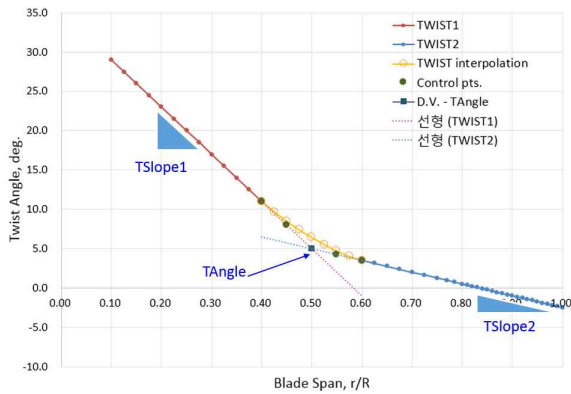


Fig. 4 Definition of TSlope1, TSlope2 and TAngle

블레이드의 스패 위치에 따른 시위(Chord) 분포는 설계변수 ChordRoot 및 TaperRatio에 의해 결정된다. 비틀림 각 분포는 Fig. 4와 같이 스패 0.1~0.4R, 0.6~1.0R 구간에서 설계변수 TSlope1, TSlope2, TAngle에 의해 각각 선형적으로 결정되며, 0.4~0.6R 구간에서는 Bezier Cubic Interpolation에 의해 결정된다. 블레이드 끝단(Tip) 영역은 설계변수 TipSTA에 의해 결정되며, Fig. 5 및 Fig. 6과 같이 정의된 설계변수 AnhdrANG, PARASweep에 의해 비틀림 각을 정의하는 축인 Pitch Axis를 결정한다.

프로펠러 블레이드 각 스패의 위치에서 적용되는 익형은 Fig. 7과 같으며, 이 중 SF18 및 SF12 익형의 위치는 설계변수 rAF1, rAF2로 설정하였다. 블레이드 각 스패 위치에서 정의된 Pitch axis, 시위길이, 비틀림 각 및 익형 형상을 적용하여 최종적으로 프로펠러 블레이드 형상이 결정된다.

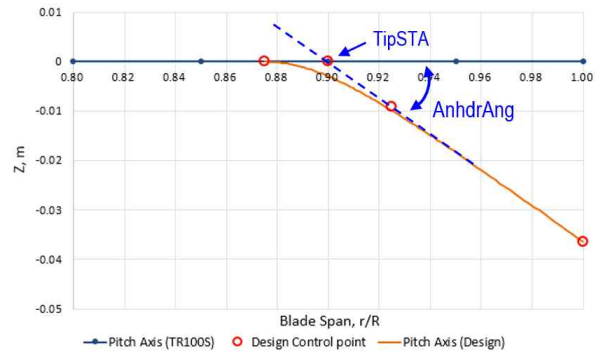


Fig. 5 Definition of TipSTA and AnhdrAng

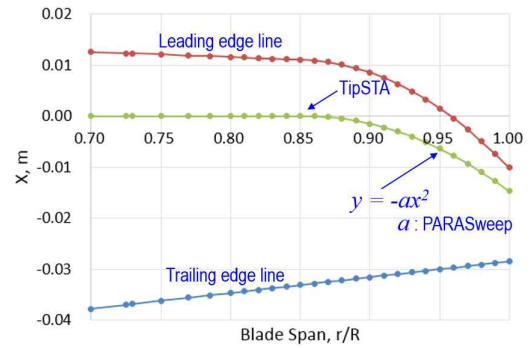


Fig. 6 Definition of PARASweep

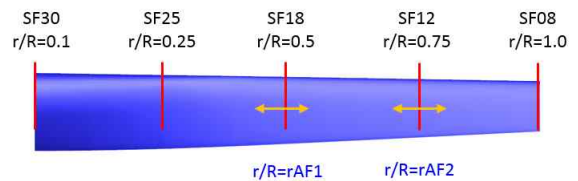


Fig. 7 Definition of rAF1 and rAF2

3. 블레이드 형상 최적설계 결과

3.1 최적설계 결과

프로펠러 블레이드 형상 최적설계는 익형 재배치 유무에 따라 두 가지 경우로 나누어 수행하였다. 즉 2.3 절에서 기술한 설계변수 중 익형의 위치를 결정하는 rAF1 및 rAF2의 유무에 따라 분리하여 수행하였다.

본 연구에서는 다중목적함수를 적용하고 있으므로 각 목적함수에 대한 최적화 집합에 대해 파레토 프론트(Pareto Front)로 나타낼 수 있으며, 이 중 설계자가 목적에 맞게 최종해를 선택하게 된다. 형상 최적설

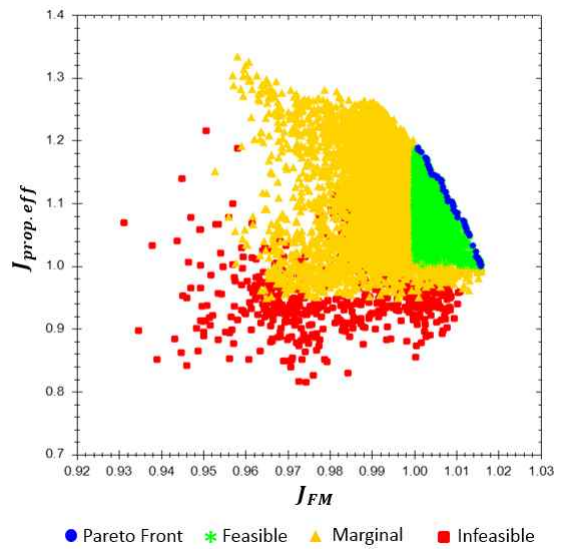
Table 3 The Design Optimization Result of Prop-rotor Blade

CASE	Optimization	J_{FM}	$J_{prop. eff}$	g_{p_hov}	g_{p_fwd}	g_{PLF_hov}	g_{PLF_fwd}
w/o Airfoil Re-distribution	Best HOV	1.014211	1.007217	0.981076	0.981005	0.862850	0.745287
	Best FWD	1.001256	1.155559	0.993803	0.850574	0.896639	0.869137
	OPT	1.011089	1.069069	0.984141	0.920855	0.877000	0.829462
w/ Airfoil Re-distribution	Best HOV	1.015695	1.135608	0.979876	0.871072	0.794523	0.773394
	Best FWD	1.000364	1.225567	0.994603	0.799525	0.860433	0.799768
	OPT	1.015695	1.135608	0.979876	0.871072	0.794523	0.773394

계 과정에서 Latin-Hypercube 방법에 의한 초기 실험점 개수는 100개를 선택하였으며, 이로부터 최적화를 통해 얻어진 파레토 프론트에 해당하는 집합을 실험점에 포함시켜 근사모델을 재구성함으로써 근사모델의 충실도를 높였다.

익형 재배치를 포함하는 최적설계의 경우 최종적으로 구하여진 최적화 집합은 Fig. 8과 같다. Fig. 8에서 최적화 집합 중 최외각에 있는 것은 Pareto Front로 나타냈으며, Marginal은 Feasible한 값보다 -5% 이내 있는 것을 나타낸다. Table 3에서는 파레토 프론트로 나타낸 최적화 집합의 원소 중 회전익 모드의 최대 제자리 비행 효율을 가지는 경우를 Best HOV로, 고정익 모드의 최대 전진비행 효율을 가지는 경우를 Best FWD로, 회전익, 고정익 모드를 모두 고려하여 제자리 비행 효율 1%이상 향상되면서 전진비행 효율이 최대 값을 가지는 경우를 OPT로 나타내었다. 익형 재배치를 포함하여 최적설계를 수행한 결과가 익형 재배치를 고려하지 않은 경우보다 Best HOV, Best FWD, OPT 모두 성능 향상의 정도가 큼을 확인할 수 있으며, 이는 익형의 위치가 설계변수로서 고려되어 익형의 특성에 따라 적절한 위치에 배치되어야 보다 높은 블레이드 성능 향상을 가져올 수 있음을 의미한다.

익형 재배치를 고려한 최적설계 결과, Best HOV, Best FWD의 경우 기준 형상 대비 제자리 비행 효율은 최대 1.6%, 전진비행 효율은 최대 22.6% 향상된 결과를 보인다. 두 가지 성능효율 향상을 모두 고려하여 최종 형상으로 결정한 OPT의 경우 Best HOV와 동일한 형상으로 나타났으며, 기본 형상 대비 제자리 비행 효율 1.6%, 전진비행 효율 13.6% 향상된 성능 증가를 보인다.

**Fig. 8** Final Pareto Optimal Set in case of Airfoil Re-distribution

3.2 블레이드 최적 형상

익형 재배치를 고려한 경우, 최적 형상에 대한 설계 변수의 값은 Table 4와 같다. 블레이드 루트코드(Root Chord) 길이 감소 및 테이퍼비(Taper ratio)가 감소함에 따라 전체적인 블레이드 가로세로비(Aspect ratio)가 증가하고 고형비(Solidity)는 0.11459에서 0.09636으로 감소하였다. 비틀림 각의 기울기 자체는 큰 변화가 없으나, 전체적으로 비틀림 각의 분포는 약 1도 정도 증가하였다. $r/R=0.8532$ 부터 블레이드 끝단 형상이 변화하며, 하반각 4.42도를 가진다. Fig. 9에는 스펠 위치에 따른 블레이드 코드길이 분포 및 비틀림 각의 분포를 나타냈으며, Fig. 10은 기본 형상과 최적 형상에 대해 3차원 모델 형상을 비교하여 보여준다.

Table 4 Optimized Design Variables in case of Airfoil Re-distribution

Design Variables	Baseline	Optimized Value	Unit
ChordRoot	0.0825	0.07514	m
TaperRatio	0.6	0.50570	-
TSlope1	-45.0	-44.25	deg./R
TSlope2	-16.0	-17.37	deg./R
TAngle (@0.5R)	4.0	5.251	deg.
TipSTA	-	0.8532	
AnhdrAng	0.0	4.42	deg.
PARASweep	0.0	6.627	-
rAF1	0.5	0.3289	-
rAF2	0.75	0.7294	-

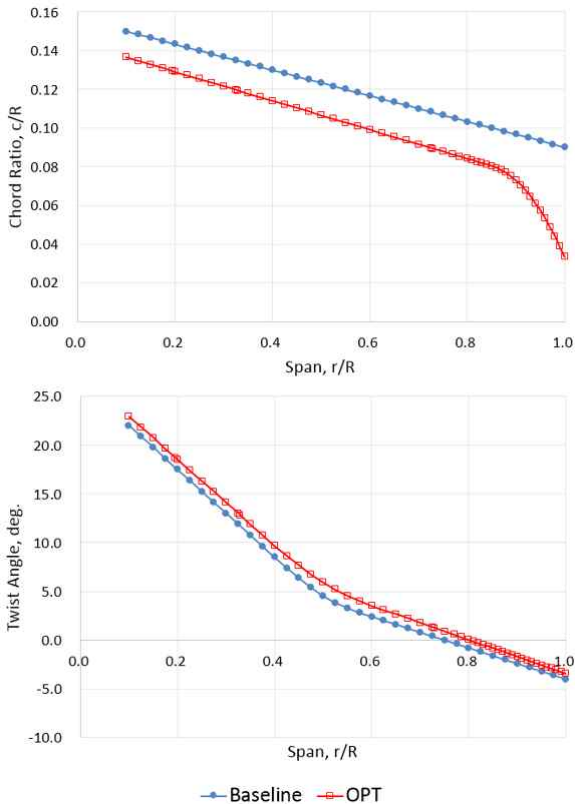


Fig. 9 Chord and Twist Angle Distributions of the Optimized Blade

3.3 블레이드 최적 형상 성능 해석

프로펠러 블레이드 최종 형상의 성능확인을 위해 제자리 비행 및 전진 비행 모드에 대해 성능해석을 수행하였다. 각 성능해석의 환경조건은 Table 2에 기술한 조건과 동일하며, CAMRAD-II를 사용하였다.

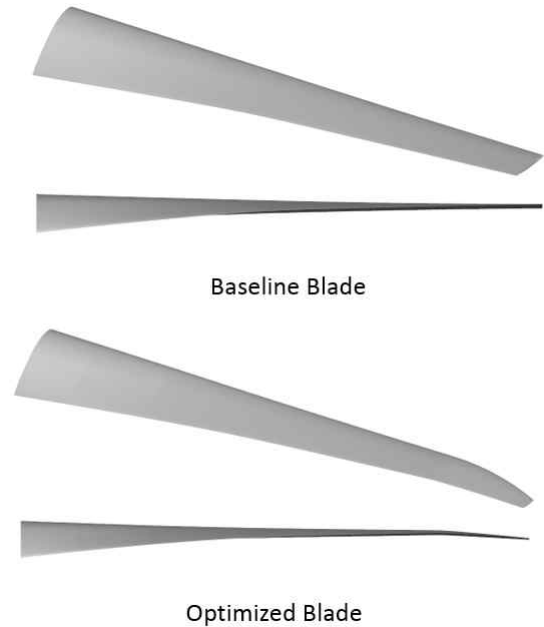


Fig. 10 3D Model of the Baseline and the Optimized Blade

제자리 비행 해석의 경우 회전수 1800rpm에서 컬렉티브 피치각(Collective Pitch Angle)을 0도부터 20도까지 변화시켜 가며 해석을 수행하였다. Fig. 11은 추력 대비 소요동력, 성능효율(Figure of Merit), 피치로드 하중을 보여준다. 추력 160N이하에서는 소요 동력이 기본 형상보다 감소됨을 확인할 수 있으며, 성능효율 또한 증가되었음을 확인할 수 있다. 또한 피치로드 하중의 경우 최대 30%가 적게 부가되는 것으로 나타났다. 추력 170N 이상에서는 기본 형상 블레이드보다 소요동력 및 성능효율이 증가하는 경향이 있으며, 이러한 현상은 높은 컬렉티브 피치각에서 기본 형상보다 블레이드 실속이 일찍 발생하기 때문으로 판단된다.

전진 비행 해석의 경우 QTP-UAV의 전진속도에 따른 프로펠러의 틸트 각을 고려하여 천이구간 및 고정익 모드로 구분하여 트림 해석을 수행하였다. 프로펠러의 천이구간은 해석은 고도 300m, 표준 대기 조건을 사용하였으며, 프로펠러가 완전히 틸트된 고정익 모드는 고도 1000m, 표준 대기 조건을 사용하였다. 또한 고정익 모드에서는 블레이드 회전수를 1440rpm으로 감속한 경우에 대해서도 해석을 수행하였다.

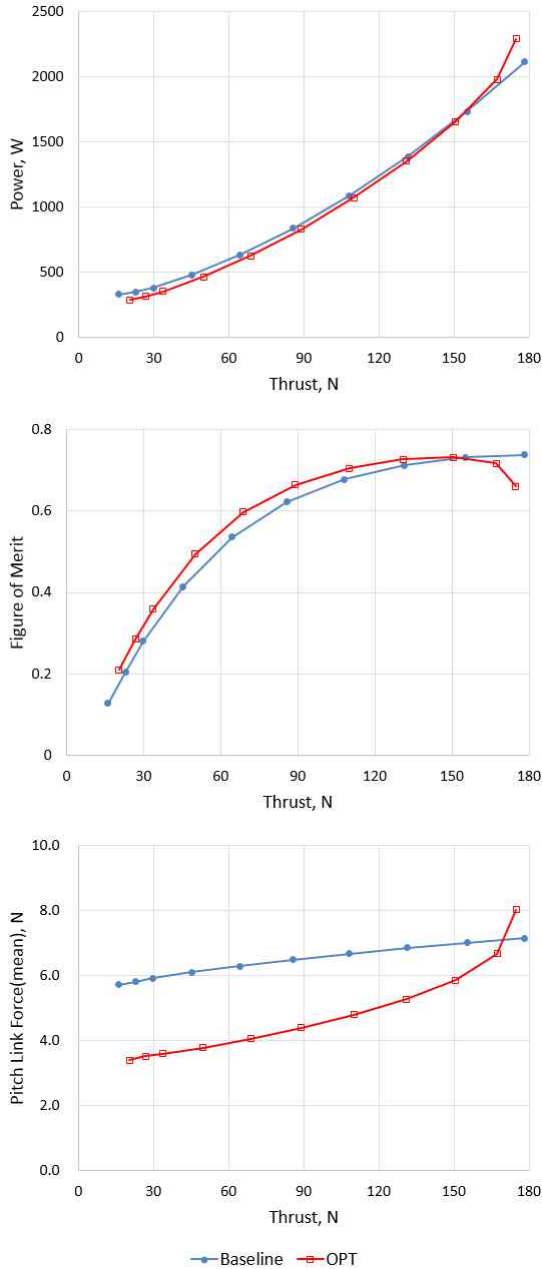


Fig. 11 Comparison of Hover Performance Between the Baseline and the Optimized Prop-rotor Blade

Figure 12는 전진 비행의 경우 속도에 따른 소요동력, 150km/h 이상에서 프로펠러가 완전히 틸트 된 후의 블레이드 성능효율, 각 속도에 따라 피치로드 하중의 최대값을 보여준다. 최적설계 결과에서도 유추할 수 있듯이, 기본 형상 블레이드보다 소요동력이 감소되었음을 확인할 수 있으며, 전진 비행 속도가 증가할

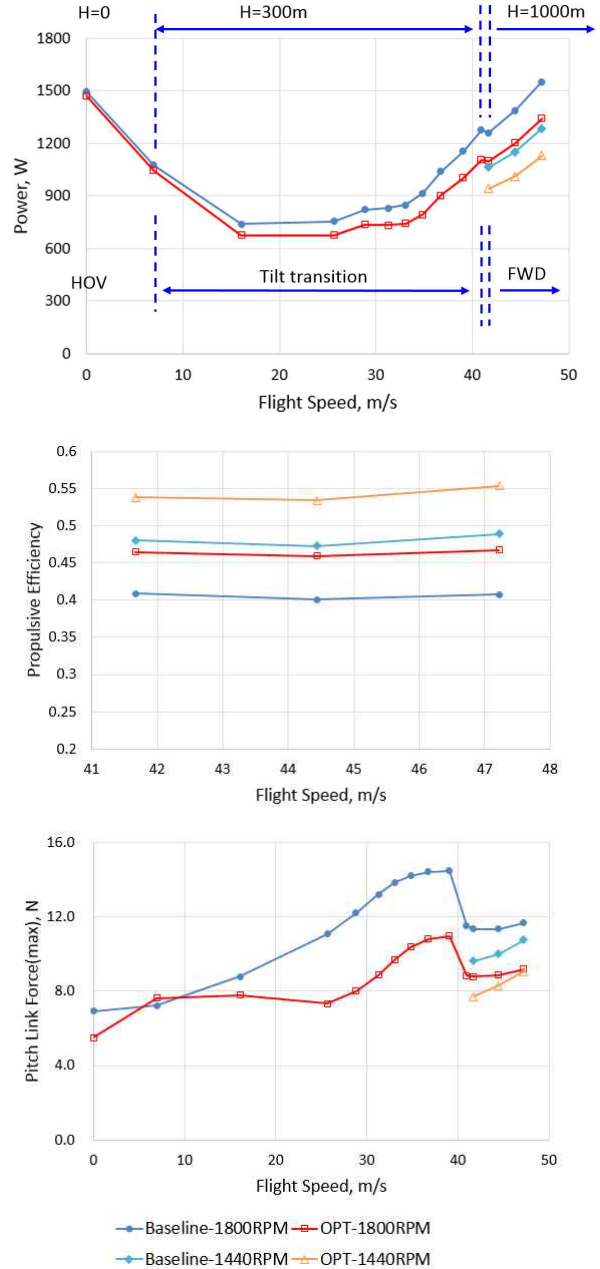


Fig. 12 Comparison of Forward Flight Performance Between the Baseline and the Optimized Prop-rotor Blade

수록 감소폭도 증가하고 있다. 전진속도 150km/h 이상에서의 전진비행 효율은 약 22%가 증가된 상태로 일정하게 유지되고 있다. 피치로드 하중의 경우 프로펠러가 틸트하는 천이구간에서는 속도가 증가함에 따라 점차 증가하는 경향을 보이고 있으며, 완전한 고정익의 모드로 변환 후에는 감소 후 속도 증가에 따라 완

만하게 증가하는 추세를 보이고 있다. 운용 회전수 1440rpm의 경우, 기본 형상 및 최적 형상 모두 소요 동력, 성능효율 및 피치로드 하중 측면에서 1800rpm 회전수보다 우수하게 나타나고 있으며, 추후 QTP-UAV 운용조건으로 고려해 볼 수 있다.

4. 결 론

쿼드틸트 무인기에 적용되는 프로펠러 블레이드 형상 최적설계를 수행하였다. 형상 최적설계 프로세스 통합은 ModelCenter[®] 프로그램을 이용하였으며, 최적 설계 과정에서 성능해석은 CAMRAD-II를 사용하였다.

프로펠러 블레이드 플랜폼 형상을 결정짓는 요소로 블레이드 루트코드 길이, 테이퍼비, 비틀림 각 기울기 및 0.5R에서의 비틀림 각, 하반각 등 끝단 형상 결정 요소, 익형 위치 등을 설계변수로, 소요동력 및 피치로드 하중을 제한조건으로 설정하여, 회전익 및 고정익 비행모드에서의 블레이드 성능효율 최대화를 목적으로 최적설계를 수행하였다.

최적 설계 결과 기준 형상 대비 정지비행 효율은 1.6%, 전진 비행 효율은 13.6% 향상된 프로펠러 블레이드 형상을 도출할 수 있었으며, 제자리 비행 및 전진비행 성능해석을 통해 성능향상 정도를 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 주요사업 “신개념 수직이착륙 무인기 개념연구”과제의 연구결과 중 일부이며, 본 논문의 일부 내용은 “항공우주시스템공학회 2017년 춘계학술대회”에 발표되었음.

References

- [1] H. Kang, “Planform Design of QTP-UAV Prop-rotor Blade Using ModelCenter,” *Proceeding of The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference 2017*, Jeju, Korea, April 2017.
- [2] H. Kang, and S. Kang, “Development Status of a Multidisciplinary Design, Analysis and Optimization

Framework for the Tip Shape Design of a Helicopter Rotor Blade,” *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference 2016*, Jeju, Korea, Nov. 2016.

- [3] Phoenix Integration Inc., ModelCenter Software, www.phoenix-int.com, Wayne, PA, USA.
- [4] W. Johnson, CAMRAD II, *Comprehensive Analytical model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics, Release 5.9, Vol. VI, Palo Alto, CA, 2012.