

## 論文

## 스마트무인기 프로프로터 공력설계

최성욱\*, 김유신\*, 박영민\*\*, 김재무\*

## Aerodynamic Design of the SUAV Proprotor

Seong Wook Choi\*, Yu Shin Kim\*, Young Min Park\*\* and Jai Moo Kim\*

## ABSTRACT

The aerodynamic design of a proprotor for the Smart UAV adopting tiltrotor aircraft concept is conducted in this study. Since proprotor of tiltrotor aircraft is operated at both rotary and fixed wing mode with single configuration rotor, the proprotor has to be designed to meet performance requirements for both flight modes. The aerodynamic design of proprotor is accomplished by combining three sources of data - the proprotor performance data, the aerodynamic data of vehicle, and the performance data of engine. The performance analysis code for proprotor is based on the combined momentum and blade element theory and validated by comparison with the TRAM data. In order to design configuration for a proprotor satisfying requirements for both rotary and fixed wing mode, various kind of performance maps are constructed for many performance and configuration parameters. From the analysis the twist angle of 38 degrees and the solidity of 0.118 are decided to be the optimal geometric parameters for both operating conditions.

## 초 록

본 연구에서는 틸트로터 항공기 개념을 채택하고 있는 스마트무인기의 프로프로터 공력형상 설계를 수행하였다. 틸트로터 항공기의 프로프로터는 단일 형상의 로터가 회전익과 고정익의 두 가지의 비행모드에서 운용되어야 하므로 회전익으로서의 로터와 고정익으로서의 프로펠러 요구 성능을 동시에 만족할 수 있도록 형상 설계가 이루어 져야 한다. 프로프로터의 공력형상 설계는 로터의 성능, 비행체의 공력성능, 그리고 엔진의 성능데이터를 결합하여 이루어 졌다. 모멘텀-깃요소 이론에 바탕을 둔 로터의 성능해석코드에 대한 검증은 TRAM 데이터와의 비교를 통해 이루어 졌다. 프로프로터의 공력형상 설계는 틸트로터 항공기의 고정익과 회전익 성능을 동시에 만족할 수 있는 형상을 구현하기 위하여 다양한 형태의 성능 맵이 작성되었고, 이들 선도 위에서 최적의 성능이 구현될 수 있는 성능 및 형상 파라메타가 결정되도록 하였다.

**Key Words** : SUAV(스마트무인기), Tiltrotor(틸트로터), Proprotor(프로프로터), Aerodynamic Design(공력설계), Momentum-Blade Element Theory(모멘텀-깃요소 이론)

† 2005년 3월 3일 접수 ~ 2005년 7월 7일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 공력성능연구그룹

연락처자, E-mail : wook@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

## 1. 서 론

21세기 프론티어사업의 일환으로 수행 중인 스마트무인기 기술개발사업에서는 비행체로서 수직이착륙과 고속순항 성능을 가지는 틸트로터 무

인기 개념을 채택하였다. 틸트로터 항공기는 수직이착륙 모드에서는 일반 회전익 항공기의 형태를, 순항모드에서는 일반 프로펠러 고정익 항공기 형태로 전환되는 대표적인 전환형 항공기(convertiplane)이다. 이와 같이 틸트로터 항공기의 로터는 단일 형상의 로터가 두 가지의 비행모드에서 운용되어야 하므로 틸트로터 항공기의 로터를 프로펠러와 로터의 합성어인 프로프로터(proprotor)라 칭하며, 이 프로프로터는 회전익의 로터와 고정익의 프로펠러 요구 성능을 동시에 만족할 수 있도록 설계가 이루어 져야 한다. Table 1에서는 프로펠러와 로터의 기본적인 차이점을 요약하였다[1].

Table 1. Difference between propellers and rotors[1]

Propeller	Rotor
Relatively Small, high rpm	Large, low rpm
Designed for axial flight	Predominantly edgewise flight
Provides propulsive force only and control moments	Provides lift, propulsive force and control moments
Maximum thrust only a fraction of a/c weight	Maximum thrust greater than a/c weight
Relatively rigid blade	Flexible blade
High twist	Low twist
Collective pitch only	Collective and cyclic pitch
Non-articulated	Some form of articulation
Chordwise cg well aft of $\frac{1}{4}$ chord	Chordwise cg on or near $\frac{1}{4}$ chord
Dependence on power to produce thrust	Dependence on power in hover, but can provide lift in autorotation

Table 2. Definition of rotor and propeller

	Rotor	Propeller
Rotational Speed	$\Omega$ (rad/sec)	$n = \Omega/2\pi$ (rpm)
Thrust Coefficient	$C_T = T/\rho A(\Omega R)^2$	$C_{TP} = T/\rho n^2 D^4$ $= C_T(\pi^3/4)$
Torque Coefficient	$C_Q = Q/\rho A(\Omega R)^2 R$	$C_{QP} = Q/\rho n^2 D^5$ $= C_Q(\pi^2/8)$
Power Coefficient	$C_P = P/\rho A(\Omega R)^3$ $= C_Q$	$C_{PP} = P/\rho n^3 D^5$ $= C_P(\pi^4/4)$
Advance Ratio	$\mu = V/\Omega R$	$J = V/nD$ $= \pi\mu$
Efficiency	$FM = C_{PI}/C_P$ $C_{PI} = C_T^{3/2}/\sqrt{2}$	$\eta = TV/P$ $= (C_{TP}/C_{PP})J$ $= (C_T/C_P)\mu$

일반적으로 로터와 프로펠러에 적용되는 성능계수 및 관련 변수들은 Table 2에서 보는 바와 같이 서로 다르게 정의되어 사용되어 왔다. 그러

나 프로프로터의 경우에는 틸트로터의 시작점이 회전익기인 관계로 로터의 성능계수에 대한 정의가 프로펠러 모드에서도 공통적으로 사용되어 왔다. 본 연구에서도 로터모드와 프로펠러 모드에 대해 동일한 로터의 성능계수 및 정의를 사용하였으며, 단지 효율에 대해서만 각자의 정의를 적용하였다.

Table 3은 대표적인 틸트로터 유인 항공기로서 알려진 V-22 Osprey를 비롯하여 모두 7가지의 로터의 제원을 명시하였으며, 본 테이블을 통해 기존 틸트로터항공기 프로프로터의 설계 경향을 파악할 수 있다.

Table 3. Specification of proprotors

Parameter \ Config	XV-15	JVX W/T	V-22	TRAM	TR 911X	TR 911D	SUAV TR-S 2
Scale to V22	0.658	0.658	1.000	0.250	0.216	0.250	0.247
No. of Rotors	2	2	2	2	2	2	2
No. of Blades	3	3	3	3	3	3	3
Radius (ft)	12.5	12.5	19.0	4.75	4.10	4.75	4.70
Solidity ( $\sigma_T$ )	0.089	0.114	0.105	0.105	0.099		0.118
Vtip(Hover)(fps)	771	790	790	790	790		790
Vtip(Cruise)(fps)	677		662	662	632		632
M_tip (Hover)		0.68		0.708			0.708
M_tip (Cruise)		0.68		0.593			0.593
Airfoils		XN	XN	XN			XN

틸트로터 무인기의 프로프로터를 설계하기 위한 선단계로서 기존 프로프로터 형상에 대한 성능해석을 수행하여 프로프로터의 공력특성을 파악하고 이를 통해 프로프로터 성능해석 코드에 대한 검증과 보완 작업을 수행하였다[2]. 이와 같이 검증된 성능해석 코드를 이용하여 Fig. 1과 같은 스마트무인기[3]의 프로프로터에 대한 공력설계를 수행하였다.

틸트로터 항공기의 프로프로터 형상 및 에어포일에 대한 공력설계는 1980년대 후반 V-22의 프로프로터와 에어포일에 대해 체계적으로 이루어진

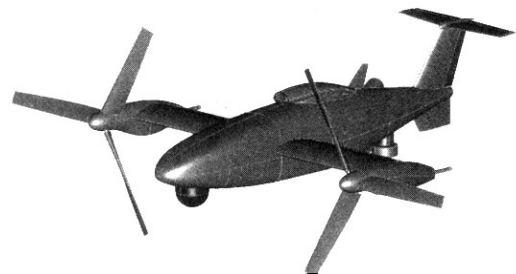


Fig. 1. Smart UAV

바 있다[4,5]. 본 연구에서 적용한 프로토타입 형상의 설계절차는 참고문헌[4]에서 제시된 방법을 근간으로 하였으며, 각 설계과정에서 본 연구를 통해 개발된 독자적 설계기법이 적용되었다.

## II. 성능해석 코드 및 검증

프로토타입 공력설계를 위해 요구되는 성능해석 코드(HOCU)는 기본적으로 모멘텀-깃요소 이론(Combined Momentum-Blade Element Method)에 바탕을 두고 있다. 이론적으로는 로터의 호버링 모드에서도 상승률을 고려한 계산이 가능하기 때문에 이러한 상승률을 순항모드의 비행체 전진 속도까지 확장하여 프로펠러 모드까지도 해석이 가능하지만, 계산의 엄밀성을 위하여 프로펠러 모드에서는 별도의 계산 기법을 적용하였다. 즉, 로터의 호버링 및 상승비행 조건에서는 Prouty[6]에 의해 정립된 모멘텀-깃요소 이론을 적용하였고, 순항시의 프로펠러 모드에서는 Adkins and Liebeck[7]에 의해 제안된 프로펠러 성능 해석기법을 각각 적용하였다.

모멘텀-깃요소 이론을 이용한 블레이드의 성능 해석을 위해서는 에어포일에 대한 공력계수 테이블이 요구되는데, 이것은 NACA64 및 XN-계열 에어포일[5]의 두께비, 마하수, 그리고 받음각에 대해 2차원 Full Navier-Stokes 코드를 이용하여 해석한 결과를 데이터베이스화하여 이용하였다[8].

작성된 성능해석 코드에 대한 검증은 시험자료가 비교적 풍부하게 공개되어 있는 TRAM[9] 프로토타입에 대한 호버링 및 순항모드의 성능해석을 통해 이루어 졌다.

먼저 로터의 호버링 모드는 블레이드 팁 마하수  $M_{tip}=0.62$ 에 대해서 성능계산이 이루어 졌으며 Fig. 2와 3에 그 대표적인 결과가 제시되어 있다. Fig. 2의  $C_T/\sigma$  대  $C_P/\sigma$ 의 선도에서 전반적으로 시험치와 계산치가 잘 일치하고 있는 것을 볼 수 있으나, 낮은  $C_T/\sigma$  영역에서는  $C_P/\sigma$ 를 시험치에 비해 낮게 예측하고 있다. 그러나 로터의 실제적인 운용은 상대적으로 높은  $C_T/\sigma$  영역( $C_T/\sigma \sim 0.1$ 이상)에서 이루어지기 때문에 실제 설계적인 측면에서는 이와 같은 시험치와의 차이는 큰 문제가 없는 것으로 판단된다.

Fig. 3은 로터의 정지비행 효율의 척도인 FM (Figure of Merit)을 나타낸 것으로서 전반적인 경향은 시험치와 유사성을 보이나 정성적으로는 TRAM의 호버링 모드와 고정익 모드에 대한 시험치의 중간 정도의 값을 가지고 있다.

로터의 반경방향 75%지점에서의 콜렉티브 피

치와 추력계수  $C_T/\sigma$ 에 대한 비교는 Fig. 4에 나타나었는데 동일한 추력조건에서 계산치는 3도 정도 낮게 예측되고 있음을 볼 수 있다. 이러한 결과는 호버링 조건에서 로터의 해석 및 설계 시에 계산된 콜렉티브 피치에 3도를 더하여 보정하여야 함을 의미하며, 실제 설계 및 해석 시에 이러한 콜렉티브 피치의 보정치를 적용하였다.

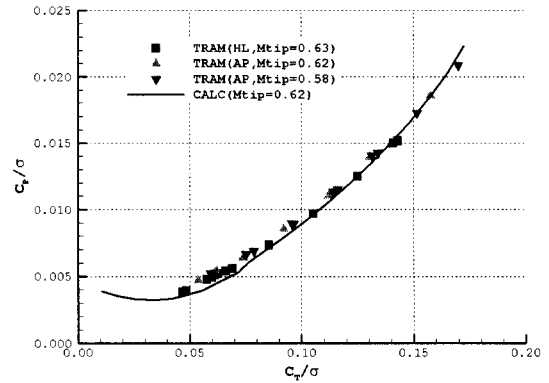


Fig. 2.  $C_T/\sigma$  vs.  $C_P/\sigma$  (Hover)

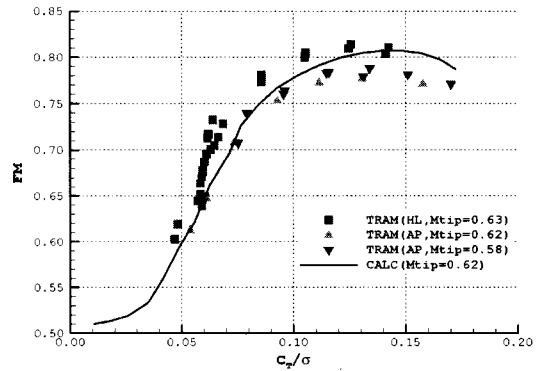


Fig. 3.  $C_T/\sigma$  vs. FM (Hover)

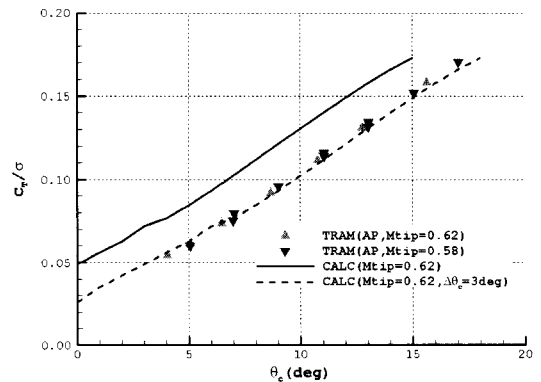


Fig. 4.  $\theta_c$  vs.  $C_T/\sigma$  (Hover)

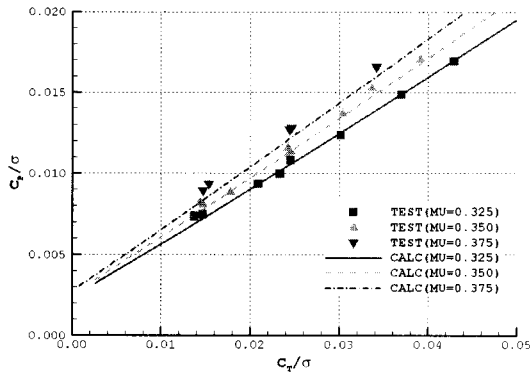


Fig. 5.  $C_T/\sigma$  vs.  $C_P/\sigma$  (Cruise)

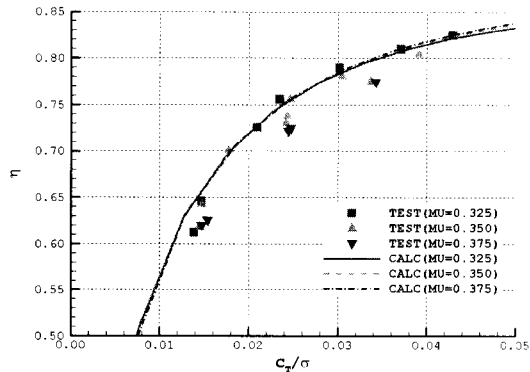


Fig. 6.  $C_T/\sigma$  vs. Eff (Cruise)

프로펠러의 프로펠러 모드에서는 세 가지의 전진비( $\mu=0.325, 0.350, 0.375$ )에 대해 성능해석을 수행하였다. Fig. 5의  $C_T/\sigma$  대  $C_P/\sigma$ 의 선도에서는 전진비의 증가에 따라  $C_P/\sigma$ 곡선은 상향 이동하며, 이와 함께 곡선의 기울기도 증가함을 볼 수 있다. 전반적으로 시험치와 정성 및 정량적으로 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 6의 프로펠러 효율곡선의 경우 시험치는 전진비의 증가에 따라 효율곡선이 하향 이동하는 경향을 보이지만 계산치는 전진비에 따라 거의 변화가 없는 것으로 나타났는데, 이와 같은 전진비에 대한 효율의 불변성은 본 연구에서 적용한 모멘텀-깃 요소이론의 한계로 판단되며 이러한 경향은 기존의 연구결과[8]에서도 유사하게 나타났다.

### III. 프로펠러 공력설계

프로펠러 형상에 대한 공력설계는 Fig. 7의 설계절차에서 보는 바와 같이 주어진 설계제한조건 하에서 3가지의 설계 목적치를 만족하도록 7가지

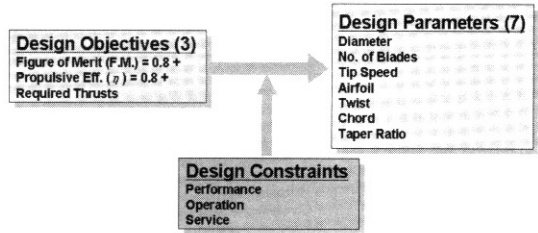


Fig. 7. Proprotor design procedure

의 프로펠러에 대한 형상 변수를 결정하는 것이다. 여기서 설계 목적치는 프로펠러의 호버링 성능지수인 FM(Figure of Merit)이 0.8 이상, 프로펠러 효율계수( $\eta$ )가 0.8 이상, 그리고 호버링, 채공, 순항, 최대속도라는 4가지의 비행조건에 대한 필요 추력으로 정의하였다. 설계 제한 조건은 기본적으로 각 비행조건에 해당되는 엔진의 이용마력, 상승률, 전진속도, 그리고 온도 조건이다. 이와 같은 설계 목적치와 설계제한 조건으로부터 프로펠러의 직경, 블레이드 개수, 끝단속도, 에어포일, 비틀림, 코드분포, 테이퍼비로 이루어진 7개의 형상변수가 결정되었다.

### 3.1 Design Condition

형상설계를 위한 설계조건으로는 다음과 같은 4가지 비행모드에 대한 추력 및 속도 조건으로 정의되었다.

- #0 Hovering
- #1 Loitering (Max Endurance) (250km/h)
- #2 Cruise Speed (400km/h)
- #3 Max Speed (500km/h)

호버링 조건은 비행체의 총 이륙중량 2,083lb (945kg)을 기준으로 다음과 같은 호버링의 설계 필요추력을 결정하였다.

$$T = W + \eta_1 T + \eta_2 W + \eta_3 W \quad (1)$$

where,  $W =$  Gross Weight (2,083lb)

$$\eta_1 = D/T \text{ (Download Ratio 0.12)}$$

$$\eta_2 = C/W \text{ (Control Authority 0.05)}$$

$$\eta_3 = U/W \text{ (Weight Growth Margin 0.10)}$$

여기서,  $\eta_1$ 은 호버링시 로터의 내리흐름(downwash)에 의한 비행체의 추력과 반대방향의 성분인 다운로드(download)로서 로터의 추력계수와 주익의 플랩 변위각에 의해서 달라지지만 본 연구에서는 참고문헌[10]에서 제시한 통상적인 하중비 0.12를 사용하였다. 호버링시 제어력

확보를 위한 추력의 여유분은  $\eta_2$ 의 설정으로 반영되었으며 일반적인 수직이착륙기의 경우 중량 대비 약 5%의 여유를 갖도록 하였다[11].  $\eta_3$ 는 로터 성능해석의 불확실성과 향후 중량 증가 요소 등을 고려한 것으로서 중량 대비 10%의 여유를 갖도록 하였다. 이상과 같은 호버링시 필요추력 관계식(1)을 정리하면 다음과 같은 식(2)로 정리되며 각 하중비를 고려하면 설계 필요추력은 중량의 약 1.3배로서 2,723lb로 설정되었다.

$$T = \frac{1 + \eta_2 + \eta_3}{1 - \eta_1} W = 1.307 W = 2,723lb \quad (2)$$

고정익모드(프로펠러 모드)에서의 설계조건은 비행체의 최소항력계수  $CD_{min}$ 을 600counts (0.06)로 설정하고, 비행체의 중량이 반연료 상태인 (총연료중량=620lb) 1,773lb에서의 각 비행조건에 대한 프로펠러의 필요추력을 Table 4에서와 같이 정의하였다.

Table 4. Aerodynamic performance of airplane mode

	Flight Cond.	V (kmh)	V (fps)	CL	CD	L/D	D(lb)
#1	Loiter Speed	250	227	1.130	0.145	7.81	227
#2	Cruise Speed	400	364	0.441	0.070	6.34	280
#3	Max Speed	500	456	0.282	0.063	4.50	394

### 3.2 Diameter, Number of Blades, and Taper Ratio

스마트무인기의 개념설계단계에서 초기 회전면 하중(Disk Loading)은  $16lb/ft^2$ 로서 로터의 반경은 4.26ft였지만[3], 호버링시의 고온 대기조건 (ISA+20°C) 및 상승률  $8ft/sec$  조건에서 로터 추력의 여유 부족으로 회전면 하중을  $15lb/ft^2$ 로 낮추어 로터의 반경을 4.7ft로 변경하였다[12].

프로펠러의 블레이드 개수는, 틸트로터 항공기인 XV-3, XV-15, V-22, 그리고 최근 개발 중인 틸트로터 무인기인 Eagle Eye(TR-911X)에 이르기까지 공통적으로 3개의 블레이드 시스템을 적용하여 왔으며, 블레이드의 개수는 로터의 공기역학적 성능은 물론이고 로터의 동력학적 문제와 연관되어 결정되어야 한다고 알려져 있다[4]. 스마트무인기의 로터 블레이드의 개수는 기존 틸트로터 항공기와 같이 3개로 결정되었다.

블레이드의 테이퍼 비는 호버시의 요구마력 및 고정익 모드에서의 프로펠러 효율과 관계된다.

즉, 테이퍼비가 감소하게 되면 호버시의 요구마력은 감소하지만, 반면 프로펠러의 효율도 감소하게 된다. 설계 단계에서 이와 같은 테이퍼비의 성능 영향성을 분석하여 최적의 테이퍼 비를 선택할 수는 있으나, 테이퍼 비는 구조적인 문제와도 직접적으로 연관되는 사항으로서 공력적인 관점에서만 결정될 수 있는 인자가 아니다. 본 설계에서의 테이퍼 비는 기존의 틸트로터 항공기의 테이퍼비와 유사한 0.64를 채택하였다.

### 3.3 Airfoil & Thickness Ratio

기존 틸트로터기의 경우, 블레이드 스캔방향으로의 에어포일은 Table 5에서와 같이 XV-15은 NACA64 계열 에어포일을, V-22의 경우에는 NACA64 계열 에어포일을 바탕으로 최적 설계한 XN-계열 에어포일을 4개의 스캔 지점에 분포시켰다.

Table 5. Airfoils and thickness ratio

t/R	XV-15		V-22		SJAV	
	t/c	Airfoil	t/c	Airfoil	t/c	Airfoil
0.10					0.30	SF-30
0.25	0.28	NACA64-528	0.28	XN-28	0.25	SF-25
0.50	0.18	NACA64-118	0.18	XN-18	0.18	SF-18
0.75	0.12	NACA64[1.5]12	0.12	XN-12	0.12	SF-12
1.00	0.08	NACA64-208	0.09	XN-09	0.08	SF-08

블레이드의 두께비는 일반적으로 공력적 관점이 아닌 구조 동력학적 관점에서 결정되는 것이 원칙이지만, 본 설계에서는 V-22의 블레이드 뿌리 부분의 두께비가 V-22의 블레이드의 접힘(folding) 요구조건으로 결정[4]된 것임을 고려하여 뿌리 부분의 두께비를 V-22에 비해 감소시켰

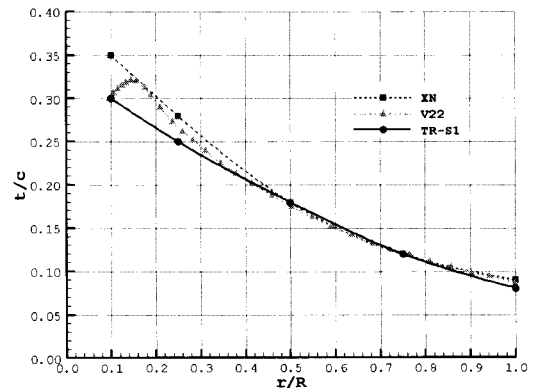


Fig. 8. Thickness ratio distribution

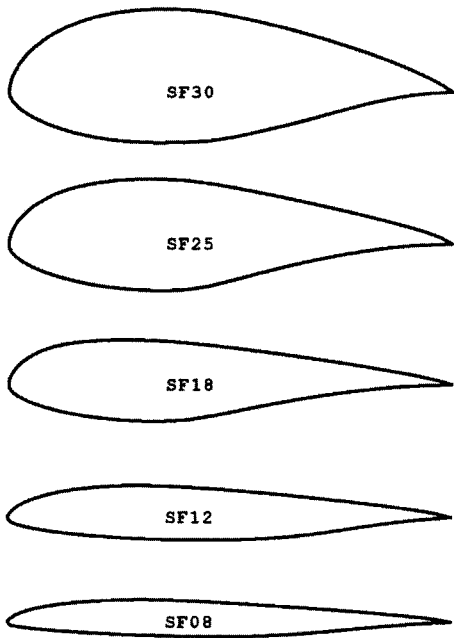


Fig. 9. Blade airfoils

다. 따라서 블레이드의 스펠방향으로의 두께비의 분포는 Fig. 8에서와 같이 결정하였으며, 각 두께비에 대응되는 에어포일을 기존 XN-계열 에어포일과 유사한 형상으로 만들어진 SF(Smart Foil) 에어포일을 분포시켰다. 각 단면에서의 에어포일 형상은 Fig. 9와 같다.

### 3.4 Tip Speed

프로펠러의 끝단속도는 일차적으로 공력성능 측면에서 최대의 효율 혹은 최소의 필요마력을 갖도록 결정되는 것이 원칙이지만, 전체적인 시스템 측면에서는 장착 엔진의 가용 회전수 조건 및 트랜스미션의 운용범위가 끝단속도 결정을 위한 지배적인 요소로 작용할 수 있다. 즉 공력적으로 최적의 성능을 구현하는 로터의 회전수를 제시한다 할지라도 이를 엔진과 트랜스미션에서 구현하지 못할 경우도 있다는 것이다.

호버링 모드에서 프로펠러의 끝단속도는 Fig. 10과 같은 끝단속도 대 추력 선도로부터 결정 될 수 있다. Fig. 10은 호버링 조건에서 주어진 엔진 마력으로 발생시킬 수 있는 최대의 추력선도를 나타낸 것이다. 스마트무인기 장착 후보엔진 중의 하나인 PW-206C 엔진의 경우, 지상 표준대기 조건에서 로터당 가용 마력이 220hp로서 이에 해당하는 최대의 추력은 대략 800ft/sec의 끝단속도에서 형성되는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 호버

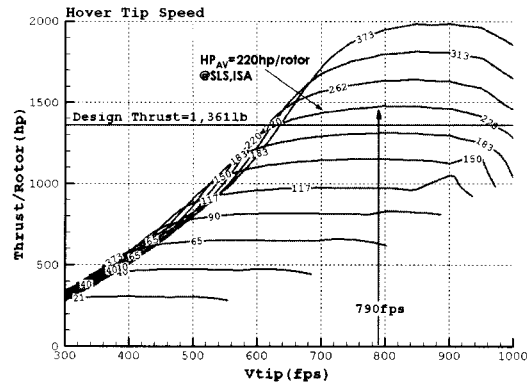


Fig. 10. Iso-power curve at hovering mode

링 시의 끝단속도 800ft/sec는 지금까지 기존의 틸트로터기(XV-15, V-22, TR-911X)에서 적용되어 온 끝단속도 790ft/sec에 접근하는 값으로서, 본 설계에서는 전통적 설계근거를 고려하여 호버링 시의 끝단속도를 790ft/sec로 결정하였다.

고정의 모드에서의 프로펠러 끝단속도는 다음과 같은 두 가지의 비행체의 성능 파라메타를 정의하고 끝단속도와의 관계 분석을 통해 결정하였다.

$$\text{Range Parameter, } RP = \frac{\eta}{c} \frac{L}{D} \quad (3)$$

$$\text{Endurance Parameter, } EP = \frac{\eta}{c} \frac{L^{3/2}}{D} \quad (4)$$

여기서,  $\eta$ 는 프로펠러 효율이고,  $c$ 는 엔진의 연료소모율이다. 위의 두 성능 파라메타는 프로펠러 항공기의 항속거리 및 체공시간에 관한 Brequet 방정식으로부터 도출된 것으로서[13], 위의 각 식에 연료량의 변화를 곱하면 항속거리 및 체공시간을 각각 구할 수가 있게 된다. 비행체의 항속거리를 증가시키기 위해서는 식 (3)의 항속거리 파라메타(RP)를, 체공시간을 증가시키기 위해서는 식(4)의 체공시간 파라메타(EP)를 높이는 방향으로 비행체의 설계가 이루어 져야 한다.

Fig. 11과 Fig. 12는 식 (3)과 (4)에서 정의된 RP와 EP를 전진속도와 끝단속도 평면에서 등고선의 형태로 나타낸 것이다. Fig. 11의 경우에 최대 RP는 전진속도 350km/h, 끝단속도 350ft/sec에서 나타나며, 최대 EP는 Fig. 12에서 보는 바와 같이 전진속도 260km/h, 끝단속도 320ft/sec 근처에서 형성됨을 볼 수 있다. 이와 같은 EP와 RP 선도로부터 최대의 항속거리와 최대 체공시간을 얻기 위한 로터의 운용 끝단속도와 비행체의 전진속도를 알 수 있다.

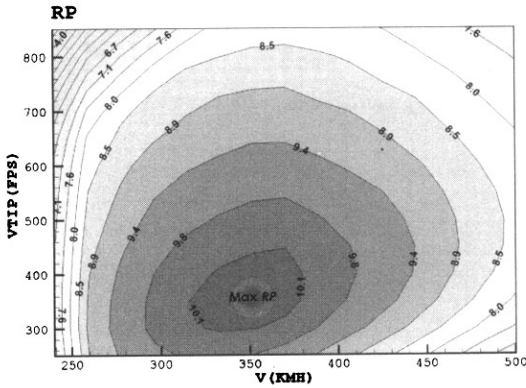


Fig. 11. Range Parameter

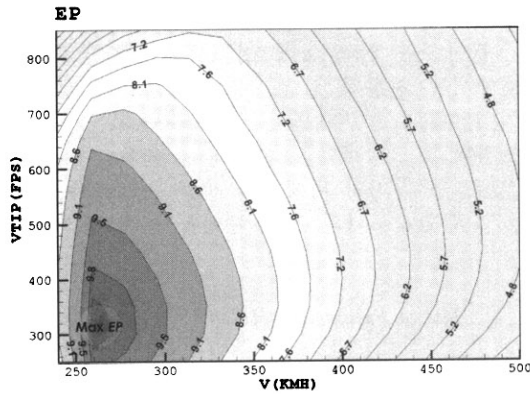


Fig. 12. Endurance parameter

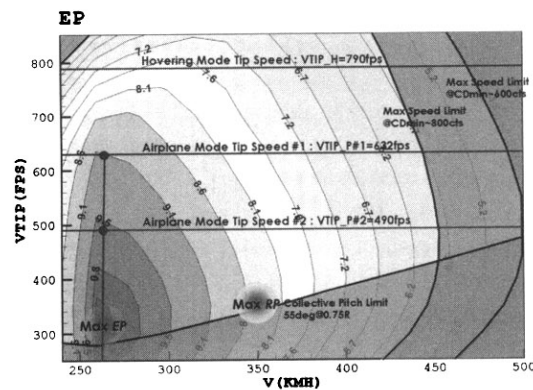


Fig. 13. Synthetic map for airplane mode tip speed

Fig. 13은 고정익 모드의 끝단속도를 결정하기 위해 무인기 성능의 가장 중요한 요소 중의 하나인 체공 파라메타 선도 Fig. 12 위에 블레이드의 비틀림각에 의해 결정되는 콜렉티브 피치의 제한

선과, 비행체의 항력에 의해서 결정되는 엔진 가용율의 제한선도를 중첩시킨 것이다. 본 종합적인 선도위에 이론적으로 최대의 체공시간과 항속 거리를 얻을 수 있는 최대 EP와 RP 점이 각각 제시되어 있으나, 엔진의 RPM을 전체 고정익 모드에 대해 일정하게 운용하는 경우(엔진 운용에서 모든 전진속도에 대해 가변 RPM으로 운용은 어려움) 본 두 점은 콜렉티브 피치의 제한선에 의해 실제적으로는 운용하기 어려운 영역이 된다. 따라서 콜렉티브 피치 제한선에 의해 제한되고, 최소항력 600카운트를 기준하여 최대의 전진속도를 구현할 수 있는 로터의 끝단속도는 1차적으로 490ft/sec 정도가 됨을 알 수 있다. 그러나 이와 같은 1차 속도 490ft/sec는 Fig. 10의 호버 모드 끝단속도 선도를 통해 선정된 790ft/sec의 62% 수준으로서 이는 터보샤프트 엔진의 통상적 운용 RPM(~6000)을 62% 정도까지 감속시켜야 하거나, 아니면 엔진의 RPM은 고정시키되 대신 62%의 감속비를 가진 2단 변속기를 장착해야 함을 의미한다. 이와 같은 엔진 회전수의 과도한 감속 운용은 엔진 마력이 일정하게 요구되는 경우 엔진 및 변속기의 토크가 증가하는 결과를 초래한다. 이에 따라, 이러한 과도한 감속비 요구에 따른 엔진과 변속기의 부담을 고려하여 고정익 모드의 최종적인 끝단속도는 호버 모드 790ft/sec의 80% 수준인 632ft/sec로 결정하였고, 이와 같은 고정익 모드의 끝단속도는 참고문헌[14]을 통해 수행된 끝단속도의 영향성 평가에서 그 근거가 제시되었다.

### 3.5 Solidity & Twist

위에서 결정된 각 비행모드에서 로터의 끝단속도를 바탕으로 한 로터의 고형비(solidity)와 비틀림각에 대한 일차적인 값은 Fig. 14와 Fig. 15와 같은 고형비-비틀림각 선도로부터 구할 수 있다. 즉, FM(정지비행 효율) 대  $\eta$ (프로펠러 효율) 선도인 Fig. 14에서 FM과  $\eta$ 이 동시에 최대값을 가질 수 있는 고형비는 약 0.10에서 0.11 수준이며, 이때의 비틀림각은 약 38도 정도임을 알 수 있다. 여기서 비틀림각은 선형 비틀림을 의미하며, 38도라는 비틀림각은 Table 4에서 제시된 3개의 비행조건에서 최적의 값들(로이터 조건 34°, 순항 조건 42°, 최대속도조건 40°)을 단순 평균한 값이다.

Fig. 15는 동일한 고형비-비틀림 곡선을 호버링 및 고정익에 대한 필요마력 선도 위에서 나타낸 것으로서 본 선도를 통해 두가지 비행모드에서 최소의 필요마력이 요구되는 고형비와 비틀림각

을 결정할 수 있다. 즉 Fig. 15의 좌측하단 영역이 최소의 필요마력이 요구되는 영역임을 알 수 있다.

로터의 고형비의 결정을 위한 2차적인 과정은 전진 속도 대 고형비 평면에서 비행모드별의 대표적 성능에 대한 변화를 등고선의 형태로 나타낸 Fig. 16에서 Fig. 19까지의 선도와 이들 선도를 중첩시킨 Fig. 20을 이용하여 이루어졌다. Fig. 16은 고온조건, 상승률 8ft/sec의 호버링 조건에서 로터의 필요마력 선도로서 끝단속도는 850ft/sec 정도에 접근하고 고형비는 증가할수록 필요마력은 감소되는 경향을 보인다. 반면, 호버링시의 FM은 끝단속도 600ft/sec, 고형비 0.19 정도에서 최대값을 가짐을 Fig. 17을 통해 알 수 있다.

Fig. 18과 19는 고정익 모드의 최대속도 조건에서 필요마력과 프로펠러 효율의 변화를 보여주는 것으로서 끝단속도 500ft/sec 근처에서 고형비가 감소할수록 필요마력은 감소하고 동시에 효율은 증가함을 볼 수 있다.

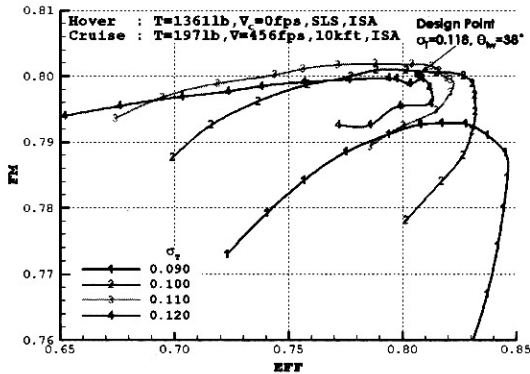


Fig. 14. Solidity-Twist curve in FM &  $\eta$  plot

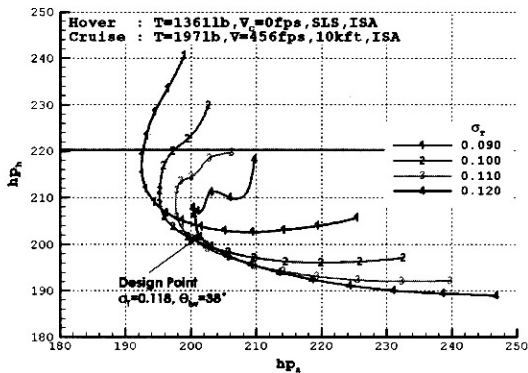


Fig. 15. Solidity-Twist curve in  $HP_a$  &  $HP_h$  plot

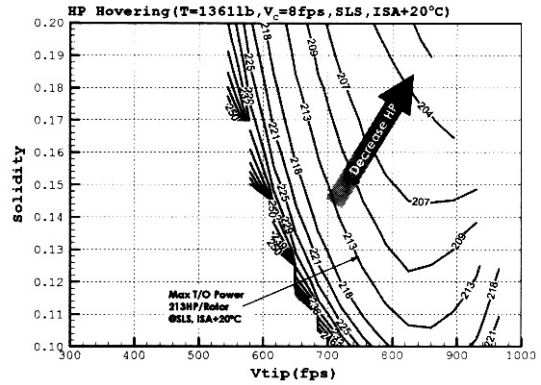


Fig. 16. Power distribution at hover on  $V_{tip}$ -Solidity plane

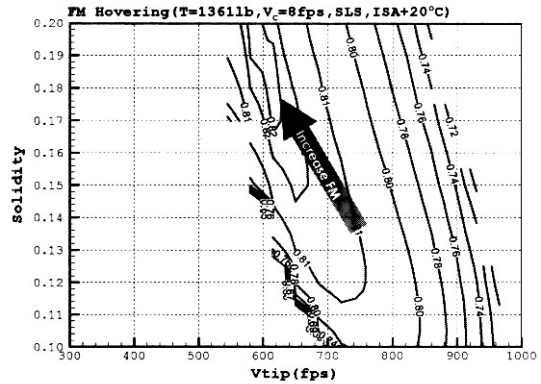


Fig. 17. FM distribution at hover on  $V_{tip}$ -Solidity plane

Fig. 20은 최종적으로 로터의 고형비와 끝단속도를 결정짓기 위한 종합적인 설계 맵으로서 고형비-끝단속도 장(field)에서 다양한 로터의 성능을 보여준다. 먼저, 설계 맵의 우측 경계영역은 호버링(상승률 8ft/sec, ISA+20°C) 조건에서 엔진의 최대이륙마력에 의해 제한되는 영역으로서 끝단속도와 고형비가 이 영역을 벗어나면 호버링 조건을 만족할 수 없다는 것을 의미한다. 이와 마찬가지로 설계 맵의 좌측 경계영역은 최대속도 ( $V=500km/h$ ,  $ALT=10,000ft$ ,  $ISA$ ) 영역으로서, 엔진의 최대 연속 출력조건에 의해 제한되는 영역이다. 본 설계 맵으로부터 알 수 있는 것은 각 비행조건에 대한 최적점이 상당히 분산되어 있다는 사실이다. 즉 호버링모드에서 필요마력이 최소가 되는 점은 끝단속도 850ft/sec, 고형비 0.19 근처에서, 호버링 효율계수 FM이 최대가 되는 점은 끝단속도 620ft/sec, 고형비 0.18에서, 그리



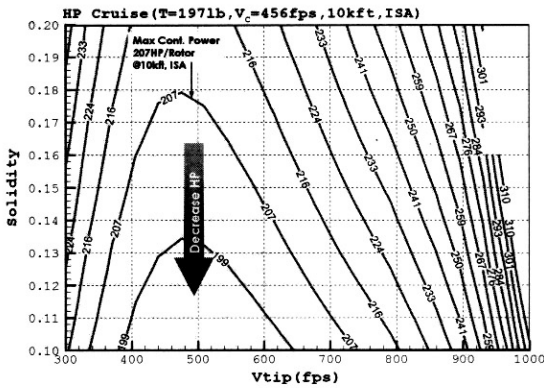


Fig. 18. Power distribution at Max cruise speed on Vtip-Solidity plane

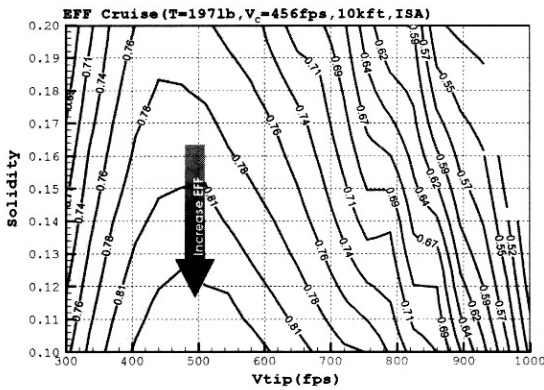


Fig. 19. EFF distribution at Max cruise speed on Vtip-Solidity plane

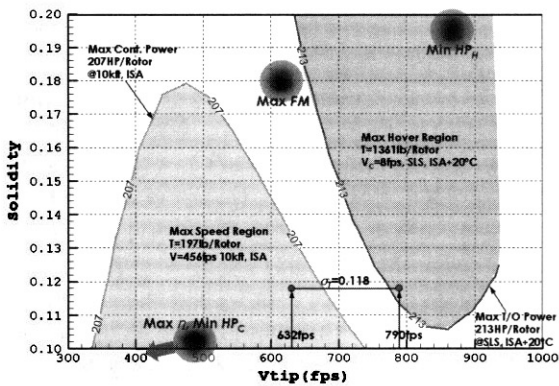


Fig. 20. Synthetic design map for Vtip & solidity

고, 고정의 모드에서 프로펠러 효율이 최대가 되고 최소의 필요마력을 갖는 점은 고형비 0.10이하 끝단속도 480ft/sec 근처에서 형성되는 것을

볼 수 있다.

위의 Fig. 14와 15로부터 고형비는 0.10에서 0.11이 최적의 범위로 고려된 바 있으나 Fig. 20의 설계 맵으로부터 호버링 끝단속도 790ft/sec에서 고형비가 0.118수준으로 조정되어야만 호버링 조건을 만족할 수 있다는 결론이 제시되었다. 즉, 고형비를 낮출수록 프로펠러 모드의 효율 측면에서 유리하지만 호버링을 위한 엔진의 가용마력조건을 만족하기 위해 고형비를 증가시켰다는 의미이다. 따라서 최종적으로 비틀림 각은 38도, 고형비는 0.118로 결정되었다.

### 3.6 Twist Distribution

위의 3.5절에서 결정된 비틀림각은 선형 비틀림 분포로서 로터의 최대 효율은 비틀림의 분포에 따라 다르게 나타난다. 설계 초기과정에서 적절한 비틀림 분포를 찾기 위해 지수 형태의 분포를 적용하여 성능을 분석하였으나 V-22와 같은 선형조합의 비틀림 분포의 성능을 능가 할 수 없

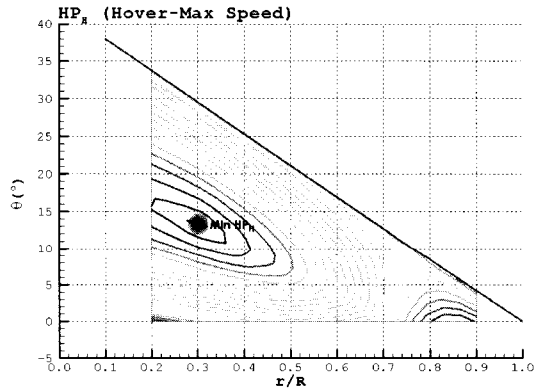


Fig. 21. Twist point for Min HP at hover mode

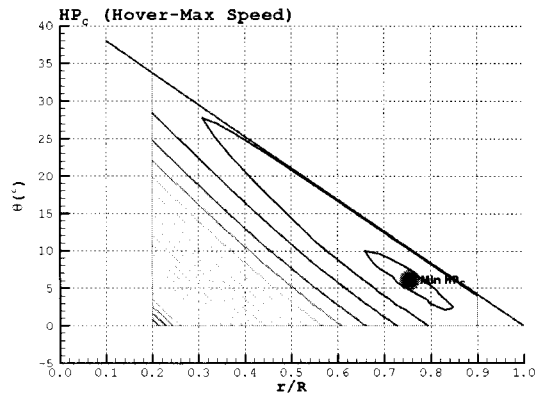


Fig. 22. Twist point for Min HP at airplane mode

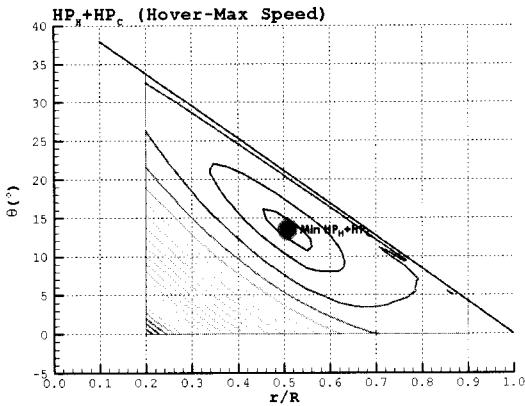


Fig. 23. Twist point for Min HP at hover & airplane mode

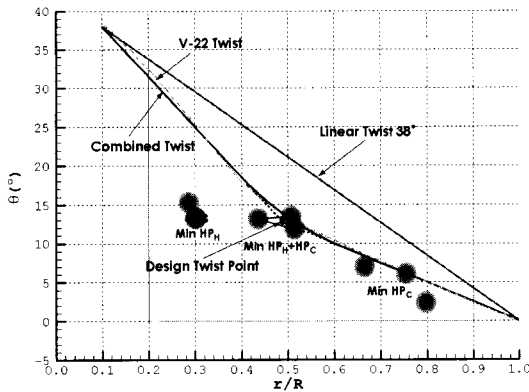


Fig. 24. Optimal twist points for various flight condition

었다[12]. 이에 따라 본 형상설계에서도 블레이드의 비틀림 분포를 V-22와 같이 두 가지의 선형 비틀림을 조합하여 생성하는 방식을 채택하였다.

본 설계에서 비틀림 분포의 결정은 Fig. 21, 22, 23에서 나타난 각 조건에서 최소의 필요마력을 가지는 비틀림 점을 조합함으로써 이루어졌다. Fig. 21은 호버링과 최대속도 조건에서 최소의 호버링 필요마력을 가지는 비틀림 점이며, Fig. 22는 동일한 조건에서 최소의 프로펠러 필요마력을 나타내는 비틀림 점이다. 또한 Fig. 23은 Fig. 21과 Fig. 22의 각각의 필요마력의 합의 최소값을 가지는 비틀림 점을 나타낸다.

이상과 같은 다양한 조건에서의 최적의 비틀림 점을 Fig. 23에 나타내었으며, 본 설계의 최대 최적의 비틀림 점은 3가지 비행모드에서의 각 필요마력의 합의 최소점을 삼각형으로 연결하여 그 삼각형의 평균점을 선정하는 것이다. 최종적인 비

틀림 분포는 결국 두개의 선형 비틀림각을 조합한 것이며, 두개의 상이한 비틀림이 만나는 불연속점은 부드러운 곡선으로 처리하였다. 이러한 과정을 통해 선정된 최종적인 비틀림 분포는 V-22의 비틀림 분포와 유사함을 볼 수 있다.

### 3.7 Geometry

이상과 같은 설계과정을 통해 Table 6과 같은 스마트무인기 프로펠터의 형상제원과 운용조건이 도출되었으며, 설계된 블레이드 형상은 Fig. 25와 같다.

Table 6. Geometry & Operating Condition of the designed propotor

GEOMETRY						
No. of Blades	3	Solidity( $\sigma_T$ )	0.118			
Radius(ft)	4.7	Activity Factor	93.8			
Diameter(ft)	9.4	Taper Ratio	0.64			
Disk Loading(lb/ft <sup>2</sup> )	15.0	Equiv. Chord(ft)	0.58			
Disk Area(ft <sup>2</sup> )	69.4	Root(0.1) Chord(ft)	0.785			
Blade Area(ft <sup>2</sup> )	2.7	Tip(1.0) Chord(ft)	0.503			
Thickness Ratio	r/R	0.10	0.25	0.50	0.75	1.00
	t/c	0.30	0.25	0.18	0.12	0.08
OPERATING CONDITION						
	HOVER (SLS,ISA,V=0kts)	CRUISE (10kft,ISA,V=270kts)	Red. Ratio			
V <sub>tip</sub> (fps)	790	632	0.8			
RPM	1,605	1,284				
M <sub>tip</sub> (rot.)	0.71	0.59				
M <sub>tip</sub> (tot.)	0.71	0.73				

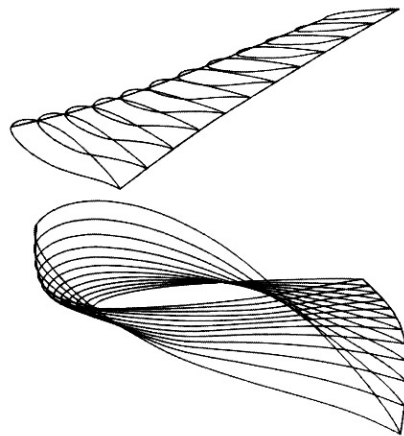


Fig. 25. Blade geometry

## IV. 결 론

스마트무인기의 프로펠터에 대한 공력설계를

모넨텀-깃요소 이론에 바탕을 둔 성능해석 코드(HOCU)를 활용하여 수행하였다. 성능해석코드는 기존의 시험결과(TRAM)를 이용하여 검증되고 보완되었으며, 프로토타입에 대한 형상설계를 위해 다양한 형태의 성능해석을 수행하여 최적의 형상 변수를 결정하였다. 본 설계를 통해 다음과 같은 결론이 도출되었다.

- 로터의 끝단 속도는 호버링 모드에서 790ft/sec, 고정익 모드에서 632ft/sec로 결정됨으로서 엔진의 감속이나 2단기어의 적용이 요구되었다.
- 로터의 고행비는 호버링 및 고정익모드의 효율이 최대화하는 하는 조건과 호버링시의 엔진 마력 제한조건에 의해 결정되었다.
- 끝단 속도대 고행비 선도에서 로터의 성능의 최적점들(FM, EFF, HP)은 각각 다른 위치에 존재함으로써 모든 성능조건에서의 최적점을 동시에 만족하는 단일의 설계점은 존재하지 않는다.
- 비틀림 분포는 각 비행조건에서 호버링과 고정익 모드 필요마력의 합의 최소점으로 결정되었다.

## 후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- 1) Fradenburgh, E. A., "Overview of Helicopters and V/STOL aircraft", Aerodynamics of Rotorcraft, AGARD-R-781.
- 2) 최성욱, 김유신, 김재무, "프로토타입 호버링/순항모드 성능해석", 한국항공우주학회 2003 추계학술대회논문집, 2003.
- 3) 안오성, "Configuration TR-S1 형상 Release 및 Configuration Description Document", SUDC-ED-B1-02-025-R0, 2003. 12.
- 4) Farrell, M. K., "Aerodynamic Design of the V-22 Osprey Proprotor", The 45th Annual Forum of the AHS, May 22-24, 1989.
- 5) Narramore, J. C., "Airfoil Design, Test, and Evaluation for the V-22 Tilt Rotor Vehicles", The 43rd Annual Forum of the AHS, May 18-20, 1987.
- 6) Prouty, R.W., *Helicopter Performance Stability, and Control*, PWS Publishers, 1986.
- 7) Adkins, C. N. and Liebeck R. H., "Design of Optimum Propellers", Journal of Propulsion and Power, Vol.10, No.5, Sept.-Oct. 1994.
- 8) 박영민 외, "CFD를 이용한 V22 Proprotor 에어포일 공력 DB 구축", SUDC-ED-B21-02-001-R0, 2003.
- 9) Johnson, W., "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM DNW) Performance, Airloads, and Structural Loads", AHS Nov. 13-15, 2000.
- 10) Rosenstein H., and Clark R., "Aerodynamic Development of the V-22 Tilt Rotor", 12th European Rotorcraft Forum, Sept. 22-25, 1986.
- 11) Raymer, D. P., "Aircraft Design : A Conceptual Approach", 3rd Ed., AIAA Education Series.
- 12) 최성욱, "TR-S1 프로토타입 공력설계", SUDC-ED-B1-02-027-R0, 2004.
- 13) Nicolai, L. M., "Fundamentals of Aircraft Design", METS, Inc, 1975.
- 14) 최성욱, 김재무, "스마트무인기 프로토타입 끝단속도의 비행체 성능 영향성 분석", 한국항공우주학회 2004 추계학술대회논문집, 2004.