

# 틸트로터 비행체 고속성능 요건을 감안한 형상 설계 및 사이징 특성

## Characteristics of Configuration Design and Sizing in High Speed Tilt Rotor Air Vehicle Design

안오성\*, 김재무(한국항공우주연구원)

### 1. 서론

한국항공우주연구원 스마트무인기 기술개발 사업단의 비행체종합 분야에서는 3년간의 1단계 사업을 04년도를 기점으로 개념설계와 기본설계를 성공리에 종료하고 4차 년도를 맞아 상세설계를 진행하고 있다. 현재 각 분야별 상세 해석 및 풍동시험, 그리고 실중량 및 추진시스템의 현실적으로 확인된 성능 등을 감안한 비행체의 성능은 초기 개념설계 당시 여러 가지 불확실성에도 불구하고 통계적인 방법과 기술적 추세, 그리고 체계적인 비행체 사이징 절차를 구축하여 도출한 비행체 성능지수 및 사이징 결과와 일치하고 있다. 개념설계 단계에서 성공적으로 수행된 초기 사이징 결과는 현재 스마트무인기개발과정에서 형상의 조기수렴 및 일관된 형상제원으로 각 분야별 상세 설계 업무를 수행할 수 있는 큰 힘이 되었다.

수직이륙비행체에 적합한 로터회전에 의존한 비행체 개념은 전진비행 속도가 커질수록 로터의 전진면과 후퇴면 사이에 발생하는 양력 불균형을 해소해야 한다. 이러한 특성으로 인해 전통적인 방식의 회전익 항공기의 경우 비행체의 최고속도가 시속 200km/hr 보다 작음을 알 수 있다. 전진속도의 제한은 회전익 비행체의 수직이륙 장점에도 불구하고 운용반경의 제한과 임무지역 응답시간 (도착시간)의 열세로 인해 시장성장에 제한이 있어 왔다. 회전익 비행체로서 전진비행속도를 향상시키기 위해 로터 외에 비행체 후방에 별도의 추진장치 역할을 하는 푸셔(pusher) 프로펠러를 두는 등 많은 노력이 있어왔지만, 속도가 증가함에 따른 항력증가에 따라 지나친 구동파워 요구로 인하여 탑재연료 요구량이 지나치게 늘어나는 문제로 인해 실용적인 회전익 비행체성능은 수십년 동안 큰 변화 없이 로터블레이드 및 허브시스템 설계기술의 제한적인 진보에 의존하여 발전되어

왔다.

틸트로터 비행체는 회전익의 수직 이착륙 성능의 장점은 그대로 살리면서도 고속 전진 비행성능에 유리한 고정익 프로펠러 비행체의 특성을 최소한의 기계적 손실로 구현하기 위해 고안된 비행체 개념이다.

따라서 틸트로터는 기존의 회전익기의 설계 기술에 그 기반을 두었으면서도 고속특성으로 인해 기존의 저속영역의 회전익기에서 강조되지 않았던 기체의 최소항력감소가 상당히 중요한 요소가 되었다.

### 2. 회전익 비행체 사이징에 있어서 주요 특성

#### 2.1 최소항력과 Required Power

고속에서 요구되는 엔진 파워는 Parasite 항력과 비례하여 커지는데, 이 항력의 극복을 위해 요구되는 Parasite 파워는 다음과 같이 속도의 세제곱에 비례하여 증가한다.[1]

$$hp_p = \frac{f\rho V^3}{1100}, f : \text{flat plate area}$$

따라서 기존 헬기 대비 2배 이상의 최고속도를 구현하는 비행체에 있어서 최소항력을 가능한 축소한 비행체를 설계하는 것은 매우 중요한 요소가 된다.

헬기콥터 설계에 있어서 비행체의 엔진 요구 파워를 결정짓는 또 한가지 요소는 Profile 파워이다. 이 파워는 최고속도 영역에서 갑자기 급격히 증가하는 특성을 가지고 있다. 전진 비행시 Advancing side 의 속도가 블레이드의 회전에 의한 Tip Speed + 비행체의 전진속도가

되는 헬리콥터의 특성으로 인해 최고속도 영역에서 국부적으로 충격파가 발생하게 된다. 이로 인해 급격한 조파저항 증가가 발생하고 이는 헬리콥터 고속성능을 제한하는 요소로 작용한다. 통상적으로 헬리콥터 로터의 Tip Speed는 Mach 0.65 수준으로 설계되므로 헬리콥터의 전진속도는 Mach 0.15를 넘기 어렵게 되는 것이다. 그러나 이러한 문제는 틸트로터 비행체에는 존재하지 않는다. 즉, 고속영역에 도달하기전, 로터를 회전시켜 프로펠러모드로 가속을 하기 때문이다. (그림1 참조)

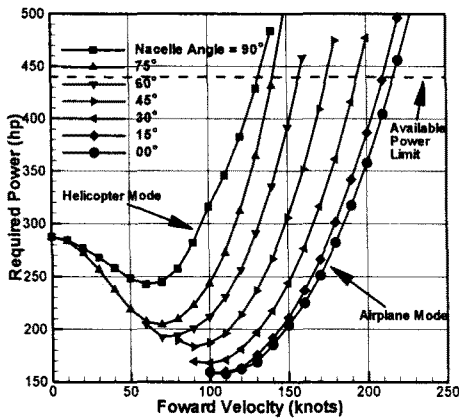


그림1. Conversion 시 나셀각에 따른 요구마력의 변화(해발고도, 플랩각 15도)[2]

## 2.2 Required Power Balancing

그림2은 틸트로터 비행체 사이징시 전진속도 요구도에 따른 요구마력의 변화를 보이고 있다. 푸른색은 Eagle Eye의 경우를 모델로 한 것으로서, 400km/h 수준의 최고속도에서 요구되는 엔진마력과 이륙시 요구되는 마력이 동일한 수준이 됨을 확인할 수 있다. 그러나 설계최고속도가 바뀔 경우 엔진 요구마력의 균형을 위한 설계변수 수정으로 최소출력의 엔진을 장착하는 것이 매우 중요하다. 이는 연료소모율과 비행체 중량에 큰 영향을 주는 요소이다.

최고전진속도 조건의 엔진 요구마력을 줄이고 최대이륙조건의 엔진 요구마력을 증가시키기 위한 설계파라미터 조정 방향은 다음과 같다.

- Higher Disc Loading (Smaller Rotor Dia.)

- Higher CT /  $\sigma$
- Smaller Rotor solidity
- Rotor Twist biased to Cruise condition
- Higher Wing Loading (Smaller Wing Size)
- Minimum Drag Reduction (Fuselage, Wing Incidence, Intake, etc...)

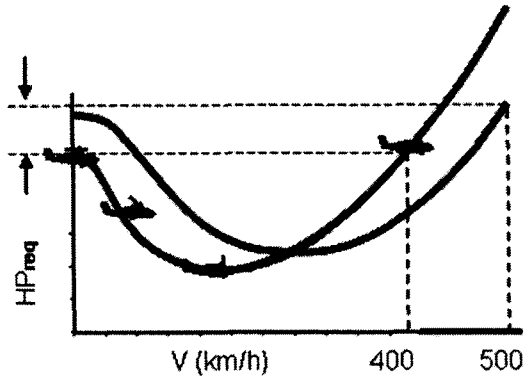


그림2. 틸트로터의 엔진요구마력과 비행속도 특성

## 3. 최고속도 확장에 따른 Required Power Balancing을 위한 설계특성

위의 여섯 가지 요소중 Solidity와 Minimum Drag를 제외한 4가지 파라미터는 기존 개발된 틸트로터 비행체의 설계특성 분석기법과 운용성, 성능요구도 및 기술수준과 개발위험도를 복합적으로 고려한 통합적 접근법으로 결정되어질 수 있다.[3]

### 3.1 Rotor Solidity

Solidity가 작을수록 고속 비행에 유리한 이유는 로터의 Solidity가 작아질수록 프로펠러 효율이 좋아져서 임무 연료량이 줄어들기 때문이다. 로터의 Solidity와 같은 개념의 파라미터로서 프로펠러 설계에서는 A.F. (Activity Factor)라는 파라미터를 사용한다. Taper Ratio가 1인 경우 AF는 Solidity ( $\sigma$ )와 다음과 같은 관계가 있다.

$$AF = 2450 (\sigma / N) \quad (4)$$

N : 블레이드의 수

그림3은 Curtiss-Wright의 프로펠러 개발부서에서 고안된 "Short Method"라 불리는 방법

으로 예측한 것이다. Short Method는 틸트로터 형상 즉, 높은 D.L. 그리고 Hover 조건과 Cruise 조건에 절충된 블레이드 비틀림각을 갖는 프로펠러의 성능예측에 잘 맞는 것으로 알려져 틸트로터 전용사이징 툴인 VASCOMP에 사용되고 있다.

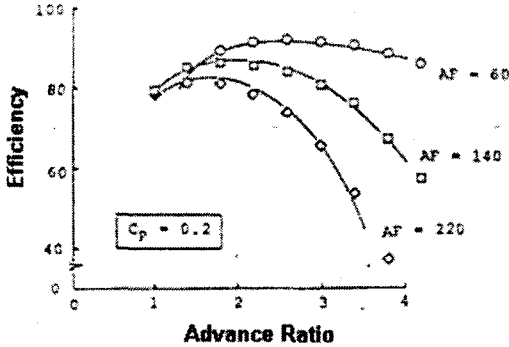


그림3. 프로펠러의 효율과 A.F의 관계

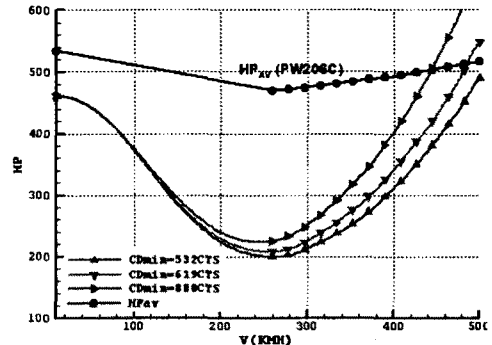
V22의  $\sigma$ 는 0.105, A.F.는 67 이다.[4] TR-S2 로터의  $\sigma$ 는 0.118이고 A.F.는 93.8 수준이다. V22의 설계 최대속도에 대한 전진비(Advance Ratio)는 2.5 수준이고 스마트무인기의 경우 2.0 (500km/h기준) 이하이다. 그림2 에서 A.F.가 작으면 프로펠러모드의 저속성능이 급격히 떨어지고 A.F.가 클 경우 고속 성능이 급격히 떨어짐을 확인할 수 있다.  $\sigma$ 의 결정은 이와 같은 로터의 프로펠러 성능이나 회전익 성능뿐 아니라, 로터와 로터 조종계통의 무게를 고려하여야 한다. V22개발의 경우 해석을 통한 최적의  $\sigma$ 는 0.1138 이었으나 로터와 로터 조종계통의 무게를 고려하여 0.105로 조정되었다.[5]

### 3.2 Minimum Drag 과 엔진 Available Thrust 특성

엔진 요구마력의 균형점을 찾기 위해서는, 실제 장착될 엔진의 출력특성도 함께 고려되어야 한다. 일반적으로 터보샤프트 엔진의 경우 이착륙 조건과 같은 짧은 시간동안만 가용한 순간 최대출력과, 순항조건에서 가용한 연속최대출력은 약 10% 정도 차이가 난다. 그러나 PW206C 엔진과 같이 Derated된 엔진의 경우에는 순간 최대출력과 연속최대출력의 차이가 없는 경우도 있다.

그림4. 속도에 따른 엔진가용마력과 요구마력

그림4은 스마트 무인기 형상에 대한 공력 분



야의 해석결과로서 최소항력수준에 따라 달성 가능한 최대속도수준을 보여주고 있다. 위에서 설명한 바와 같이 PW206C 엔진의 고속순항조건에서 연속출력이 이륙조건에서의 최대순간출력과 동일한 엔진특성으로 인해, 고속 순항 시 요구되는 파워가 이륙 시 요구되는 파워보다 큰 영역까지 전진속도의 확장이 가능하게 된 것을 확인할 수 있다. 하지만 순전히 엔진의 파워 특성에 의존한 고속영역 확장의 문제점은 저속 운용 조건에서 요구되는 엔진출력이 최대 연속출력의 50% 수준으로 작아져서 연료소모율이 급격히 저하되어 저속 장기체공임부 수행에 요구되는 연료중량이 증가하는 단점이 있으므로 신중히 검토되어야 한다. 이러한 문제점은 고속비행과 저속비행의 두 가지 운용 영역을 갖는 비행체 설계에 있어 언제나 봉착하는 문제점이다. 따라서 실용성 제고를 위해 저속장기 체공성능을 개선하기 위해서는 근본적으로 고속성능을 무리하게 설정하지 않는 것이 중요하다고 할 수 있다.

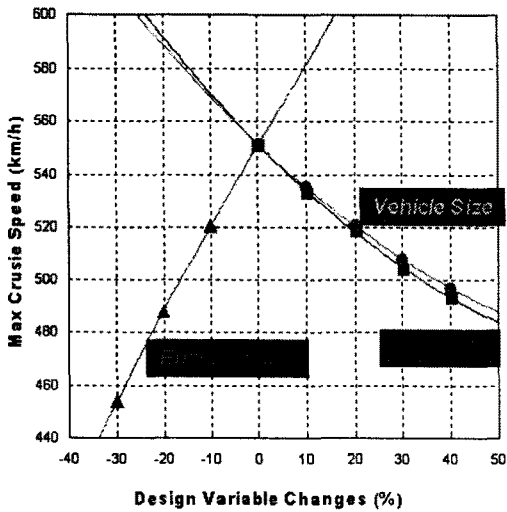
따라서 비행체의 최대속도확장을 위해서는 최소항력감소가 필수적인 요소라 할 수 있다. 그림5는 최소항력에 대한 비행체의 사이징 영향을 보여주는 Parametric Study 결과이다.

그림5. 최고속도요건을 고려한 비행체 사이징 Parametric Study 결과

## 4. 고속 성능 요건을 감안한 형상설계 특성

### 4.1 Wing Loading 및 Flapperon 운용 개념

고속성능을 위해 2.2 절에서 설명한 바와 같이 날개의 사이즈가 작아야 하지만(Higher Wing Loading), 이는 또다른 위험요소 즉, Conversion Speed를 높이는 위험요소를 내포한다. 따라서 틸트로터 설계에 있어서는 고성능의 플래퍼론 설계가 필수적이다. V22개발에서도 고성능 플래퍼론개발을 위해 심혈을 기울인 점



을 확인 할 수 있으며 스마트무인기개발사업에서도 독자적인 설계기법으로 구동에 있어서 간단하면서도 고양력 성능이 우수한 플래퍼론을 설계하였다.

또한, 고정익모드로 운용시 요구되는 날개의 면적을 축소하기 위해 플래퍼론을 고정하지 않고 저속기동에서 10도까지 사용함으로써 Variable Camber 기술을 적용하였다. 이 개념을 적용하지 않을 경우 틸트로터는 고정익모드로서는 400km/h 이상의 고속비행에는 적합하지만, 실용적인 임무비행영역인 저속영역에서는 비행체가 실속영역에 들어가는 문제가 생겨 운용속도범위가 좁아지게 된다.

#### 4.2 최소항력 축소를 위한 형상 설계

날개설계특성 외에도, 동체의 설계와 꼬리날개 형상, 흡입구설계, 외부도출한 감지기 및 통신 안테나 배치 및 장착 형상조정, 그리고 내부 배치 최적화를 통한 동체 최대단면적 최소화 및 사이즈 축소 등 최소항력을 축소하기위해 많은 노력과 최적화 연구가 수행되었다.

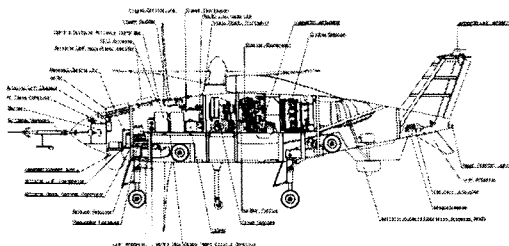


그림6. 스마트무인기 형상설계 및 배치 특성

#### 5. 맺음말

수직이륙이 가능하면서도 500km/h의 고속성능과 5시간의 장기 임무수행이 가능한 1톤 이하의 소형 신개념 비행체 개발을 위해 틸트로터 비행체 사이징 기법 및 형상설계에 반영된 주요 사항에 대해 요약하였다. 신개념 비행체 개발에 따른 기술적 불확실성과 어려움에도 불구하고 이와 같은 체계적인 초기사이징 기법의 개발 및 적용으로 비행체 형상은 조기에 기본설계 완성과 형상확정이 되었으며 각 분야의 상세해석/설계 업무수행결과 종합과 이 과정에서 발생한 설계변경 이슈들의 해결에 있어서 비행체 사이징 및 체계종합 관점의 조정이 가능하게 되었다.

#### 참고문헌

1. R.W. Prouty, "Helicopter Performance, Stability, and Control", PWS Publishers, 1986
2. 김유신, "CAMRAD II를 이용한 스마트무인기 전기체 트림해석", 추계한국항공우주학회학술대회, 2004
3. 안오성, "성공적인 무인틸트로터비행체 개발을 위한 로터시스템 공력형상의 초기사이징 및 의사결정 배경", 추계한국항공우주학회, 2005
4. Thomas P. Walsh, "A Trade-off Study of Tilt Rotor Aircraft versus Helicopters Using VASCOMP II and HESCOMP", Master's Thesis, NAVAL Postgraduate School, March 1986.
5. H. Rosenstein, R. Clark "Aerodynamic Development of the V22 Tilt-Rotor, Boeing Vertol Company, 1986