

# 틸트로터 설계특성 및 주요 사이징 변수에 대한 연구

안오성\*, 김재무\*\*

## Comprehensive Study on Tilt Rotor Air Vehicle Design & Sizing

Oh-Sung Ahn\*, Jai-Moo Kim\*\*

### Abstract

In this study, summary of past tilt-rotor concept development presented, and based on that, major pros and cons of tilt-rotor technology compared to other air-vehicle concept was presented. Also presented were major design features, considerations and sizing constraints of tilt-rotor configuration implemented to the development of Smart UAV. It is hoped that this paper be served to understand the tilt-rotor air-vehicle design and development.

### 초 록

스마트 사업단에서 비행체개념으로 적용하고 있는 틸트로터 형상의 설계 특성 및 주요 사이징 변수에 대해 그간에 선진 항공업체에서 진행된 방대한 연구 결과를 종합적으로 정리하고 다른 수직이착륙 비행체와 대별되는 틸트로터 비행체의 특성을 분석, 정리하였다. 또한 스마트무인기 개발 사업단 자체적으로 수행한 개념설계와 진행중인 기본설계 결과 확인된 틸트로터 비행체 설계의 특성 및 주요 고려사항들을 정리하였다. 이 논문은 틸트로터 비행체 설계특성과 기술적 고려사항에 대한 종합적인 이해를 갖고자 하는 이들에게 큰 도움이 될 것이다.

키워드 : 틸트로터(tilt-rotor), 형상개념(configuration concept), 로터설계(rotor design), 사이징(sizing)

### 1. 서 론

수직이륙비행체에 적합한 로터회전에 의존한 비행체 개념은 전진비행 속도가 커질 수록 로터의 전진면과 후퇴면 사이에 발생하는 양력 불균형을 해소해야 한다. 이러한 특성으로 인해 전통

적인 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 전진비

\* 체계종합그룹/ohsung@kari.re.kr

\*\* 체계종합그룹/jmkim@kari.re.kr

행속도를 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 비행체 성능은 수십년 동안 큰 변화 없이 로터블레이드 및 허브시스템 설계 기술의 제한적인 진보에 의존하여 발전되어 왔다.

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

## 2. 틸트로터 비행체 사이징 절차

### 2.1 최대이륙중량 수준 및 후보엔진

비행체 설계의 일반적과정과 같이 틸트로터 비행체 설계에 있어서도 유상하중 및 임무요구도에 따라 정해지는 대략의 최대이륙중량수준과 그에 따른 후보 엔진선택이 가장 중요하다.

후보엔진은 비행체 사이징에 많은 제약을 주며, 소형항공기의 경우 최적의 설계 요구추력 수준과 매치되는 엔진이 가용하지 않기 때문에 요구 추력보다 다소 큰 엔진을 De-rate해서 사용하게 된다. 엔진 De-rate의 목적은 연료소모율을 낮추어 요구연료량 및 최대이륙중량을 줄이기 위한 것이 일차적 목적이다.

### 2.2 로터 사이징 목표수준 결정

로터 사이징에 있어서 첫째로 설정해야할 설계목표는 F.M.(Figure of Merit) 수준이다. 일반 헬기의 경우 F.M. 수준은 0.75 ~ 0.8 사이의 수준이다. 틸트로터 비행체는 일반적으로 FM 수준이 헬기보다 낮은 것으로 예상을 하지만 실제로는 그 반대이다. 그 이유는 2.5절에서 상세히 설명될 로터의 비틀림각 (Twist) 특성 때문이다. 그림4 에서 보는 바와 같이 회전익 모드의 호버링

조건만 고려할 경우 최적의 로터 비틀림각은 약 30도 수준이다. 그러나 일반적인 헬기의 비틀림각은 8도 수준에 지나지 않는다. 그 이유는 헬기의 경우 회전익모드로 전진비행을 해야 하기 때문이다. 전진비행속도가 빨라질수록 좌우의 비대칭을 보상하기 위해 Cyclic Pitch Control을 하게 되는데, 비틀림각이 과도할 경우에는 로터회전면에서 실속영역이 커지는 현상이 발생하기 때문이다.[1]

틸트로터 비행체는 로터의 비틀림각 분포를 호버링 모드의 최적분포에 가깝게 구현할 수 있다. 이로 인해 호버링 모드에서 약 10%의 F.M. 개선을 기대할 수 있는 것으로 알려져 있다.[2] 호버링시 로터의 후류(Downwash)에 노출된 비행체의 간섭에 의해 발생하는 수직방향 저항측면에서는 일반헬기가 유리하다. 일반헬기는 이 저항이 전체 추력의 3% 수준이지만, 틸트로터 비행체의 경우 날개가 후류에 노출되어 이 저항은 10%를 넘는다. 하지만 이러한 파워 손실은 전통적 헬기 개념이 갖는 Tail Rotor 구동을 위한 엔진요구 파워 약 10% 보다는 작은 수준이다. 결론적으로, 틸트로터 비행체의 F.M. 수준은 일반 헬기보다 높은 0.8 수준(V22경우) 으로 설정할 수 있다. F.M.은 로터의 Scale Effect를 고려하여 소형기의 경우 동일한 설계기술을 적용하여도 F.M.이 작아질 수 있음을 고려해야 한다.

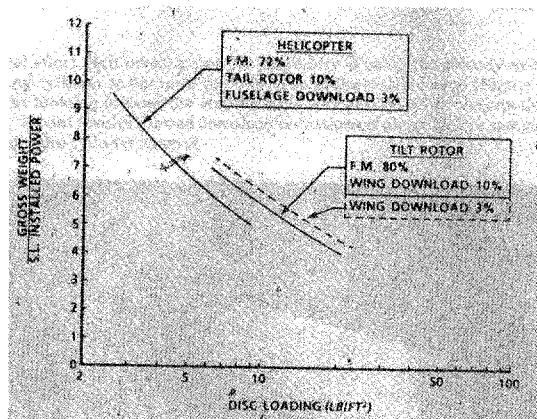


그림 1. D.L.에 따른 이륙중량대비 요구파워 특성

최대이륙중량과 목표 F.M. 그리고 가용엔진의 최대가용파워가 정해지면 해면 표준대기 기준으로 D.L.(Disc Loading) 은 다음 관계식에 의해 정해진다. [1]

$$D.L. = 1444 \frac{F.M.^2}{(T/HP_{req})^2} \quad (1)$$

위 관계식에서 T는 최대이륙중량에 10 ~ 12% 의 수직방향 저항을 추가한 값을 사용하여야 하며,  $HP_{req}$  는 장착엔진이 제공할 수 있는 가용파워 이하이어야 한다. 가용파워 산정에 있어서는 장착 Loss 수준과 (총 파워의 약 15% 수준, Particle Separator 포함시), 드라이브 시스템에 의한 파워 Loss (총 파워의 약 6% 수준, 중앙동체 엔진 장착 경우)를 고려하여야 한다.

기존 설계된 틸트로터 비행체 비교 연구결과 D.L.은 함상탑재조건에 의해 로터사이즈에 제약이 있었던 V22의 경우 이론적으로  $20 \text{ lb/ft}^2$  을 사용하였던 것을 제외하면  $16 \text{ lb/ft}^2$  수준에서 결정이 되었음을 확인할 수 있었다. 이는 일반헬기의 D.L. 수준이 4 ~  $12 \text{ lb/ft}^2$  인 점을 감안하면 약 2배 정도 큰 값이다. D.L. 값이 커짐으로 인해 발생하는 직접적인 비행체의 성능특성은 로터후류 속도가 빨라지는 문제와 Auto-rotation 시 Dead Zone Height 가 커지는 문제이다.

로터 설계에 있어서 F.M 과 D.L. 다음으로 설정해야할 중요한 파라미터는  $C_T/\sigma$  이다.  $C_T/\sigma$  는 로터의 단면이 발생시키는 양력수준과 관계있는 파라미터로서 이 값과 평균단면양력계수( $Cl$ ) 는 다음과 같은 관계가 있다.

$$Cl = 6 C_T/\sigma \quad (2)$$

따라서  $C_T/\sigma$  은 로터의 실속특성과 관계된다. 현재 기술수준에서 로터 블레이드에 사용되는 단면익형의 최대양력계수는 1.0 ~ 1.4 수준의 것이 사용되기 때문에 비행체 운용중 최대의  $C_T/\sigma$  가

필요한 조건에서 이 값은 0.17 ~ 0.23 수준이어야 한다. [1]

일반적인 천음속 고정익 항공기의 경우 설계조건(Initial Cruise 조건)에서의 날개양력계수는 0.45 ~ 0.55 수준이며, 일반헬기의 경우, 표준대기, 최대이륙 조건에서 이 값의 1/6 수준인 0.075 ~ 0.09 수준으로 설계된다. 틸트로터 비행체는 프로펠러모드 운용시 로터의 지름이 작아야 성능에 유리하므로 회전익모드로는 호버링과 저속운용만 하면 되는 특성을 감안하여  $C_T/\sigma$  설계점(최대이륙중량, 해면 표준대기 호버링 조건)을 일반적 헬기수준보다 높은 0.13 ~ 0.14 에 두고 설계한다.[3] 이는 이러한 조건에서 F.M이 최대가 되기 때문이다. [2]

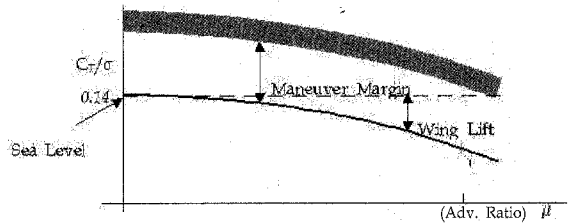


그림 2. 틸트로터 비행체의  $C_T/\sigma$  와 조종력 마진

이렇게 하면 고온이륙조건, 고고도 호버링 및 비행체 조종력 마진 5%[4]을 고려할 경우 운용  $C_T/\sigma$  값은 0.17 ~ 0.18 수준이 되어 실속마진이 거의 없는 수준이 된다. 따라서 혁명적인 익형 개발이 없는 한 틸트로터 비행체에 있어서 설계점(최대이륙중량, 해면 표준대기 호버링 조건)에서의  $C_T/\sigma$  값은 현재의 기술수준에서 0.14를 넘을 수 없으며 V22의 경우 0.13을 사용하였다. [3]

$C_T/\sigma$  값을 이와 같이 큰 값으로 할 경우 프로펠러 모드에서의 요구마력은 감소하고 회전익모드에서의 요구마력은 증가하는 경향을 갖는다. 따라서 설계조건(최대이륙중량, 해면 표준대기 호버링 조건)에서  $C_T/\sigma$  를 0.13 수준의 값을 사용하는 것은 프로펠러모드의 전진비행속도가 V22와 같이 270kts 가 넘는 비행체의 경우에 적용이 타

당하며, 그보다 낮은 속도영역에서 운용하는 소형 무인비행체의 경우에는 0.13 보다는 낮은 값을 사용하는 것이 타당하다. 이는 호버링 모드와 프로펠러모드에서 요구마력의 균형을 재고하여 장착엔진의 추력 요구도를 낮추기 위해서이다. 스마트 무인기 로터 형상 설계에 있어서는 현재  $C_T/\sigma$  값으로서, 공력분야의 상세해석 결과에 근거하여 0.11 수준으로 설계하였다.

### 2.3 로터 Solidity( $\sigma$ ) 와 Tip Speed

로터사이징을 통해 이륙가능한 최대 이륙 중량 수준을 만족하는 로터 설계파라미터 결정을 위해서는 최종적으로 로터의 Solidity( $\sigma$ ) 와 Tip Speed( $V_{tip}$ )가 결정되어야 한다.

$V_{tip}$ 은 로터 팁에서 Compressible Drag Rise 가 생기기 전까지는 빠를수록 F.M. 과 이륙성능이 좋아지지만 고속순항성능은 Tip Speed가 낮아야 한다. 그 이유는 고속 순항성능의 Compressible Drag Rise는 프로펠러의 회전속도와 비행체의 전진비행속도의 벡터합으로 형성되는 합성속도(Net Speed) 와 관계하기 때문이다.

따라서 일반헬기의 로터회전속도가 일정한 것과 달리 틸트로터의 경우는 로터의 최적 회전속도가 호버링 모드와 프로펠러모드에서 차이가 많은 점을 감안하여 로터의 운용 회전속도에 변화를 준다. 회전속도 감속 수준과 감속방안에 대해서는 2.4절에서 자세히 다룰 것이다.

미국의 다양한 틸트로터 비행체 개발 경험에 의해서 로터의 호버링 Tip Speed는 790 ft/sec (M0.7 해면표준대기 기준)이 공통적으로 적용되었다. 따라서 이 속도조건을 그대로 사용할 경우 호버링 조건에 필요한 수직추력을 생성하기 위한 로터의 Solidity는 다음식에 의해 결정된다.

$$\sigma = [ T / \rho A (V_{tip})^2 ] / [ C_T / \sigma ] \quad (3)$$

### 2.4 Tip Speed Reduction

프로펠러모드 운용을 위해 로터의 회전속도를 줄이는 것은 그림3 에서와 같이 고속성능을 개선하기 위해서 필수적이다. 이 때 문제되는 것은 Tip Speed를 호버링 모드와 비교하여 어느 수준으로 낮추느냐와 어떤 방법으로 속도를 감속할 것인지 두 가지이다. 속도를 감속하는 방안으로는 첫째, 엔진 파워를 전달하는 Drive System 에 2단 Transmission을 두어 구현하는 방법과 둘째, 엔진조종기를 이용하여 엔진의 출력속도를 조절하는 방법이 있다. 2단 기어를 사용하면 드라이브 시스템 중량이 20% 수준 늘어나는 것을 감수해야 한다. 그러나 2단 기어를 사용함에 따른 장점도 있다. 후보엔진의 향후 변경에 유연성을 가질 수 있어 스마트무인기 개발사업의 위험도가 완화되고, 엔진속도를 최적운용조건에서 운용이 가능하여 엔진조종기의 단순화, 연료절감이 기대된다. 따라서 회전수 감소 여부에 따른 엔진 성능특성을 고려하고 각각의 기술적 위험도를 고려하여 감속구현 방안을 연구 중에 있다.

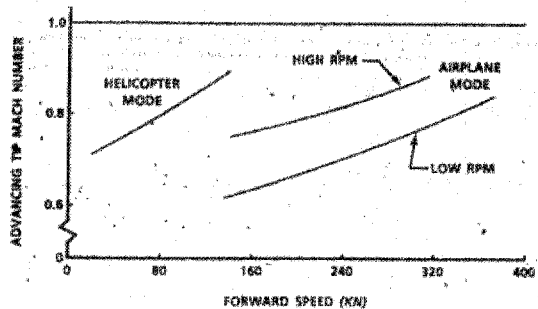


그림 3. 로터 회전수 감소에 따른 고속성능 개선

지금까지 개발되어온 틸트로터 비행체의 경우 엔진의 감속에 의한 Tip Speed 감속을 구현하고 있다. 감속수준은 비행체의 전진속도가 빠를수록 Compressible Drag Rise를 고려하여 더 많은 감속을 하는 것을 확인할 수 있다.

전술한 바와 같이 비교연구결과로서 호버링 모드에서 이륙을 위한 Tip Speed를 790ft/sec 으

로 고정할 수 있으므로 비행체의 최대운용속도 요구도에 따라 Tip Speed 감속 수준이 결정된다고 할 수 있다. 그러나 비행체는 통상적으로 최고속도로만 운용하지 않고 저속 장기체공 미션, 최대임무반경 미션 등을 고려하여 결정하게 된다.

V22의 경우 다양한 운용 미션별로 최적의 로터 팁스피드는 다음과 같다. 최대 서비스 고도 운용은 690 ft/sec, 최대체공미션은 500 ft/sec, 최대임무반경 미션은 800 ft/sec 이다.[3]

V22의 경우 이와같은 다양한 미션별 최적 감속 요구도를 비행체 운용 시나리오를 종합적으로 고려하였을 때 670 ft/sec 이 최적의 프로펠러모드 속도로 계산되었다. 그러나 최종 감속 속도를 결정하는 것은 공력 성능만의 특성뿐 아니라 구조물의 고유진동수와 로터의 구조 동역학적 특성으로 정해지는 Flapping Frequency, Lead-Lag Frequency를 고려하여 공진을 회피하도록 설정되어야 한다. V22의 경우 이를 고려하여 662 ft/sec (84%) 로 감속속도가 조정되었다.[3]

비행체의 운용시나리오가 고속운용보다 장기체공에 비중이 높고, 최고속도 요구도가 V22보다 낮은 스마트무인기의 경우 감속 요구도는 저속성능에 비중을 더 두어 선정될 것이다. 초기 사이징을 위해서 스마트무인기의 감속율은 80% 수준을 적용하였다. 이는 Eagle Eye의 양산형으로서 스마트 무인기와 비슷한 수준의 성능지표를 목표로 벨사에서 개발중인 HV911과 동일한 수준의 감속율이다.

## 2.5 로터 비틀림각과 Figure of Merit

틸트로터 비행체의 로터설계의 제약 및 특성을 살펴보면, 회전익과 고정익 요구도의 절충된 비틀림각 (Twist Angle) 특성으로 인해, 프로펠러의 관점에서는 비틀림각이 모자라고, 로터 관점에서는 트위스트가 과다하다. 이 때문에 호버링 모드로 전진비행시 저속에서도 전진면의 팁 영역에서 negative loading이 발생하지만, Propeller

모드로 Cruise 할 경우에는 루트 부근에서 negative loading이 발생한다. 그 이유는 루트부근에서 전진속도 대비 회전속도가 낮음으로 인해 국부적으로 negative angle of attack이 생기고 두꺼운 익형을 쓰기 때문에 drag divergence number가 줄어들어 결국 negative loading이 비교적 크게 발생하게 된다. 즉 고속 전진비행을 위해서는 Inboard Twist가 중요하고 회전익 모드로 전진비행을 위해서는 Outboard Twist가 중요하다.

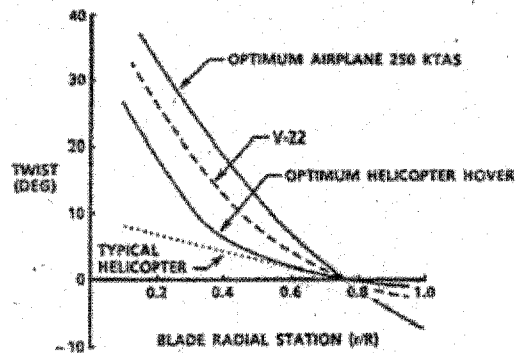


그림 4. 틸트로터 블레이드의 트위스트 분포특성

## 2.6 날개 사이징 - 면적과 두께비

날개의 사이즈는 일반적으로 최대순항속도 조건에서 설계 양력계수가 0.45 ~ 0.5 수준이 되도록 정해진다. 따라서 고속비행체일수록 날개의 사이즈는 작아진다.

틸트로터는 이러한 경향에 더하여 전환비행속도가 날개의 실속속도와 관계되는 특징에 의해 날개 사이즈가 구축을 받는데, 날개 사이즈가 작아질수록 실속속도가 높아지고, 실속속도가 높을수록 전환을 시작하기 위해 로터의 추력에 의해 도달해야 하는 비행체의 회전익모드에서의 전진속도가 증가하여 로터설계에 부담으로 작용하여 개발위험도를 증가시킨다.

날개의 사이즈 특성을 나타내는 대표적인 특

성변수인 날개하중지수 (Wing Loading, lb/ft<sup>2</sup>)는 틸트로터 무인기로 개발 되었거나 개발진행중인 비행체의 경우 50 ~70 lb/ft<sup>2</sup> 사이의 분포를 갖고 있다. 날개하중지수가 50 lb/ft<sup>2</sup>이 적용된 사례는 최대순항속도가 낮은 Eagle Eye 개발 단계 비행체(TR-911X) 뿐이다. 최대순항속도가 Eagle Eye에 비해 20% 이상 빠른 점을 감안하면 스마트무인기의 적정 Wing Loading 수준은 60 lb/ft<sup>2</sup> 이 적절하다 판단할 수 있다. Eagle Eye의 양산형으로 개발중인 HV911은 70 lb/ft<sup>2</sup> 을 목표로 설계 진행중이다. 고속비행에 설계점을 두고 개발한 V22 는 96 lb/ft<sup>2</sup> 이다. (MTOW 44,000 lb기준)

날개의 사이즈는 그림5 에서 나타난 바와 같은 Conversion corridor 의 좌측 한계에 영향을 준다. 즉 날개의 사이즈가 작을수록 날개의 양력이 작아져서 날개실속한계를 고려하여 conversion corridor 의 좌측 한계는 오른쪽으로 움직이게 된다. 이것은 다시 로터설계에 있어서 회전익모드 전진비행 성능을 향상시켜야 하는 부담으로 작용하여 프로펠러모드 성능의 감소를 부담하여야 하는 영향을 준다. 하지만, 날개 사이즈를 키우면 conversion은 용이해 지지만, 고속비행시 비행체의 항력이 증가하여 고속비행능력의 감소를 부담하여야 한다.

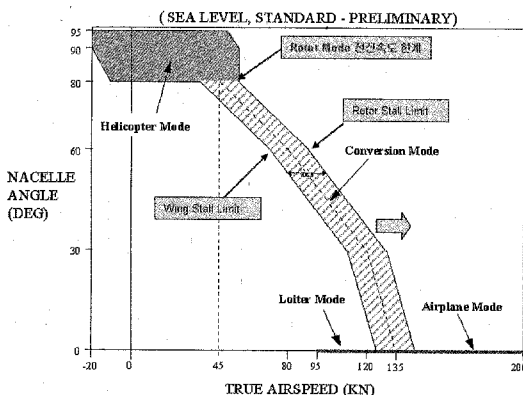


그림 5. 틸트로터 비행체의 Conversion Corridor

따라서 엔진을 한 개 탑재한 틸트로터 비행체의 날개와 로터설계 최적화 측면에서 보면, 최적

의 순항최고속도 요구도는 400 km/h 내외의 수준으로 하는 것이 적절하다 판단할 수 있다. (Eagle Eye 개발형 : 370 km/h, Eagle Eye 양산형: 410 km/h) 참고로 엔진을 두개 탑재한 틸트로터의 경우 설계최고속도는 다음과 같다. V22 : 520 km/h, XV-15 : 550km/h. V22의 경우 비행시험결과 보고된 최고속도는 2000년도에 실현 성공한 것으로서 630 km/h @ 25,000 ft 이다.

날개 사이징에 있어서 면적과 더불어 중요한 변수는 날개의 두께비이다. 틸트로터 비행체 날개는 일반 비행체의 두께비에 비해 훨씬 두꺼운 0.21 ~ 0.23 수준이다. 이는 날개 끝단에 장착되는 로터 시스템을 지지하기 위한 충분한 강성과 고속 전진비행시 Whirl Flutter를 피하기 위해서이다. 참고문헌[8]에 의하면 두께비를 23%에서 15%로 줄일 경우 Aeroelastic stability boundary 가 335 kts에서 275 kts로 60 kts 줄어드는 것으로 확인되었다. Whirl Flutter 는 구조안정성 관련된 공탄성 현상으로서 틸트로터 비행체의 전진속도를 늘리는 데에 한계점으로 작용하고 있으며 이에 대한 많은 연구가 진행되었다.

## 2.7 날개 주요변수 - 세장비, 장착각도

틸트로터 비행체 날개의 세장비는 V22 개발프로그램의 경우 5.5, 두께비 23%가 최대이륙중량을 최소화하는 관점에서 최적의 값임이 밝혀졌다. 스마트 무인기의 경우 최고속도 목표치가 낮은 점을 감안하여 날개의 두께비 목표를 0.21로 하고, 날개의 세장비로서는 중량절감을 고려하여 초기 사이징 목표로 5를 설정하였다.

날개의 장착각도는 틸트로터 비행체의 운용특성에 따라 다소 큰 값을 갖는다. 즉, 틸트로터 비행체는 호버링 모드에서 프로펠러모드로 전환하는 전환비행 수행시와 저속감시/정찰임무 수행시 요구되는 저속운용 특성과 고속운용시 요구되는 특성으로 인해 비행체의 받음각 변화가 클 수밖에 없다. 이러한 고속/저속 성능을 효과적으로 최적화 하는 데에 날개의 불임각(Incidence Angle)이 변수로 작용한다. 불임각이 작으면 고

속비행에 유리하나 저속비행시 동체받음각이 10도 이상되어 저속 장기체공 미션에 불리하다. 기존 틸트로터 비행체의 경우 불임각은 3 ~ 4도 수준이다. 스마트무인기는 고속/저속 성능을 효과적으로 최적화 하기위해 불임각을 2도로 하고 저속유용 모드에서 Flapperon을 이용한 Variable camber 개념 도입을 연구하였고 풍동시험 결과 성능개선이 확인되어 비행제어 시스템 설계에 이 개념을 도입할 계획이다.

## 2.8 엔진 요구마력 Balancing

그림6은 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  $C_T / \sigma$
- Smaller Rotor solidity
- Rotor Twist biased to Cruise condition
- Higher Wing Loading (Smaller Wing Size)

위의 다섯가지 요소중 Solidity를 제외한 4가지 내용은 지금까지 틸트로터 사이징 과정에 대한 내용에서 충분히 설명되어지고 유추가 가능하다. Solidity가 작은 것이 고속 비행에 유리하다는 것은 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.

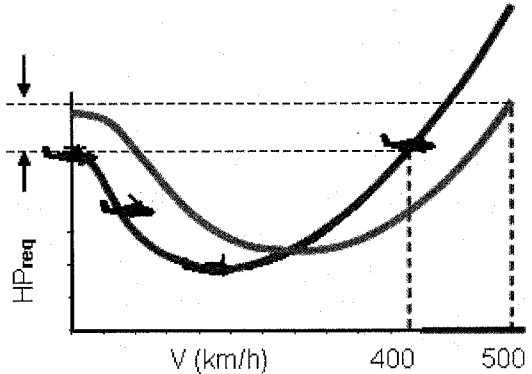


그림 6. 틸트로터의 엔진요구마력과 비행속도 특성

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

N : 블레이드의 수

그림7은 Curtiss-Wright 의 프로펠러 개발부서에서 고안된 "Short Method"라 불리는 방법으로 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.

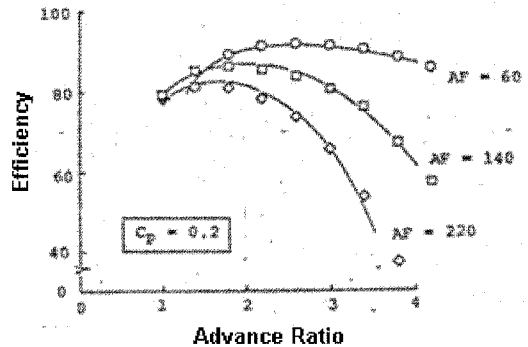


그림 7. 프로펠러의 효율과 A.F의 관계

V22의  $\sigma$ 는 0.105, A.F.는 67 이다.[5] 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. 그림7 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, 2.2절에서 설명한 F.M. 과의 관계뿐 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.[6]

엔진 요구마력의 균형점을 찾기 위해서는, 실제 장착될 엔진의 출력특성도 함께 고려되어야 한다. 일반적으로 터보샤프트 엔진의 경우 이착륙 조건과 같은 짧은 시간동안만 가용한 순간최대출력과, 순항조건에서 가용한 연속최대출력은 약 10% 정도 차이가 난다. 그러나 PW206C엔진과 같이 Derated된 엔진의 경우에는 순간최대출력과 연속최대출력의 차이가 없는 경우도 있다.

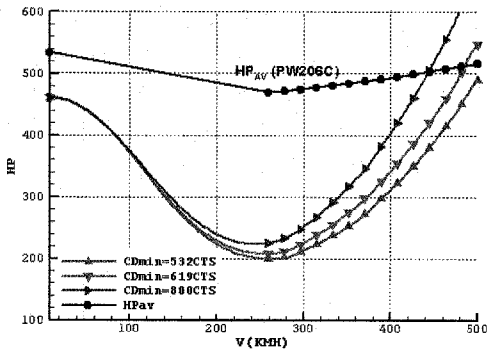


그림 8. 속도에 따른 엔진가용마력과 요구마력

그림8은 스마트 무인기 형상에 대한 공력 분야의 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 최대연속출력의 50%

수준으로 작아져서 연료소모율이 급격히 저하되어 저속 장기체공임무 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 저속장기체공성능을 개선하기 위해서는 근본적으로 고속성능을 무리하게 설정하지 않는 것이 중요하다고 할 수 있다.

## 2.9 Conv. Corridor 와 날개/ 엔진 사이징

2.6절에서 설명한 날개실속한계에 의해 Conversion Corridor의 좌측한계가 설정되고 로터 및 엔진 파워 한계를 고려하여 Conversion Corridor 가 설정됨을 나타내었다. 설계자가 주의해야 할 것은 비행제어시스템의 조종 마진을 고려하여 실제 날개의 실속한계와 로터/엔진의 파워 한계에 의해 정해지는 허용 가능한 Conversion Boundary는 Conversion Corridor에 비해 충분한 마진이 있어야 한다는 것이다.

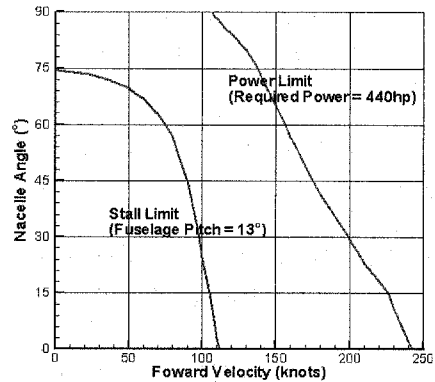


그림 9. 속도에 따른 엔진가용마력과 요구마력

그림9는 스마트무인기 형상에 대해 회전의 분야의 해석을 통해 확인된 해면고도, 플랩을 사용하지 않았을 조건에 대한 Conversion Boundary를 보여주는 것으로서 그림5와 같이 20kts 정도의 좁은 편차를 갖는 Conversion Corridor 대비 충분한 마진이 있음을 확인할 수 있다.



## 2.10 3 Blades VS 4 Blades

공력 관점에서 보면 Solidity가 동일할 경우, 블레이드 수가 늘어날수록 호버링 모드 성능과 프로펠러모드 성능이 좋아진다. 이는 블레이드간의 간섭이 줄어들기 때문이다.[6] 하지만 블레이드를 배에 싣기 위해 블레이드를 접어야 하는 V22뿐 아니라, 그 이후 개발된, 또는 개발 계획중인 헬트로터 비행체는 대부분 3 블레이드 형상을 채택하고 있다. 그 이유는 그림10에서와 같이  $\delta_3$  각도와 관계가 있다. 헬기의 경우 Positive  $\delta_3$  각도를 주어 flapping을 억제하는 효과를 내지만, 헬트로터의 경우에는 1st mode flapping (=Coning) frequency를 낮추어 Lead-lag frequency 대역 회피를 통한 Aeroelastic stability boundary를 높이기 위해 Negative  $\delta_3$  각도를 적용한다. XV-15와 V22 경우 모두  $\delta_3$  각도로 -15 도를 적용하였는데 4 블레이드 형상의 경우 이러한  $\delta_3$  각도를 기계적으로 구현하는 것이 불가능하다. 3 블레이드 로터의 Lead-lag frequency는 1.4/Rev 수준이다. Coning frequency는  $\delta_3$  각도뿐 아니라 Gimbal type Hub, Elastomeric Bearing 적용을 통해 1.2 ~ 1.25 수준이 되게 하는 것이 설계 지침이다.

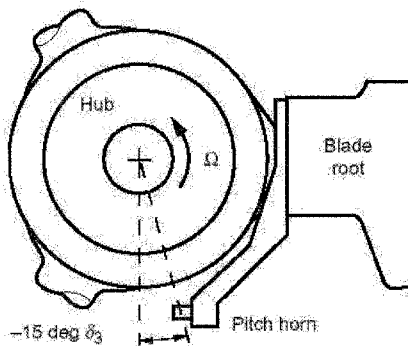


그림 10. 3 블레이드 형상과  $\delta_3$  Angle

## 2.11 Whirl Flutter를 고려한 비행체 설계

Whirl Flutter를 개선하기 위한 주요 설계 Parameter 에 대해 참고문헌[7]에서는 날개 강성의 보장보다는(최대속도 500km/h 이상에서 유

흐) 다음 다섯 가지를 제안하고 있다. Smaller Diameter, Reduced  $\delta_3$  Angle, Higher Tip Speed, Stiffer Gimbal Spring, Decreased Pylon Length

로터 지름 축소는 날개에 의한 수직항력 증가 문제뿐 아니라 V-22 추락원인 여부로 논란이 되었던 "power settling" 또는 "vortex ring state." 문제의 원인이 된다. 그러나 이 문제는 설계결합이 아니며 하강속도를 800 ft/min 이하로 유지하는 한 문제되지 않는 것으로 미의회에 보고 되었다.[9]  $\delta_3$  각도 축소는 로터형상에 의해 제한되며, 틱속도 증가는 항력증가 문제로 제한되고, Pylon 길이 축소는 프로펠러모드에서 로터와 날개의 Clearance 요구도 (로터가 10.5 도 flap back한 경우에 12" clearance)에 의해 제한된다.

## 3. 결 론

이상으로 헬트로터 비행체의 개념설계 및 사이징을 위한 주요 설계특성에 대하여 정리하였다. 위의 과정을 통해 초기 예측한 이륙중량 대비 설계 결과를 이용한 Mission Fuel 예측을 하고, 초기이륙중량과 비교하여 Iteration/수렴하는 과정이 비행체의 개념설계 과정이라 할 수 있다.

이외에, 초기개념설계단계에서 프로그램 목표를 달성하기 위해 몇 가지 주요한 엔지니어링 Improvement Area를 선정하여 Parametric Study 수행을 통해 최대이륙 중량을 최소화하는 최적의 설계 목표를 설정하여야 한다.

## 참 고 문 헌

1. R.W. Prouty, "Helicopter Performance, Stability, and Control", PWS Publishers, 1986.
2. J.M. Drees, "Expanding Tilt Rotor Capabilities" Bell Helicopter Textron Inc. 1988.
3. Michael K. Farrell " Aerodynamic Design of the V22 Osprey Proprotor", Bell Helicopter Textron Inc. 1989.

4. Daniel P. Raymer "Aircraft Design : A Conceptual Approach", 3rd Ed. AIAA, 1999.
5. 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.
6. H. Rosenstein, R. Clark "Aerodynamic Development of the V22 Tilt-Rotor, Boeing Vertol Company, 1986.
7. J.M.Wang, C.T.Jones, M.W.Nixon, "A VARIABLE DIAMETER SHORT HAUL CIVIL TILTROTOR", AHS 55th Annual Forum, 1999.
8. C.W.Acree, Jr., R.J.Peyran, Wayne Johnson, "Rotor Design for Whirl Flutter : An Examination of Options for improving Tiltrotor Aeroelastic Stability Margins", AHS 55th Annual Forum, 1999.
9. V-22 JAGMAN Executive Summary. United States Marine Corps. Division of Public Affairs. July 27, 2000:1.