

무인 틸트로터비행체 로터시스템 공력형상 개념 설계

Concept Design of Rotor System Aerodynamic Configuration for Unmanned Tilt Rotor Air Vehicle

안오성*, 김재무(한국항공우주연구원)

1. 서론

한국항공우주연구원 스마트무인기 기술개발 사업단의 비행체종합 분야에서는 3년간의 1단계사업을 04년도를 기점으로 개념설계와 기본 설계를 성공리에 종료하고 4차년도를 맞아 상세설계를 진행하고 있다. 현재 각 분야별 상세해석 및 풍동시험, 그리고 실증량 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 설계업무를 수행할 수 있는 큰 힘이 되었다.

틸트로터 비행체는 날개 끝단의 두 개의 로터를 이용하여 전통적 헬기와 같이 수직이륙을 하고 Conversion Speed 까지 가속한 뒤 로터를 비행방향으로 90도 회전시켜 프로펠러로 사용하는 비행체로서 헬리콥터의 사이징 기법과 프로펠러 항공기의 사이징 기법의 적합한 통합 및 최적화가 필요하다. 따라서 이러한 신개념 비행체의 사이징 및 개념설계는 비행체 사이징에 있어서의 고도의 전문성과 체계적인 Critical Design Parameter 의 선정과 목표수준 설정, 운용성과 성능요구도 및 기술수준과 개발위험도를 복합적으로 고려한 통합적 접근법이 요구되는 분야로서 설계전반에 대한 이해와 개발경험을 요구한다.

2. 로터시스템 공력형상설계를 위한 사전 지식

2.1 Initial 사이징 및 공력형상 설계과정 소개

시스템의 사이징에 있어서 가장 우선하는 것

은 상위 요구도에서 요구되는 유상하중 및 무인시스템 운영을 위한 통신/항전 장비들을 탑재하고 요구되는 비행임무시간을 만족하는 연료 및 추진 시스템을 탑재할 수 있는 공간을 제공하는 비행체의 설계이다. 이 과정을 통해 요구되는 비행체의 개념적 사이즈 및 중량수준이 결정되며 이에 근거한 가용 엔진 수배가 이루어진다.

로터의 공력형상 결정은 이러한 비행체의 개념적 사이징을 통한 중량 추정 및 추진 시스템으로서 가용한 엔진 수배와 후보 엔진의 연료 소모 및 추력 특성을 반영한 주요 비행성능검증 및 비행체 중량사이징 재수행 등의 과정으로 수행된다. 이러한 내용은 본 논문의 영역 밖으로 별도의 논문을 통해서 자세히 다루도록 한다. (관련된 내용은 참고문헌 [1] 참조.)

로터 시스템 공력 형상설계의 최적설계 파라미터는 설계 초기에 불확실한 여러 가지 가정에 근거해야 하기 때문에 해석적 기반보다는 기존에 성공적으로 개발된 비행체의 설계파라미터를 통계적 방법으로 분석 참조하게 된다. 이 때에 필수적인 것이 참조하는 대상비행체의 설계파라미터중 특수한 제약조건에 의해 결정된 것을 일반화하는 오류를 범하지 말아야 한다는 것이다. 즉, 비행체의 확장형, 또는 무게증가 등을 비용관점에서 흡수하기 위해, 초기에 설정된 최적의 로터공력성능 포인트에서 벗어난 데이터를 무분별하게 사용하는 것을 지양해야 의미 있는 초기사이징 변수를 설정할 수 있다.

또한, 상호 유기적으로 관계된 여러 가지 설계변수들을 다음 세 가지로 분류할 수 있어야 성공적인 초기사이징이 가능하다.

첫째, 기존의 설계경험상 고정된 값을 적용하여 상수화 할 수 있는 설계변수.

둘째, 기술적 수준을 고려한 설계개발위험도와 비행체 성능에 기여하는 가치지수를 적절히 안배하여 적정수준으로 정해야 할 변수.

셋째, 해당개발 프로그램의 요구도 및 운용 특성을 감안하여 성능적 관점에서 최적화를 위한 Iteration Study를 적용할 변수

2.2 기존 틸트로터 로터사이징 주요변수조사 결과 및 V22 사례 참조시 요구되는 주의 사항

표1. 틸트로터 비행체 주요 사이징 변수 현황

비행체	GW	Vcr kts	D.L.	W/S lb/sqft	No. of Blade
TR-911X R. Dia 8.2ft	1800	160	17.0	50.0	3
TR-911X R. Dia 9.5ft	2250	185	15.9	60.0	3
TR-911D R. Dia 9.5ft 임무 3시간	2580	200	18.2	68.4	3
TR-911D R. Dia 9.5ft 임무 3.9시간	2710	200	19.1	71.8	3
XV-15	13000	300	13.2		3
BA609 from AHS2002	16800	275	15.8		3
V22 : Initial Point	44000	280	19.6	95.9	3
V22 : Weight Growth Version	52780	280	23.3	115.0	3
ERICA	22000	350	23.8	180.0	4

위 표는 현존하는 틸트로터 비행체의 최대이륙중량과 Disc Loading (이하 D.L.) 분포 현황을 보여 주고 있다. TR-911X로 표기된 것은 Eagle Eye로도 불리는 무인틸트로터 비행체로서 X Version이 개발검증기(2.3시간 최대 체공)이고 D Version은 임무 3시간 체공(at 200km destination)을 목표로 한 양산형 무인비행체로서 스마트 무인기와 동일한 임무반경 요구에 해당하며, 유상하중수준과 최대속도 수준에서는 크게 차이가 있고 이로 인해 비행체의 최대이륙중량에 있어서 큰 차이가 있다.

위 표에서 보여주는 바에 의하면 D.L.은 13에서 23까지 폭넓은 분포를 보여준다. 그러나 비행체의 개발 배경에 대한 분석과 이해를 하면 벨사의 수십 년 개발경험에 근거한 최적 D. L. 수준을 쉽게 찾을 수 있다.

먼저, V22는 틸트로터 비행체 개발 역사중에서 양산을 전제로 가장 막대한 연구개발 자원이 투입된 비행체이다. 따라서 관련 자료도 상당한 수준으로 유포되어 있으므로 틸트로터 개발자는 V22의 설계특성을 초기 사이징 및 설계에 있어서 크게 비중을 두고 참조하고자 하는 것이 당연하다. 그러나 로터 블레이드 형상 설계에 있어서 V22를 참조하는 데에는 몇 가지 주의할 사항이 있다. 첫째, V22는 항공모함운용 환경에서 주변 구조물과의 Clearance를 확보하는 문제가 심각한 제한 요건이 되어 로터의 반경이 38 ft 이상 넘을 수 없는 조건으로 제한된 설계결과인 점에 주목하여야 한다.

뿐 아니라 V22의 중량증가를 감안하여 최대 중량 베전에서는 로터의 Tip Speed를 최적점인 790 ft/sec (0.71Mach 해면고도기준) 보다 4%나 키운 820ft/sec (0.735 Mach)에서 운용하는 것을 확인할 수 있으며 이륙조건도 수직이륙이 아닌 STOL 조건에 해당함을 확인할 수 있다.[2] 이는 V22의 로터 직경을 더 이상 키울 수 없는 상황에서 이륙중량의 증가를 위해 Off Design Point로 Tip Speed 조정하거나 VTOL이 아닌 STOL 개념을 사용하여 해결하려는 시도로 해석해야 한다. 따라서 Parametric Study에서 20 이상의 D.L.은 V22의 특수한 상황에 기인한 것으로 파악할 수 있고 따라서 틸트로터 D.L.의 Upper Limit는 20이하라고 파악할 수 있다.

XV-15의 사례에서는 D.L.이 유난히 낮은데 이는 XV-15가 시험개발 비행체인 특성을 감안하여 개발위험도 완화차원에서 로터의 지름을 여유 있게 설계함과 동시에 최대속도 성능의 저하를 어느 정도 감수하는 방향으로 의사결정이 이루어 졌던 것으로 추측할 수 있다. HIgh D.L. 로터시스템 설계가 갖는 비행체 성능 영향 및 개발부담에 관해서는 다음 절을 참조하라.

AGUSTA 사에서 미래형 틸트로터 민간항공기로 개념설계를 수행한 ERICA 프로그램의 경우는 비행체의 고속순항성능을 획기적으로 개선하기 위해 로터의 블레이드 수를 4개로 하고 Solidity를 키웠으며, 틸트윙 개념을 부분적으로 도입하여 이륙시 Rotor Downwash에 의한 10% 수준의 파워 Loss를 줄여 순항 시 프로펠러 성능을 개선하고, 이로써 비행체의 요구 파워와 임무연료량을 획기적으로 줄이는 개념으로 설계하였다. 그러나 이는 다음 절에서 지적한 개발부담뿐 아니라, 틸트윙 개념까지 구현해

야 하는 위험부담이 발생한다. 뿐 아니라, 제시된 Wing Loading 수준을 감안할 때 Conversion Speed 수준은 기존 텔트로터 대비 2 배 수준이어야 하지만, 텔트윙의 특성상 회전의 모드로 전진비행시 날개가 비행방향에 대해 세워진 형태를 하게되기 때문에 과도한 항력이 발생하고 이로인해 회전의모드로 도달 가능한 최대전진속도는 기존 텔트로터 대비 크게 줄어들게 되는 점을 감안한다면 ERICA의 설계개념은 매우 낙관적이고도 개발위험도 관점에서 부적절한 것이라 할 수 있다. 따라서 ERICA의 설계변수들은 경향확인 정도로 참조하는 것이 적절하다 판단된다.



그림1. ERICA 개념도

이러한 이유로, V22와 ERICA가 비록 최신의 텔트로터 비행체에 속하지만 이 두 비행체의 D.L. 및 Wing Loading은 초기사이징의 Reference로 부적절하다고 판단되며, Eagle Eye 비행체 와 BA609 개발 사례를 통해 텔트로터 비행체 로터시스템의 적정 D.L.수준이 16 ~ 18 수준임을 확인할 수 있었다. 스마트무인기 개발사업에서는 위 영역중에서도 개발위험도 완화 및 향후 중량증가를 고려하여 D.L 16을 초기 사이징 값으로 정하였다.

2.3 High D.L.이 갖는 성능 영향 및 개발부담
정성적으로 보았을 때 텔트로터 비행체의 로터는 헬기보다는 작도 프로펠러보다는 매우 크다. 지름이 헬기보다 작은 이유(High D.L.)는 가능한 로터의 지름을 줄여서 프로펠러 모드에서의 효율을 개선하기 위함이다.

● High D.L. 의 장점

- a. 순항성능의 개선으로 비행체의 중량감소가 가능하다. (고속 장기임무 비행체일수록 유리)
- b. Whirl Flutter 와 같은 동적 불안정 속도 한계가 완화된다.

- c. 구성품 중량절감이 가능하다.

● High D.L. 의 단점 / 위험

- a. 수직 착륙을 위해 하강중 Vortex Ring Status에 빠질 위험이 커짐. 1)
- b. 향후 중량 확정성이 용이치 않음. 특히 개발사업이 도전적인 중량/성능 목표를 전제로 할 경우, D.L.에 약간의 개발프로그램의 위험도 완화를 위한 기술적 마진을 포함할 필요가 있음.
- c. 회전의모드에서 Auto-Rotation 기능 약화

3. 텔트로터 로터시스템 주요설계 변수의 구분과 초기 사이징

앞 장에서 설명한 바와 같이 비행체 사이징에 있어서 주요한 변수들은 서로 의존적이며 최적화를 위한 iteration 과정이 필수적이다. 그러나 성공적인 초기사이징을 위해서는 주요 설계변수 중 고정할 수 있는 값과 근거에 대한 이해가 선행되어야 한다.

3.1 상수화 할 수 있는 주요 설계변수 - Rotor Blade 수, Tip speed

a. Rotor Blade 수

공력 관점에서 보면 Solidity가 동일할 경우, 블레이드 수가 늘어날수록 로터반경이 줄고, 각각의 블레이드 설계하중이 줄어들기 때문에 회전의모드 성능과 프로펠러모드 성능이 좋아진다. 이는 블레이드간의 간섭이 줄어들기 때문이다.[2] 하지만 블레이드를 배에 실기 위해 블레이드를 접어야 하는 V22뿐 아니라, 그 이후 개

1) V22의 4번의 Crash 중 3번째 발생한 Crash의 원인으로서 텔트로터 개념 자체의 기술적 문제여부 논란의 원인이 되었으며 의회조사팀이 결성된 이슈였음. 조사결과 본 이슈는 텔트로터 자체의 고유한 문제가 아니며, 사고 원인으로 작용한 조종사의 조작 실수에 의해 발생한 과도한 강하속도조건하에서는 일반적인 회전의비행체에서 나타날 수 있는 현상으로 보고됨. 단, 텔트로터 비행체의 경우 Vortex Ring Status 관련 장/단점이 동시에 있으며, 장점은 나셀각도를 조금 변위시키는 간단한 조작으로 VRS에서 쉽게 벗어날 수 있다는 점이며, 단점은 좌우로 나뉘어 족 있는 로터 특성으로 인해 비행체 자체가 률방향 Oscillation을 하며 발산하는 현상이 발생할 수 있다는 점임. 한편, 이 문제의 근원적 방지를 위해 V22 착륙접근시 Sink Rate에 대한 자동제한과 경고 장치를 수 정설계에 반영함.

발된, 또는 개발 계획 중인 틸트로터 비행체는 모두 3개의 블레이드 형상을 채택하고 있다. 그 이유는 헬기의 경우 Positive 63 각도를 주어 flapping을 억제하는 효과를 내지만, 틸트로터의 경우에는 1st mode flapping (=Coning) frequency를 낮추어 Lead-lag frequency 대역 회피를 통한 Aeroelastic stability boundary를 높이기 위해 Negative 63 각도를 적용하기 때문이다.

b. Tip Speed

헬리콥터 비행체의 Tip Speed는 680 ft/sec ~ 725ft/sec(0.65 Mach) 사이이다. Tip Speed가 빠를수록 이류성능이 좋아져서 로터반경을 줄일 수 있는 장점이 있으나 전진 비행시 Advancing side의 속도가 블레이드의 Tip Speed + 비행체의 전진속도가 되는 헬리콥터의 특성으로 인해 날개 끝단에서 급격한 조파저항 증가로 인한 Profile Power의 증가와 헬리콥터 고속 성능의 제한을 규정 짓게 되기 때문이다.

틸트로터의 경우, 로터회전력으로 Conversion Speed에만 도달하면 되기 때문에 이류조건에서 엔진 요구파워를 완화하고 프로펠러 모드에서의 비행체성능 향상하는데 모두에 유리하도록 Tip Speed를 높이고 대신에 로터반경을 줄이게 되는 것이다.(High Disc Loading 이 되는 이유)

3.2 로터 시스템 기술적 목표 성능 설정 - Figure of Merit and Blade Twist

틸트로터 비행체의 블레이드는 헬리콥터와 프로펠러의 절충형성이기 때문에 수직이류시 요구되는 로터파워 대비 출력파의 비로서 나타내는 Figure of Merit에 있어서 불리하다고 판단할 수 있으나 사실은 그 반대이다. 이와 관계된 변수가 블레이드의 비틀림 각 분포인데 헬기의 경우 이상적인 비틀림 각보다 상당히 적은 비틀림각을 적용할 수 밖에 없어 일반적으로 10도 보다 작은 비틀림 각이 적용된다. 틸트로터 블레이드는 회전익모드로 고속비행하지 않아도 되기 때문에 35도 내외로 비틀림이 적용된다. 이는 블레이드의 Inboard Loading을 증가시켜 로터의 효율을 증가시켜주는 역할을 한다.

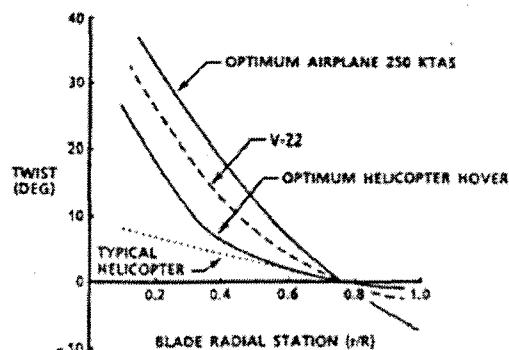


그림2. 틸트로터 블레이드의 트위스트 분포특성[3]

4. 결론

이상으로 틸트로터 비행체 사이징에 있어서 핵심적인 로터시스템 주요 설계 파라미터가 어떤 배경과 과정으로 설정되었는지를 보였다. 신 개념 비행체 개발에 있어서 형상설계 및 사이징을 위해 불확실한 많은 요소에도 불구하고 이와 같은 체계적인 초기사이징 기법의 적용으로 비행체 사이즈 및 로터시스템 주요 설계 특성은 초기에 확정되어 초기에 기본설계 완성과 형상확정 그리고 각 분야의 상세해석/설계 업무 수행이 가능하게 하였다.

참고문헌

1. 안오성, "틸트로터 설계특성 및 주요 사이징 변수에 대한 연구" KARI, 항공우주기술, July, 2004
2. H. Rosenstein, R. Clark "Aerodynamic Development of the V22 Tilt-Rotor, Boeing Vertol Company, 1986
3. Michael K. Farrell " Aerodynamic Design of the V22 Osprey Proprotor", Bell Helicopter Textron Inc. 1989