

확장날개를 이용한 틸트로터 무인기 체공성능 향상

이명규^{1,†} · 이치훈²

^{1,2}한국항공우주연구원 항공연구본부 미래비행체연구실

Increasing Endurance Performance of Tiltrotor UAV Using Extended Wing

Myeong Kyu Lee^{1,†}, Chi-Hoon Lee²

^{1,2}Future Aircraft System Division, Korea Aerospace Research Institute (KARI)

Abstract : A new configuration of tiltrotor UAV previously suggested by Korea Aerospace Research Institute (KARI) for the purpose of increasing the endurance performance in airplane mode flight has extended wings attached to the nacelle and rotated with the nacelle according to the flight modes. In this research, the effectiveness of the extended wing on the enhancement of the endurance performance of KARI tiltrotor UAV (TR60) was analytically investigated based on CFD analysis results. Flight tests and ground tests of measuring the fuel consumption were also conducted to directly compare the endurance performance for the two configurations of TR60 baseline and TR60 extended-wing model.

Key Words : Tiltrotor UAV, Extended Wing, Endurance, Flight Test, Fuel Consumption, Computational Fluid Dynamics(CFD)

1. 서 론

로터가 장착되는 나셀의 회전을 통해 수직 이착륙 및 고정익 고속비행이 가능한 틸트로터는 순수 고정익 항공기에 비하여 날개의 길이가 짧은 형상을 가짐에 따라 가로세로비가 비교적 작다. 따라서 장기체공 성능이 상대적으로 떨어지며, 이는 정찰 및 감시를 주요 임무로 개발되는 소형 틸트로터 무인기의 경우 고정익 무인기에 비하여 상대적인 단점으로 작용한다. 현재 다 방면의 민군분야 잠재수요처에서 틸트로터 무인기의 최대체공시간 증대를 요구하고 있으며, 현재 개발 중이거나 운용중인 해외 수직이착륙 무인항공기에 대응하여 국제경쟁력을 갖추기 위해서 틸트로터 무인기

성능향상 연구를 수행할 필요성이 대두되었다.

최근 미국의 다목적 대형수송기 개발 프로젝트, Joint Heavy Lift (JHL) 프로그램의 후보 기종인 Optimum Speed Tiltrotor (OSTR)의 경우, 기존 틸트로터 형상 대비 성능 향상을 위하여 나셀에 확장날개 장착(항우연에서 관련기술의 국내특허 보유[1]) 및 로터 가변RPM 기술을 적용한 개념연구가 수행되었다. 또한 미국 보잉사에서는 V-22 나셀에 Sail을 부착하여 고정익모드에서의 날개 유도항력 감소를 통한 비행성능 향상연구를 진행하였다(Fig. 1).



Fig. 1. OSTR & V-22 nacelle sails

Table 1 Performances and Physical Properties of TR60 & TR100

	TR60	TR100
동체길이	3m	5m
최고속도	250km/h	500km/h
체공시간	6시간	5시간
탑재중량	30kg	40~100kg
최대중량	200kg	1000kg

한국항공우주연구원은 Table 1에 제시된 최대이륙 중량 1,000kg 급의 스마트무인기(TR100)와 200kg급의 실용틸트로터 무인기(TR60)를 성공적으로 개발하였으며[2], 이 과정에서 Fig. 2와 같이 확장날개 장착을 통한 틸트로터 체공성능 향상 개념을 고안하였다. 확장날개는 나셀에 고정되어 비행모드에 따라 나셀과 동일하게 회전하고, 고정익비행모드로 완전 천이 후 주날개와 동일한 받음각을 가지며 날개의 가로세로비를 증가시켜 양항비를 향상시키는 결과를 가져온다.

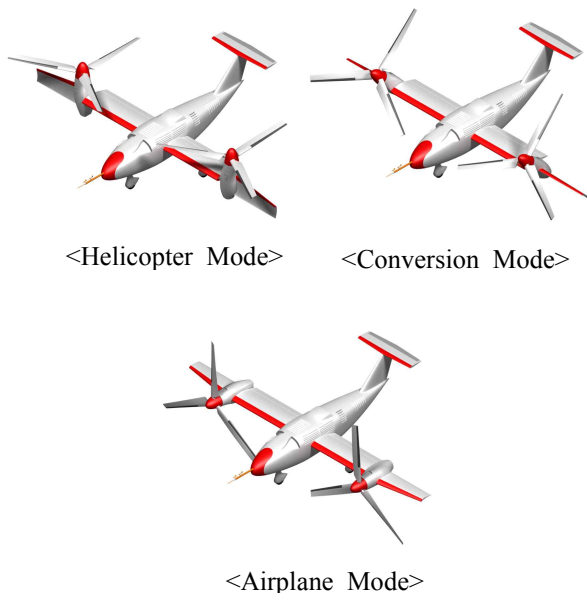


Fig. 2 Operating Concept of TR60 Extended Wing Model

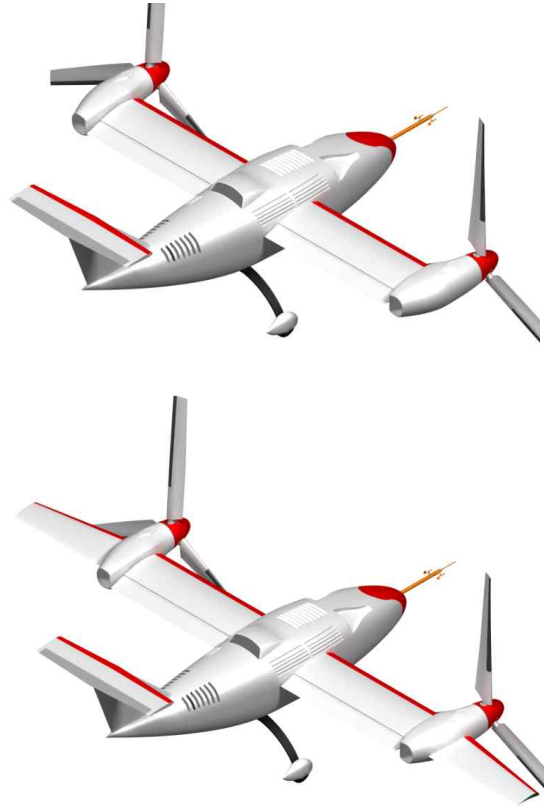


Fig. 3 Configurations of TR60 Baseline and Extended Wing Model

본 연구에서는 TR60 기본모델과 확장날개 장착모델 (Fig. 3)에 대한 전산유동 해석 비교결과와, 비행시험 결과 및 지상시험을 통한 연료소모율 측정결과를 바탕으로 확장날개 장착에 따른 체공성능 향상 잠재력에 대한 결과를 제시하였다.

2. 확장날개 설계

TR60의 확장날개 초기 3차원 형상은 선행연구로 수행한 TR100 확장날개 설계 및 공력/성능 해석결과를 바탕으로 하고, TR60의 로터길이, 주날개 스패น 및 코드길이 등을 고려하여 결정하였다. TR100의 확장날개 개념설계 형상은 날개 끝단에서의 실속특성이 좋도록 하기 위하여 유효전진각(effective sweep forward angle)을 부여하였다. 그러나 TR100의 유동해석 결과 확장날개 부착부(root area)에서 초기 실속이 먼저 발

생하는 현상을 보여줌에 따라, TR60 확장날개의 유효 전진각과 유효후퇴각 형상에 대한 설계변수 비교연구를 추가로 수행하였으며 TR60 확장날개 역시 후퇴각 형상이 최초 실속발생 받음각이 상대적으로 높은 결과를 나타내었다. 이를 바탕으로 본 연구에서는 유효후퇴각을 가지는 확장날개 형상을 설계하였다.

확장날개에 작용하는 하중은 로터기어박스를 통해 주날개로 전달이 되어야 하며, 이를 위해 기존 TR60 기어박스와 확장날개를 연결하는 구조물이 필요하다. 이미 제작되어 비행시험이 진행되고 있는 TR60 기어박스의 수정 설계/제작의 필요 없이 확장날개를 장착할 수 있도록 지지 구조물 형상을 설계하였다. 또한 필요시 확장날개 구조물이 장착된 형상과 미장착된 형상에 대하여 비교비행시험이 언제든지 가능하도록 확장날개의 장/탈착이 용이하도록 설계되었다. Fig. 4는 확장날개 설계형상 및 구조, 확장날개와 나셀기어박스 간의 연결 개념을 보여준다. 지지구조물 형상은 나셀 내부의 전기작동기, 작동기 컨트롤러, 배선 등과의 간섭이 배제되도록 설계되었다.

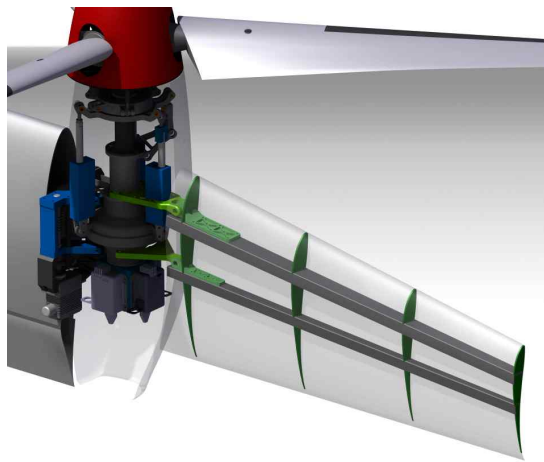


Fig. 4 Design of Extended Wing and Supporting Structures

3. 전산유동해석

3.1 확장날개용 장기체공형 에어포일 선정

TR60 주날개 에어포일은 TR100과 동일하게

NACA64-621이며, 이는 고속성능 요구조건과 장기체공 성능을 동시에 고려하여 선정되었다. 반면, 최대체공시간 향상을 위하여 장착되는 확장날개의 경우 큰 양향비 특성을 가지는 에어포일을 고려하였다. 일반적으로 장기체공형 비행체의 날개 에어포일은 캠버가 매우 큰 형상이 사용되며, 본 연구에서는 Fig. 5에 도시된 FX63-137 및 S1223 두가지 장기체공형 에어포일에 대한 2차원 전산유동해석을 통해 양향비를 비교하였다. 해석조건은 순항 속도 38.9m/s이며, 레이놀즈수는 8.0×10^5 이다.

계산된 양력 및 항력계수를 이용하여 체공성능 양향비($C_L^{1.5} / C_D$)와 항속거리 양향비(C_L / C_D)를 각각 비교한 결과를 Fig. 6과 Fig. 7에 나타내었으며, S1223 에어포일의 양향비 특성이 FX63-137의 양향비 특성에 비하여 월등히 우수함을 알 수 있다. 특히 체공성능 양향비 특성에 있어 그 차이는 더욱 확연히 나타났다. 해석결과를 바탕으로 TR60 확장날개용 에어포일은 S1223을 선정하였다.

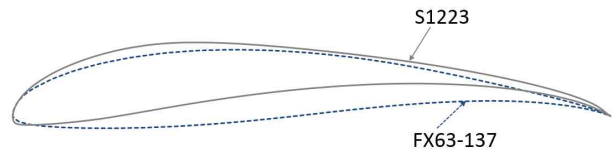


Fig. 5 Contour of Airfoils

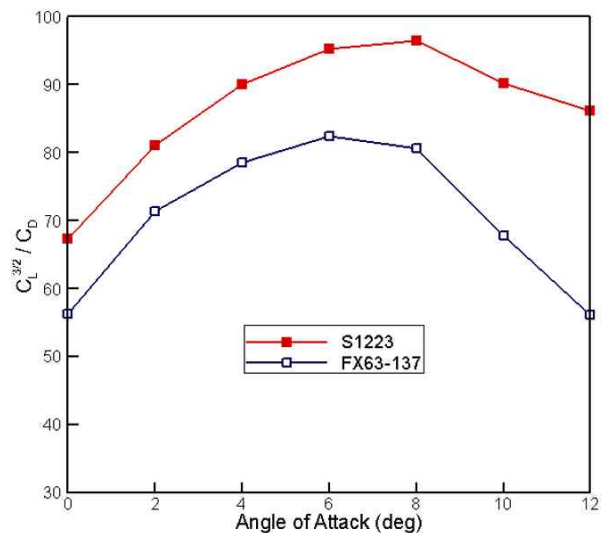


Fig. 6 Comparison of Endurance $L/D(C_L^{1.5} / C_D)$

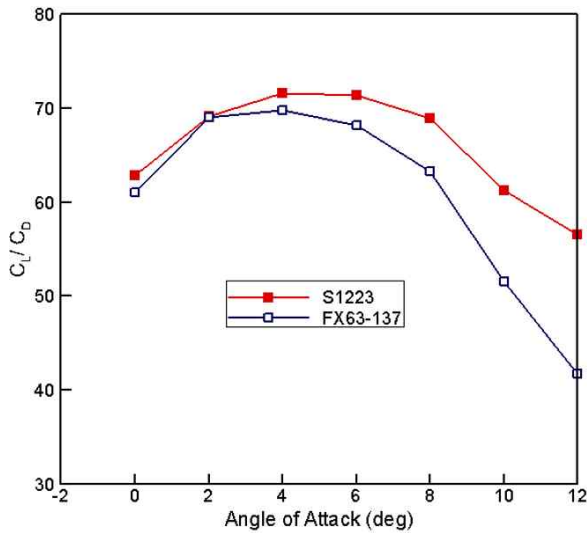


Fig. 7 Comparison of Range L/D(C_L/C_D)

3.2 전기체 전산유동해석

TR60을 기반으로 나셀에 확장날개를 장착한 형상에 대하여 CATIA 모델링을 수행한 후, 격자 작업 및 유동해석의 효율성과 편의성을 위하여 외부 돌출물, 동체의 흡/배기구 및 가이드베인 등의 형상에 대해서는 간략화하였다. 확장날개 장착 여부에 대한 공력 성능 향상 비교를 위하여 확장날개를 제외하고는 TR60 기본모델 공력해석모델과 동일한 형상으로 확장날개 장착 공력해석모델을 구성하였다.

비행체의 해석영역은 좌·우가 대칭(symmetry)이므로 반원통형의 외부경계를 설정하였다. 외부경계는 자유류(freestream) 방향과 반경 방향으로 모델 길이의 각각 20배로 지정하여 교란에 대하여 충분한 거리를 확보하도록 하였다. 상류의 입구 경계면과 원방 경계면은 일정 풍속을 가지는 자유류 조건(velocity inlet)을, 하류 경계면은 일정 압력의 출구조건(pressure outlet)을 각각 적용하였다. 격자계는 비정렬 격자를 기반으로 한 coarse mesh model을 구축하였으며, 주 날개와 확장날개, 수평 & 수직 꼬리날개의 표면은 정렬격자로 구성하였다. 격자 형상을 Fig. 8에 나타내었다. 해석은 RANS 방정식 기반의 상용 전산유동해석 패키지인 FLUENT[3]를 사용하였다. 셀중심 유한체적법(cell-centered finite volume method) 기반의 비

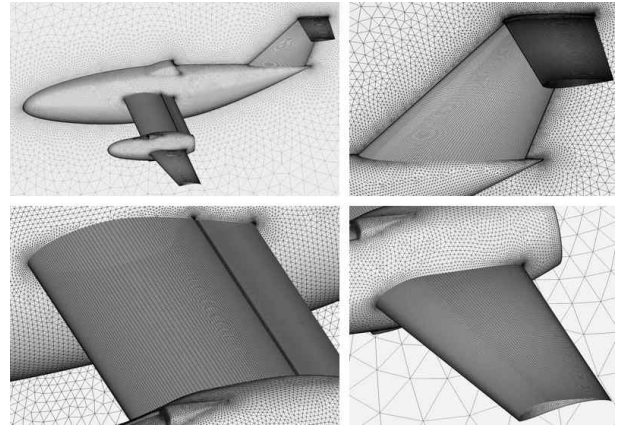


Fig. 8 Grid configuration

압축성 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 해석과 $k-\omega$ SST[4] 난류모델을 적용하였다. 압력과 속도의 연계는 Patankar와 Spalding의 SIMPLE 알고리즘을 사용하였으며 odd/even 압력 분리를 피하기 위해 Rhie와 Chow의 압력 보간법[5]을 사용하였다. 대류항의 이산화는 QUICK을 사용하였고 확산항은 2차의 정확도를 가진 중앙차분법을 사용하였다.

3.3 해석 결과

확장날개 장착 유무로 인한 공력 데이터 변화를 파악하기 위하여 정상 수평비행상태에서 확장날개 유무에 따른 공력데이터의 변화를 Fig. 9에 나타내었다. 확장날개의 양력계수는 음의 받음각에서 비선형적으로 증가하는 것으로 보아 박리 영역이 존재하는 것으로 보이며, 양의 받음각에서는 받음각이 증가함에 따라 선형적으로 증가하다가 확장날개 뿌리부에서 실속이 발생하는 받음각인 8°이후로 양력계수 증가 기울기가 감소하다가 받음각이 14° 이후로는 양력계수가 감소하는 결과를 나타내었다.

Figure 10은 받음각이 증가함에 따라 유동박리가 확장날개 뿌리부에서 시작하여 확장날개 끝 쪽으로 전파되어 유동박리 영역이 점점 증가하는 결과를 보여 주고 있다.

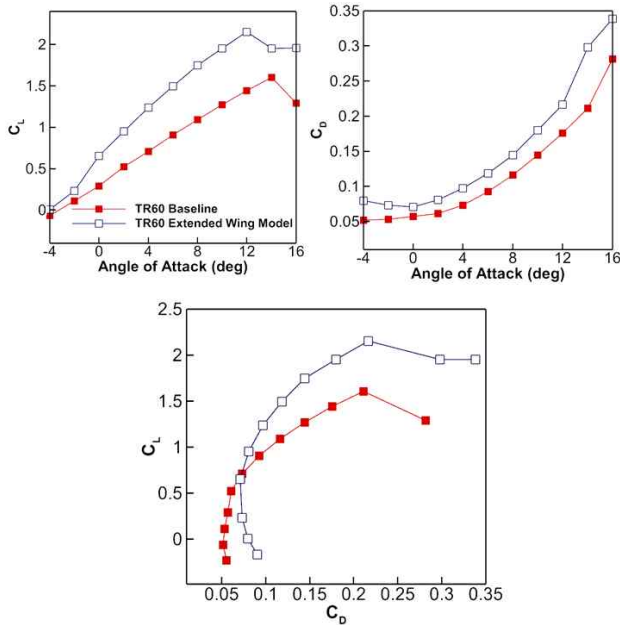


Fig. 9 Aerodynamic coefficients change with subwing

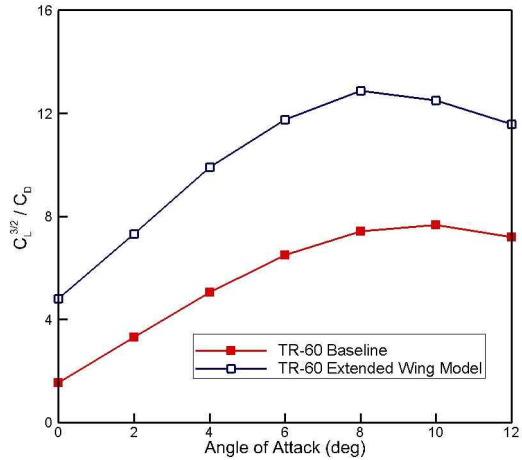


Fig. 11 Lift to Drag Ratio (Baseline vs Extended Wing Model)

4. 체공성능 비교

4.1 전기체 전산유동해석 결과를 이용한 양항비 비교

기본모델과 확장날개 장착모델의 전기체 모델에 대하여 받음각 0도에서 12도까지 전산유동해석을 수행하여 계산된 체공시간 양항비($C_L^{1.5} / C_D$)는 Fig. 11과 같다. 비교해석시 확장날개 장착에 따라 증가되는 구조물의 무게(1.8kg) 영향을 고려하였다. 확장날개 장착을 통하여 체공시간 양항비가 크게 증가하는 결과를 보여주고 있으며, 특히 최대 체공시간 양항비는 약 68% 증가되는 결과를 나타내었다. 그러나 체공시간은 비행에 따른 비행체 중량 변화, 로터효율, 엔진 요구마력에 따른 엔진 비연료소모율(SFC, specific fuel consumption ratio) 등이 동시에 고려되어야 하며, 특히 비연료소모율이 체공시간에 결정적으로 기여하고 일반적으로 비연료소모율은 엔진 요구마력에 반비례하여 증가하기 때문에 실제 임무경로를 기준으로 계산되는 임무체공시간 증가치는 다소 감소할 것으로 예상된다.

4.2 연료소모율 비교

TR60 기본모델과 확장날개 장착 모델에 대하여 정확히 체공성능을 비교하기 위해서는 사전시험계획에

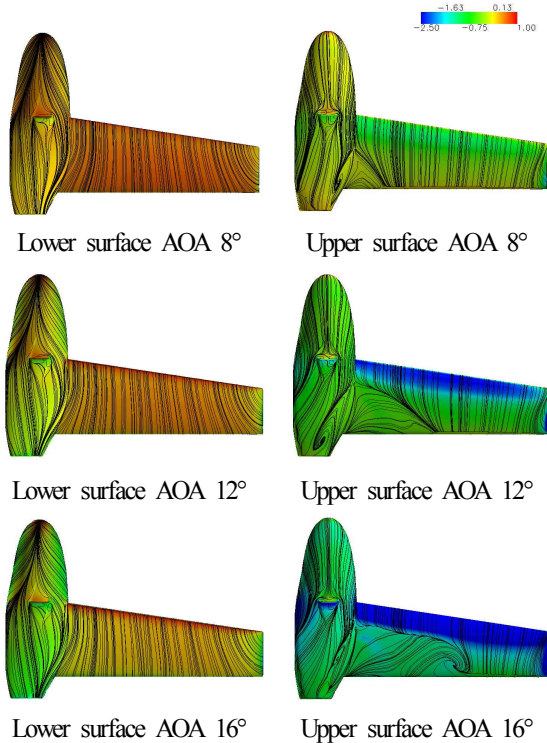


Fig. 10 Pressure distribution and surface streamline (AOA 8°, 12°, 16°)

따른 정밀한 비행시험이 이루어져야 한다. 그러나 무인기는 기본적으로 비행체의 안정적인 자세유지가 고도 및 속도 유지 명령보다 우선하기 때문에 유인기와 달리 사전에 계획된 비행조건으로 정확히 비행을 하는데 한계가 있다. 예로 일정한 고도와 속도를 유지하고 사전계획된 경로를 비행하도록 명령이 인가되더라도 자세제어를 하는 과정에서 지속적으로 속도와 고도가 사전 인가된 명령값을 중심으로 진동하게 된다. 본 연구에서는 엄밀하게 이루어지는 비행시험을 통한 성능 비교보다는 확장날개 장착을 통한 체공성능 향상에 대한 잠재적 효과를 검증하는 것을 목표로 하여 다소 간단한 방법으로 접근하였다. 우선 기본모델과 확장날개 장착모델의 최소요구마력 비행속도를 성능해석을 통해 결정하고, 결정된 속도로 1.5km 반경의 점항법 비행을 인가한 후 5바퀴 비행동안 각각의 엔진 PLA(power lever angle)값을 측정하였다. Fig. 12는 확장날개 모델의 실제 비행시험 장면을 보여주고 있다. 점항법 궤적 위치에 따라 기체가 받는 바람 방향 및 속도가 바뀌며, PLA값도 궤적 위치에 따라 편차를 가지게 됨에 따라 5바퀴 측정결과의 평균값을 구하였다. 이후 Fig. 13과 같이 지상시험치구에서 두 모델의 비행시험에서 구해진 PLA 평균값으로 엔진 출력을 맞추고 1시간동안의 연료소모량을 측정 비교하였다. 이 때 로터 회전 RPM은 비행시험과 동일하게 1,000RPM으로 지상시험 동안 일정하게 유지하였다. 연료소모량은 지상시험 전/후 기체 무게를 정밀하게 측정하여 그 차이 값으로 구하였으며 1시간 동안 기본모델과 확장날개 장착모델에 대하여 각각 약 9.3kg과 6.5kg이 소모되었다.

5. 결론

한국항공우주연구원은 틸트로터 무인항공기의 체공성능 향상을 위하여 나셀에 확장날개를 장착하는 새로운 개념을 고안하였다. 확장날개 장착에 따른 성능향상 효과를 확인하기 위하여 TR60 기본모델과 확장날개 장착모델에 대한 전기체 전산유동해석을 수행하였으며, 체공시간 양항비가 약 68% 증가되는 결과를 보여주었다. 그러나 체공성능은 양항비 외에도 여러 인자에 영향을 받으며, 보다 실질적인 체공성능 비교를

위하여 비행시험을 통한 엔진출력 측정 및 지상시험을 통한 두 모델의 연료소모량을 비교한 결과 확장날개 장착시 약 30% 연료절감 효과가 있었으며 이를 통해 확장날개의 체공성능 향상 유효성을 간접적으로 확인하였다.



Fig. 12 Flight Test of Extended Wing Model



Fig. 13 Ground Test for Measuring Fuel Consumption

참 고 문 헌

- [1] KARI, "Tiltrotor Aircraft," ROK Patent No. 10-0822366, April 8, 2008.
- [2] 장성호, 조암, 박범진, 최성욱, "200 kg 급 틸트로터 무인기의 항공전자시스템 개발", 항공우주시스템공학회지, 제7권, 제3호, pp. 65-69, 2013.
- [3] FLUENT User's Guide, FLUENT Inc., 2003.
- [4] Wilcox, D. C., "Simulation of Transition with a Two-Equation Turbulence Model," AIAA Journal, Vol. 32, No. 2, pp. 247-255, 1994.
- [5] Rhie, C. M. and Chow, W. L., "Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing Edge Separation," AIAA Journal, Vol. 21, No. 11, pp. 1525-1532, 1983.

저 자 소 개

이 명 규

1991년 서울대 항공우주공학과 졸업.
1993년 동 대학원 석사. 2012년 KAIST 항공우주공학 박사. 2002년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 회전익기 로터 구조동역학, 틸트로터 동력계통 설계 및 해석



이 치 훈

2009년 울산대 항공우주공학과 졸업.
2012년 동 대학원 석사. 2012년~현재 한국항공우주연구원 연구원. 관심분야는 전산유동해석, 무인비행체 형상설계 및 비행시험

