

스마트 무인기 풍동시험

정진덕* · 최성욱** · 이장연***

Wind Tunnel Testing for Smart Unmanned Aerial Vehicle

Chung, Jindeog*, Choi, Sungwook** and Lee, Jangyeoun***

Keywords : wind tunnel testing(풍동시험), tilt-rotor, configuration(형상), vortex generator(와류생성기)

Abstract

Wind tunnel testings to develop tilt-rotor Smart Unmanned Aerial Vehicle (SUAV) were intensively performed. Small wind tunnel was used to find and evaluate design parameters and to fix general layout of configuration. The application of large tunnel with 40% scaled model is to collect performance and stability related aerodynamic data. During large scale model test wind tunnel is used as a tool to compare Flaperon types, to improve lift characteristics by using different height vortex generators and to alleviate nacelle separated flow effects on the wing.

1. 서론

Tilt-Rotor 개념을 도입한 스마트 무인기의 개발은 2002년부터 착수하였다. 초기 형상을 생성하기 위하여 다양한 관련 항공기에 대한 분석이 있었고, 이를 바탕으로 기본형상을 생성하였다. 형상을 최종 결정하는 과정에서는 주익들의 공력특성, 수평꼬리 날개 형태, 주익 설치각 그리고 각종 안테나들의 위치와 같은 설계 Parameter를 확정하기 위한 12% 축소형 모델을 사용하여 항공우주연구원(항우연)의 1-m 풍동에서 시험을 수행하였다[1,2]. 형상이 결정된 이후에는 40% 축소형 모델을 사용하여 항우연 중형아음속풍동 설비에서 외장형 풍동저울을 사용하여 TR-S2 형상의 풍동시험[3]을 수행하였다. 이 과정에서는 기존의 고양력 장치와 Aileron 역할을 동시에 수행하는데 사용되고 있던 Plain Flaperon을 CFD 해석을 통하여 Semi-Slotted Flaperon으로 바꾸는 작업과 풍동시험으로 그 효과를 검증하였다. 또한 두꺼운 주익 Airfoil(21% 두께비)에 의한 유동의 박리 현상을 지연시키기 위하여 Vortex Generator를 사용하여 양력특성을 증진시켰다. TR-S2 형상은 풍동시험이 진행되는 동안 모델 내부에 장착할 각종 측정장비 수량의 증가로 인하여 동체 체적 증가, Rotor의 회전면을 변경시키기 위한 Actuator의 크기 증가로 Nacelle 형상 변경, Hovering 상태에서 안정성을 증진시키기 위하여 주익의 위치를 100mm 후방으로 이동, 스마트 무인기의 조종면 작동상태 및 지상 관찰을 위한 카메라 크기의 증가 등을 반영한 TR-S4 형상을 개발되었고, 이 효과들을 풍동시험을 통하여 공력데이터를 확보하였다. TR-S4 형상의 부족한 Longitudinal 안정성을 확보하기 위하여 수평꼬리날개 면적을 증가시키고, EO/IR 카메라의 크기 감소, 그리고 Nacelle Tilting 조건에서 Nacelle에서 떨어져 나온 박

리된 유동에 의하여 주익의 성능이 약화되는 현상을 방지하기 위한 Wing Fence를 주익 끝단에 설치하였다.

이 논문은 스마트 무인기 형상 개발을 위하여 수행한 풍동시험 중에서 형상 결정을 위한 Parametric 시험과 스마트 무인기의 최종 형상의 성능을 증진시키기 위하여 풍동시험 과정에서 활용하였던 유동제어장치(Flow Control Device)와 형상 변경에 따른 공력계수의 특성 등을 정리하였다.

2. 풍동시험

2.1 Design Parametric 풍동시험

초기에 스마트 무인기의 주익을 구성하는 Airfoil은 미국 Bell사가 제시한 Airfoil을 사용하여 주익을 생성하였다. 그러나 이 Airfoil에 대한 특성치를 가지고 있지 않아 스마트 무인기 사업단에서는 유사한 두께를 갖는 Airfoil들에 대한 비교/분석 작업을 수행하여 NACA64-621을 채택하고 주익을 생성하였다. 그림 1은 Bell사와 NACA64-621 Airfoil을 비교한 그림이다. 유사한 개념을 갖는 High Wing 형상의 Boeing V-22 Osprey는 U-자형 그리고 Bell/Agusta사의 BA609는 T-자형 꼬리날개를 가지고 있는데, 스마트 무인기 형상에 적합한 꼬리날개 형태와 설치각을 결정해야 한다. 이러한 시험을 수행하기 위하여 고가의 큰 모델과 큰 시험부를 사용하는 것보다는 저렴한 가격으로 모델을 제작할 수 있으며, 원하는 형상으로 쉽게 변경이 가능한 작은 모델의 사용하는 것이 타당하다는 제안을 하여 항우연 1-m 풍동설비에서 시험을 수행하게 되었다. 모델은 전기체의 12% 축소형을 사용하였으며, 모델에 작용하는 힘과 모멘트는 내장형 풍동저울을 사용하여 측정하였다.

그림 2는 T와 U-자 형태를 갖는 꼬리날개를 보여준다. 풍동시험에서는 수평꼬리날개의 위치를 이동시키도록 설계를 하여

* 한국항공우주연구원, jdchung@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원, wook@kari.re.kr

*** 한국항공우주연구원, jylee@kari.re.kr

수평꼬리날개 이동에 따른 공력계수 변화를 예측하는데 활용하였다. 또한 Nacelle 부착에 의해서 공력계수가 변화하는 경향과 Nacelle과 주익이 만나는 지점에 항력절감을 위한 Fairing 형상 효과, 주익과 동체의 결합 부위 처리 효과등도 측정하였다.

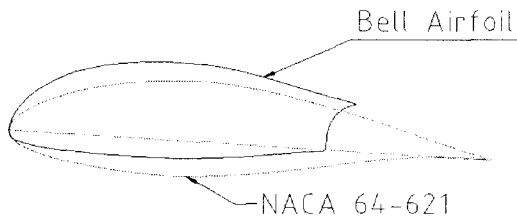


Figure 1 Airfoil comparison

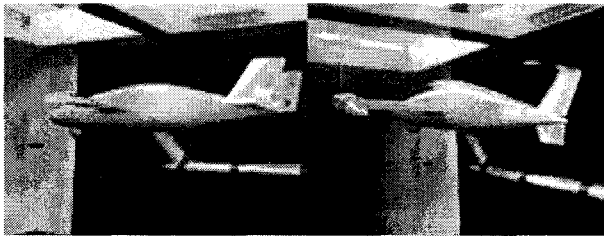


Figure 2 U and T-Type Horizontal Tail

동일한 설치각 조건에서 받음각 0도 부근의 양력계수 0.2 이상의 차이를 보여주는데, 이것은 TR-E2 주익이 높은 camber를 갖는 airfoil로 만들어졌기 때문이다. TR-E2S1의 양력기울기는 받음각 15도까지 거의 일정한 기울기를 가지고 있다. TR-E2S1형상의 주익설치각을 1도로 한 경우 낮은 받음각 영역에서 양력계수의 변화가 매우 적다. 반면에 TR-E2형상은 설치각이 4도인 경우는 받음각이 증가할수록 설치각 1도와 동일한 크기의 양력을 생성한다. TR-E2가 높은 양력특성을 가지고, 실속은 유사한 받음각인 19도 근방에서 발생한다.

TR-E2S1과 TR-E2는 양력계수(혹은 받음각)에 따라 특이한 반응을 보인다. 낮은 양력계수 영역에서는 TR-E2는 양력변화에 둔감한 반응을 보이는 반면, TR-E2S1은 상대적으로 큰 피칭모멘트 변화를 보여준다. 낮은 받음각 지역에서 TR-E2의 피칭모멘트의 기울기가 TR-E2S1보다 크다. 받음각 0도를 넘어서면, 피칭모멘트 경향이 역전되어 TR-E2가 훨씬 민감한 반응을 보인다.

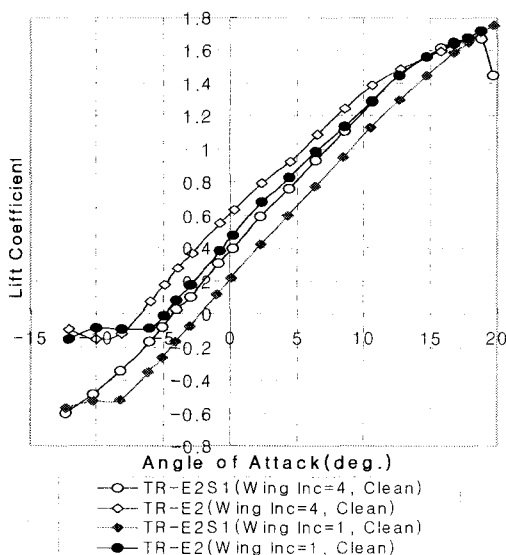


Figure 3 Lift Coefficient with wing incidence angles

수평비행을 위한 조건은 설치각을 4도로 유지한 경우에 받음

각을 0도와 2도 사이를 유지하면 가능한 반면에, 설치각이 1도인 영역에서는 모두 "negative" 받음각으로 운용해야만 비행이 가능하다. 두 형상의 양항비를 모두 최대 양항비를 생성하는 양력계수는 0.8 근처를 보이고 있는데, TR-E2S1은 설치각이 1과 4도 그리고 TR-E2는 설치각이 1과 4도에서 각각 7.1, 6.8, 6.8, 6.2를 보여준다. 주익의 설치각은 1도로 결정하는 것이 가장 좋은 양항비를 가지고 있음을 보여주고, TR-E2S1형상이 TR-E2보다 높은 양항비를 갖는다.

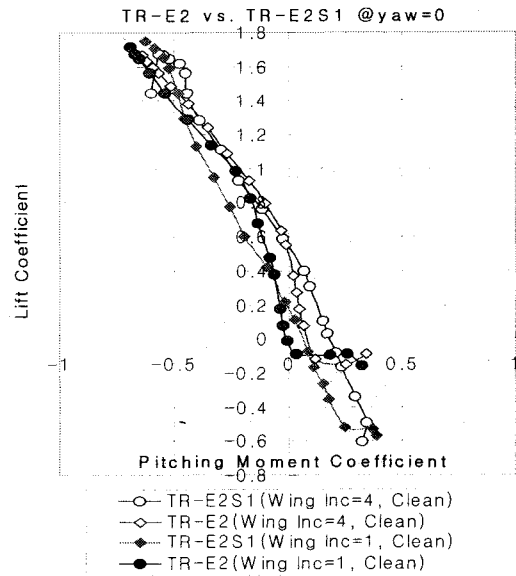


Figure 4 Pitching Moment with wing incidence angles

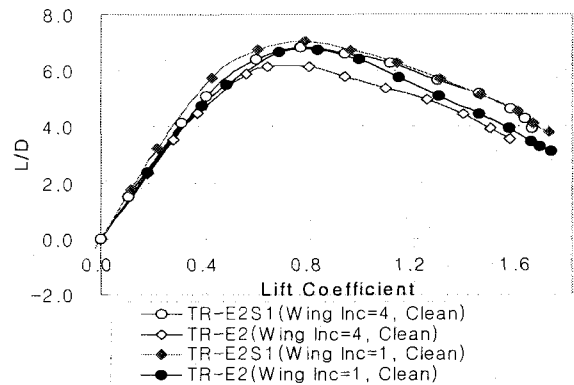


Figure 5 Lift-to-Drag ratio with wing incidence angles

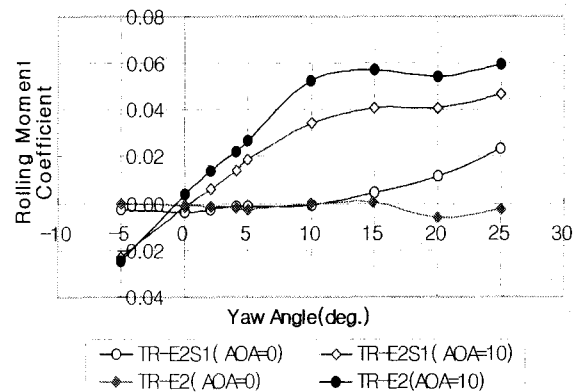


Figure 6 Rolling Moment with Yaw Motion

요우 운동에 대한 롤링모멘트는 "positive" 기울기를 가져야

안정된 특성을 갖는데, Bell사에서 제시한 모델은 요우각 변화에 대해서 거의 일정한 값을 가지고 있다가 증가 혹은 감소하는 경향을 가지고 있어, Lateral 안정성을 갖지 못하고 있는 반면에 TR-E2S1은 초기에는 안정적인 특성을 갖다가 기울기 변화가 거의 없는 경향을 보여준다. 그림은 없지만 요잉모멘트는 TR-E2 형상이 좀더 효과적인 control power를 생성하고 있다.

2.2 40% Scale 모델 풍동시험

1-m 풍동을 사용하여 설계 관련 변수들에 대한 특성을 분석한 이후에 성능 및 공력특성을 예측하고, Tilt-Rotor에 의한 download와 slipstream 효과를 모사하기 위한 시험을 수행하고자 TR-S2라고 불리는 40% 축소형 모델을 제작하였다. TR-S2의 고양력장치는 Plain Flaperon 형태를 취하고 있었는데, 스마트 무인기가 장시간 운용되는 loitering 조건에서는 원하는 수준의 양력을 생성하지 못하였다. 이를 개선하기 위하여 스마트 무인기 사업단에서는 CFD 해석을 통하여 Semi-Slotted Flaperon 개념을 도입하였고, 풍동모델 제작에 반영하여 성능을 비교하였다. 또한 주익의 양력 특성을 향상시키기 위하여 vortex generator를 부착하여 시험을 하였다. Semi-Slotted Flaperon (S.S. Flaperon으로 표기)은 clean 형상에서는 Plain Flaperon보다 양력증가 효과가 적으나, 변위각이 증가하면 할수록 양력증가가 커진다는 결과를 그림 7에 보여준다.

풍동시험에서는 Vortex generator의 부착 위치, 설치각도 및 설치 간격 등에 대한 시험을 유동가시화 기법과 외장형 풍동저울을 사용하여 수행하였다. 확정된 vortex generator의 위치는 주익 chord-line의 15%에 위치하며, 유입되는 유동에 대해서 20도 각도를 가지고 vortex generator의 간격은 20mm로 결정하였다. TR-S2부터 TR-S5로 형상 변경 과정에서는 높이가 10, 5, 3mm인 vortex generator를 사용하여 양력 및 항력 증가 효과 등을 검증하는 시험을 수행하였다. 그림 8은 40% 축소형 모델에 부착된 vortex generator를 보여준다.

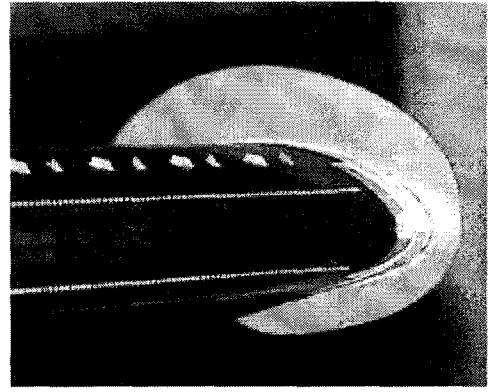


Figure 8 installation of vortex generator

형상이 계속 발전하여 TR-S4라는 형상으로 진화되었는데, Hovering 상태에서 좀더 높은 static margin을 확보하기 위하여 주익의 위치를 후방으로 100mm 이동을 시켰으며, 동체 내부에 탑재할 장비의 증가로 인하여 동체 체적이 증가하였다. Nacelle에는 Tilt-rotor의 회전면을 변경시키기 위한 actuator가 들어가 있는데 크기의 증가로 인한 Nacelle 형상 변경, 전방 동체 상부에는 동체 내부에 장착된 전자장비의 냉각을 위한 방열판(그림 9에서 H.E. 1과 2)이 두개 추가되었고, VHF 안테나의 위치가 이동되었고, EO/IR 카메라 양쪽에는 카메라를 고정하기 위한 치구가 부착되었다. 동체 하부 EO/IR 카메라 후방에는 두개의 안테나(Antenna 3과 4)가 부착되어 있고, 수평꼬리날개 위에는 반구형(Antenna 1)과 Wedge형 안테나(Antenna 2)가 장착되었다. TR-S4 형상 시험에서는 수평꼬리날개의 설치각에 의한 공력특성 변화를 예측하기 위하여 설치각을 -3, 1, 3도로 바꿔서 측정을 하였다.

TR-S5 형상은 TR-S4의 longitudinal 안정성이 예상보다 미진하다는 결과를 얻은 이후에 풍동시험 과정에서 스테인리스 판을 부착하여 수평꼬리날개 면적 증가에 의한 효과를 검증하는 시험을 병행하였고, 이 결과를 바탕으로 수평꼬리날개 면적이 38% 증가시켰다. TR-S4 형상에서 EO/IR 카메라는 과도한 항력증가를 초래하였고, 그림 10처럼 EO/IR 카메라 치구가 설치된 곡면을 따라 큰 박리가 관찰되었다. 항력 절감을 위하여 EO/IR 카메라를 소형으로 바꾸고 치구를 동체 안으로 부착하였다. Nacelle tilting각이 증가함에 따라 Nacelle에 의한 박리된 유동이 주익의 공력특성을 저해하는 현상을 유동가시화로 확인한 이후에 이를 방지하기 위하여 주익 끝단에 wing fence를 부착하여 시험을 수행하였다.

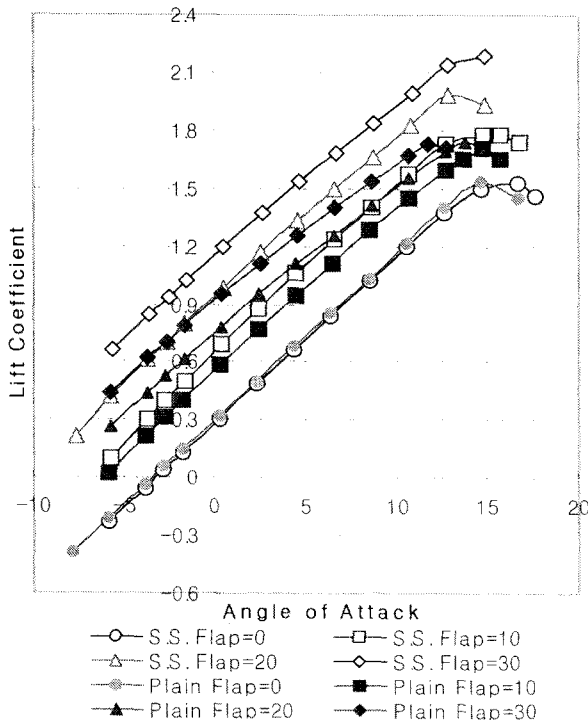


Figure 7 Plain vs. Semi-Slotted Flaperon

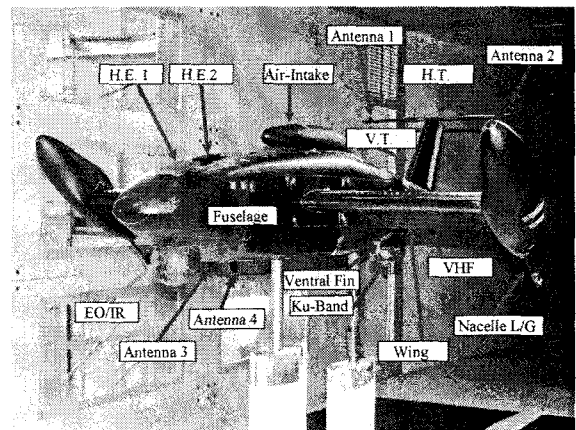


Fig. 9 Model Components of SUAV

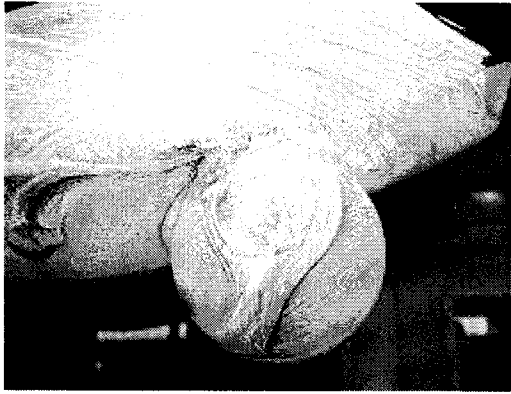


Figure 10 EO/IR camera flow visualization

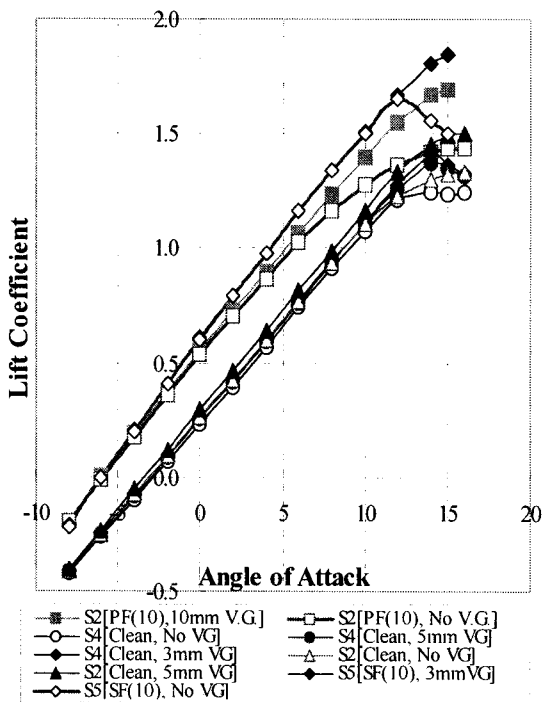


Figure 11 Vortex generator effect on Lift Coefficient

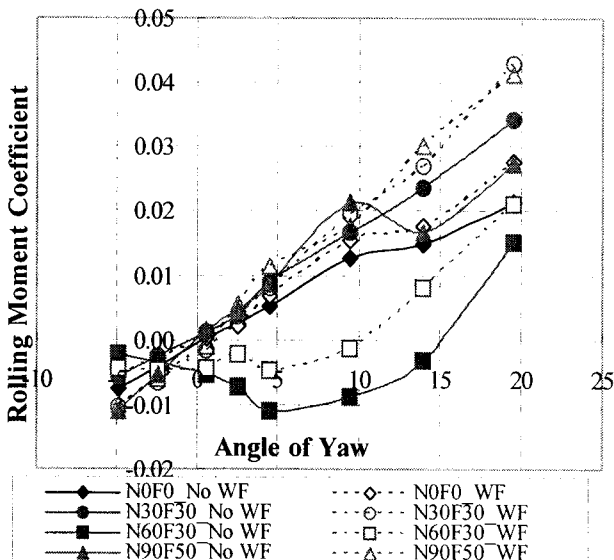


Figure 12 Wing fence effect on Rolling moment coefficient

vortex generator를 사용하여 얻어진 최대 양력계수의 증분량은, 5mm를 사용한 경우에 TR-S4와 TR-S2의 경우 약 12%의 증가효과를, TR-S4에서 3mm를 사용한 경우에는 14%, 10mm를 사용한 TR-S2 형상(Plain Flaperon장착)에서는 23%의 양력계수 증가를 얻었다. 일반적으로 높이가 높은 vortex generator를 사용하는 경우가 좀더 강력한 와류를 생성하여 주익의 경계층에 새로운 에너지를 공급하여 주익의 성능을 향상시켰다. 그러나 높이가 증가할수록 양항비의 감소가 커지므로 TR-S5에서는 3mm 높이의 vortex generator를 부착하고 데이터를 획득하였다.

전반적으로 Yaw각이 증가할수록 Wing Fence를 적용하면 좀더 효율적인 control power를 생성하고 있음을 그림 12에서 보여준다. Wing Fence를 부착하지 않은 경우는 Yaw각에 따라 롤링모멘트 특성이 비 선형적인 특성을 보여주는 반면에, Wing Fence를 부착하면 좀더 선형적인 특성을 갖도록 공력특성을 증진시켜 주는 역할을 한다. Wing Fence의 근본적인 사용 목적은 V-22 풍동시험 과정에서 Nacelle Tilting각이 60도 근방에서는 상당한 유동박리가 공력특성이 변화하는 현상을 목격하였다는 관련 분야 시험 전문가의 의견에 따라 부착하였다. 측정 결과에서도 Wing Fence가 없는 경우 Yaw 방향으로 스마트 무인기를 이동시켜도 충분한 control power를 생성할수 없었는데, Wing Fence 부착함으로써 천이상태에서 좀더 안정적인 특성을 갖는 롤링모멘트 특성을 확보할수 있게 되었다.

3. 결론

스마트 무인기 개발에서는 1-m와 4-m급 아음속 풍동설비를 활용하여 시험을 하였다. 1-m 풍동은 형상을 결정하기 위하여 고려되었던 다양한 설계 변수들에 대한 영향을 비교/분석하기 위하여 사용되었다. 4-m 풍동설비는 실제기의 40% 축소형 모델을 사용하여 공력성능 및 안정성에 관련된 다양한 데이터를 획득하는데 활용되었다.

40% 모델 풍동시험에서는 TR-S2부터 TR-S5로 형상 변경 과정을 거치는 동안의 공력계수들을 측정하였고, 고양력 장치인 Plain과 Semi-Slotted Flaperon의 특성을 비교하였다. 주익의 양력성능을 증진시키기 위하여 다양한 높이를 갖는 vortex generator를 시험하였고, nacelle에서 박리되는 유동에 의해서 주익의 성능을 제해하는 영향을 최소화하기 위한 wing fence 개념의 타당성도 검증하였다.

참고문헌

- [1] 정진덕, 윤성준, 조태환, 2005, "스마트 무인기 TR-E2 형상 풍동시험 결과," 대한기계학회논문집 제29권 1호, pp. 35-45
- [2] 정진덕, 윤성준, 조태환, 2005, "스마트 무인기 TR-E2S1 형상 풍동시험 결과," 대한기계학회논문집 제29권 3호, pp. 295-305
- [3] 정진덕, 최성욱, 조태환, 2005, "스마트 무인기 TR-E2S1 형상 풍동시험 결과," 대한기계학회논문집 제29권 6호, pp. 755-762