

< 논문 >

스마트 무인기 TR-E2S1 형상 풍동시험 결과

정진덕[†] · 윤성준* · 조태환*

(2004년 6월 28일 접수, 2005년 1월 22일 심사완료)

Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-E2S1 Configuration

Chung Jindeog, Yoon Sungjun and Cho Tahwan

Key Words: Wind Tunnel Testing(풍동시험), SUAV(스마트 무인기), T-Tail(T-자형꼬리날개), Stability(안정성), Lift/Drag Ratio(양항비)

Abstract

To improve the aerodynamic efficiency of TR-E2, a new configuration so called TR-E2S1 was introduced. TR-E2S1 is composed of different wing airfoil section and T-tail shape compared with TR-E2. Wind tunnel test for TR-E2S1 had been performed by changing the incidence angles of wing and deflection angles of control surfaces such as elevator and rudder. Also the on/off effect of ventral fin, attached underneath of AFT fuselage was tested. Test result showed that variations of wing incidence angle did not cause any severe differences in aerodynamic characteristics. Longitudinal and directional characteristics of TR-E2S1 show stable for the pitch and yaw motions. However, the lateral stability of TR-E2S1 is not stable for a certain control surface deflection.

1. 서 론

스마트무인기 개발사업이 시작되면서 CRW⁽¹⁻²⁾ 개념이 채택되었으나, 현재 기술수준으로 실현 가능성에 많은 의문이 제기되었다. 이 개념의 대안으로 prop-rotor 방식이 고려되었고, 국제공동설계로 미국 Bell Textron사에서는 TR-E2라는 스마트 무인기 형상을 제시하였다. 제시된 형상을 토대로 Fluent와 In-house code를 이용하여 해석을 실시하였는데, 양력계수는 원하는 순항 조건을 만족하지만 장거리 비행용 양항비를 만족시키지 못하였다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 스마트 무인기 사업단에서는 새로운 형상 개발에 착수하였다.

TR-E2 형상에 대한 풍동모델을 제작하는 동안

에 사업단에서는 새로운 airfoil (NACA64621)을 채택하여 주익을 만들었고, 꼬리날개도 U-tail에서 T-tail로 변경된 형상인 TR-S1을 설계하였다. T-tail 형상은 순항할 때는 주익에 의한 내리흐름의 영향을 적게 받고, 또한 착륙할 때 고양력장치에 의해서 발생하는 높은 내리흐름에 의한 영향을 적게 받는다. 수평꼬리날개는 뒤로 처진 수직꼬리날개 위에 부착되어 상대적인 모멘트 길이의 증가를 초래하여, conventional type의 수평꼬리날개보다 면적을 줄여주고 이에 따라 무게의 절감 효과를 얻는다. 이 형태의 꼬리날개는 높은 받음각으로 운항하는 도중에 동체, 주익 그리고 나셀의 후류 영역 안으로 T-tail이 들어가, 꼬리날개의 기능을 할 수 없는 deep stall이 문제이다. 풍동시험을 통하여 새로운 형상이 어떠한 문제를 가지고 있는지에 대한 검토와 성능 분석용 공력특성을 측정하고자 하였다.

TR-S1 형상 모델은 TR-E2 모델 풍동시험을 수행하는 동안 모델가공을 하려고 하였으나, 새로운 모델을 제작하는데 긴 시간이 필요하여 TR-S1

[†] 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 공력성능그룹
E-mail : jdchung@kari.re.kr

TEL : (042)860-2322 FAX : (042)860-2604

* 한국항공우주연구원 공력성능그룹

의 문제점과 공력특성을 가능한 빨리 확보하고자 하는 사업단의 의도와 일치하지 않았다. 여러 가지 방안을 고려하던 중 제작비용과 시간을 절약하기 위하여 TR-E2 형상에 사용하였던 동체를 그대로 활용하고, 주익과 꼬리날개만을 새롭게 제작하는 방안이 제시되었다. 이 형상의 이름을 TR-E2S1이라 부르고, 이 모델을 활용하여 Bell사에서 제시한 주익과 사업단이 설계한 주익의 특성 비교, U-tail과 T-tail의 특성 비교, 그리고 조종면을 변경시켰을 때의 공력특성도 확보하는데 초점을 두고 시험을 진행하였다.

이 논문에 소개된 결과들은 TR-E2S1 형상을 활용하여 풍동시험 결과들을 정리하였는데, 주익 설치각 변화 효과, 승강대와 러더 변위각 효과, 동체의 특성, 주익과 나셀을 제거한 상태에서의 꼬리날개의 공력특성 등을 언급하였다. 또한 동체 후방부 하단에 위치한 ventral fin에 의한 특성도 풍동시험을 통하여 검증하였다.

2. 풍동시험 모델

Tiltrotor 형상의 1/32⁽³⁾와 1/4⁽⁴⁾인 축소형모델에 대한 시험은 미국에서 수행되었고, TR-E2S1형상의 시험은 12%에 해당하는 모델을 사용하여 풍동 시험하였다. TR-E2 형상과 차이는 주익은 새로운 airfoil(NACA 64621)을 사용하였는데, 스마트사업단에서 공력해석을 통하여 결정하였다. 꼬리날개는 U-tail에서 T-tail로 바뀌었고 동체 후방부 하단에는 ventral fin이 장착되었다.

Prop-rotor가 부착되는 나셀은 새로 제작하지 않았다. 나셀의 장착 위치는 TR-E2 형상과 동일한 위치 고정하도록 되어있다. 따라서 높은 camber를 갖는 TR-E2에 부착하였던 나셀을 NACA64621로 만들어진 주익에 부착하면, 나셀과 주익사이에는 최대 4mm의 단차가 생긴다. Fig. 1에서 TR-E2S1용 airfoil의 끝단이 나셀을 고정하는 disk보다 아래에 위치하고 있다. 따라서 나셀을 wing tip에 결합하면, 나셀 고정용 disk와 단차를 가지게 된다.

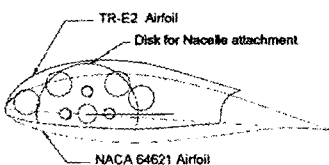


Fig. 1 Airfoil comparison

이 단차를 초기에는 red wax를 사용하여, wing tip과 나셀사이를 임의의 각도를 갖는 매끄러운 표면을 만들려고 하였다. 그러나 시험 도중에 나셀을 장탈착하는 조건들이 많이, 동일한 좌우 대칭성을 반복하는데 어려움이 있었다. 따라서 모든 시험은 나셀과 wing tip에 어느 정도의 단차를 갖는 모델 조건에서 시험을 하였다.

Fig. 2는 TR-E2S1 스마트 무인기의 삼면도를 보여준다. 주익의 양쪽 끝단에는 나셀이 들어있는데, 이륙할 때는 나셀의 각도를 90도 이상 회전시켜 헬리콥터와 같은 Hovering 상태를 재현한다. 무인기가 일정한 고도에 도달하면 나셀 각도가 바뀌면서 prop-rotor의 설치각이 0도를 유지하면서 순항을 한다. TR-E2 형상과 차이는 수평꼬리날개가 T-tail 형태를 이루고 있으며, 동체 후방부에는 ventral fin이 장착되어 있다.

모델의 받음각은 Fig. 2에 있는 waterline과 평행선을 이루는 기준면에 내장형 각도계를 설치하여 모델의 자세를 측정한다. 모델 내부에는 waterline과 평행을 이루는 spine block이 들어가 있고, 이곳에 모델을 구성하는 각 부품을 결합하며 각도계를 설치한다. TR-E2S1 모델의 상세한 기하학적 특성치들은 Table 1에 정리하였다. 모델의 길이와 나셀을 포함한 주익 span길이는 Bell사에서 설계한 형상과 동일하다. TR-E2S1의 수직꼬리날개의 면적은 수평꼬리날개의 60% 미만이고, 동체 후방에 위치한 ventral fin 면적은 수직꼬리날개의 53% 이고 필요에 따라 쉽게 장탈착하도록 제작되었다.

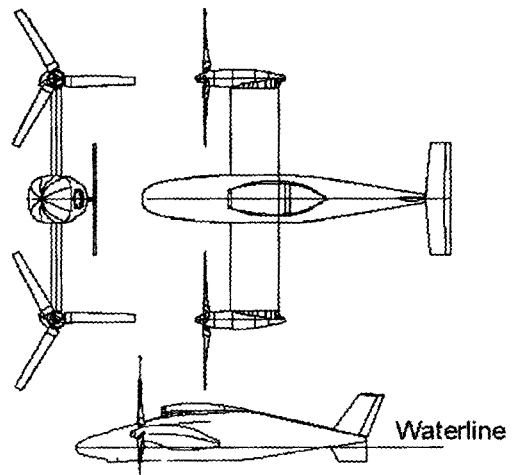


Fig. 2 General layout for TR-E2S1 configuration

Table 1 Model geometric characteristics

Model component	Length or Area
Wing Span w/ Nacelle	555.27 mm
Wing Chord	103.1 mm
Wing Ref Area	0.0489 m ²
Horizontal Tail Area	0.0112 m ²
Horizontal Tail span	240 mm
Vertical Tail Area	0.0066 m ²
Ventral Fin Area	0.00353 m ²
Fuselage Length	620.75 mm

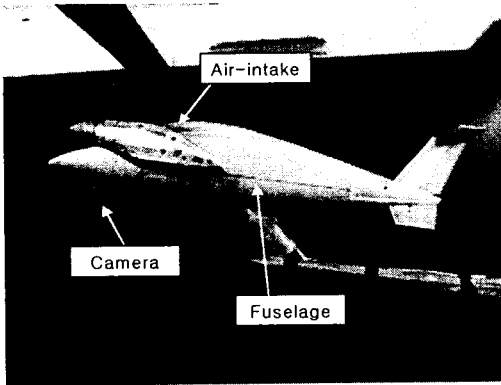


Fig. 3 TR-E2S1 model in test section

1-m 풍동 시험부에 설치된 TR-E2S1 모델이 Fig. 3에 보여준다. 전방 동체 하부에 있는 반구 형상이 camera(대/IR)이고, 중앙 동체 상부에 튀어나온 것이 air-intake로 시험 도중에는 red wax를 사용하여 입구의 형상을 부드럽게 변경하였다.

3. 풍동시험 결과

TR-E2S1 형상은 다양한 조건에서 시험을 하였다. 시험 결과들은 동체에 air-intake와 camera 부착 효과, 주익과 나셀을 제거하고 꼬리날개만 장착한 시험, 모델을 구성하는 component들의 build-up, 조종면 변경과 주익설치각 변경, ventral fin의 장탈착에 의한 효과들을 받음각과 요우각 운동에 대해서 정리하였다.

3.1 동체와 부착물

스마트 무인기의 동체(F)에는 엔진으로 들어가는 air-intake(A)와 운항시 주변 상태를 관찰하는 camera(C)가 장착되어 있다(Fig. 3참조). 풍동시험

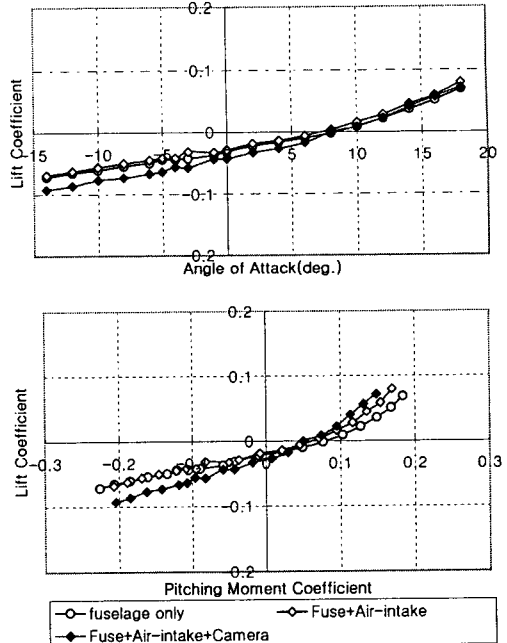


Fig. 4 Lift and P.M. characteristics for Fuselage and its attachments

은 먼저 동체만 시험하고, air-intake와 camera를 부착하면서 공력계수 변화를 관찰하였다.

동체에 의한 양력생성은 받음각이 8도에 도달했을 때 동체를 들어올리는 양력이 생기기 시작한다. 반구 형상을 가지고 있는 camera를 동체 하부에 부착함으로써, 구에서 박리가 발생하고 따라서 낮은 받음각 영역에서는 camera 설치로 인하여 양력이 감소한다. air-intake에 의한 양력계수 변화는 거의 없다. Fig. 4에서는 양력계수 증가와 같이 “positive” 피칭모멘트가 증가하는 경향을 보여주어, 동체와 부착물로 구성된 형상은 불안정한 세로안정성을 보여준다.

동체만 시험한 경우(fuselage only)와 동체에 air-intake를 부착한 경우(fuse+Air-intake)는, 최소항력계수 근처에서 매우 일정한 크기의 항력계수 차이를 보이면서 증가하는 경향이 Fig. 5에 있다. 그러나 camera를 부착한 경우, 반구 형상에서 일어나는 박리로 인하여 받음각 영역에 따라 항력계수의 증가 경향이 달라지고 있다. camera의 부착에 의해서 negative 양력계수 구간에서의 항력증가는, positive 양력구간에 비해 상대적으로 큰 항력증가를 보여 준다.

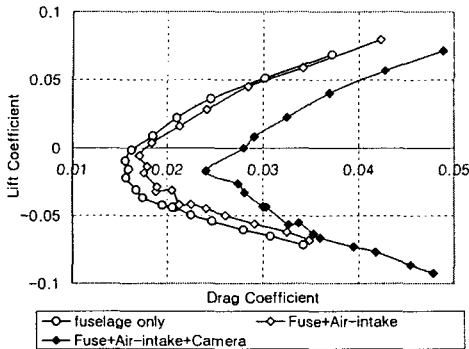


Fig. 5 Drag polar characteristics for Fuselage and its attachments

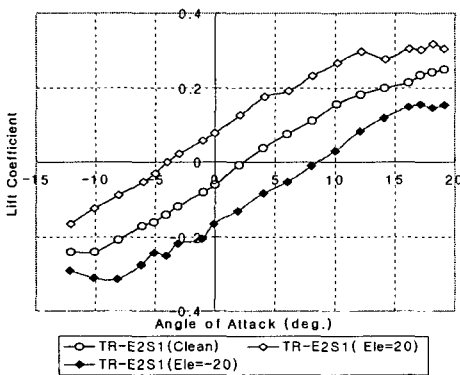


Fig. 6 Lift characteristics of control surfaces

3.2 동체와 꼬리날개 형상 시험결과

TR-E2S1 형상에서 주익과 나셀을 탈착하고, 꼬리날개만의 특성을 분석하는 시험을 하였다. 이 시험을 통해 얻은 결과를 활용하여, 꼬리날개 없이 동체, 주익, 나셀로 이루어진 형상의 불안정한 세로 안정성이 어떻게 바뀌는 지를 검증한다. 또한 승강타에 의한 양력 증가 효과도 분석하는데 사용한다.

승강타와 러더 변화가 없는 clean 형상에서 수평꼬리날개 설치각은 0도인데, 받음각 0도에서 negative 양력계수인 -0.05를 나타낸다(Fig. 6). 수평꼬리날개의 양력곡선은 -10도부터 15도까지는 선형적인 증가를 보여준다. 승강타를 20도로 설치한 경우, 양력계수는 clean과 유사한 기울기를 가지고 증가하다가 12도 근방에서 실속이 생긴다. 승강타가 -20도인 경우, 실속은 17근처이다. 승강타를 20와 -20도로 바꾸면, 양력계수는 clean 형상보다 0.1이 증가 혹은 감소한다.

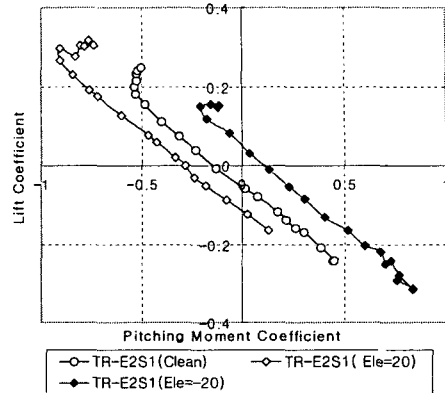


Fig. 7 P.M. characteristics of control surfaces

조종면 변경에 따른 피칭모멘트의 변화가 Fig. 7에 있다. Clean과 승강타 변화에 의한 피칭모멘트는 모두 안정적인 경향을 보인다. 승강타 변위에 의한 모멘트는 모두 clean 형상과 유사한 기울기를 가지고 있고, zero 양력계수에서 피칭모멘트의 변화 폭은 승강타가 -20인 경우가 20도보다 약간 크다.

3.3 모델 구성품 추가효과

3.1과 3.2에서는 air-intake와camera가 장착된 동체, 동체와 꼬리날개가 부착된 형상에 대한 시험 결과를 소개하였다. 앞으로는 주익(W), 나셀(N), 꼬리날개(T)를 모델에 부착해 가면서 이들에 의한 공력특성을 비교하고자 한다. 또한 동체 후방부에 위치한 ventral fin(VF)을 제거한 효과도 포함하였다.

동체에 주익을 부착한 경우, 받음각 0도 부근에서 양력계수는 0.4를 나타낸다. 주익에 나셀을 부착하면 주익의 span이 확장되는 효과를 생성하여 양력 증가가 예상되었다. 측정 결과를 보면 받음각 0도에서의 양력계수 크기는 유사하고 양력곡선의 기울기는 나셀을 부착함으로써 커졌다. 꼬리날개를 부착한 경우와 비교하면 약 50% 양력 증가에 기여하고 있다. 나셀은 실속각도에 영향을 거의 주지 않기 때문에, 두 조건들의 실속각도는 18도 근처로 동일하다.

TR-E2S1 형상의 T-자형 꼬리날개를 부착하면, 주익에 의한 downwash flow의 영향을 적게 받으므로 수평꼬리날개가 생성하였던 양력이 어느 정도가 전체 양력의 기여로 나타나는지 보여준다. Fig. 6에서처럼 negative 혹은 낮은 영역에서는 얻

어진 양력계수를 negative로 양력의 감소를 초래하지만, 받음각 2도를 넘어서면 양력이 증가하는 방향으로 기여한다. Fig. 8에서 FACWN 형상이 생성한 양력곡선에 Fig. 6 clean 형상의 양력을 더해주면 유사한 경향을 보여준다. ventral fin의 탈착은 양력과는 무관하므로, 이 조건의 양력곡선은 clean과 동일하다.

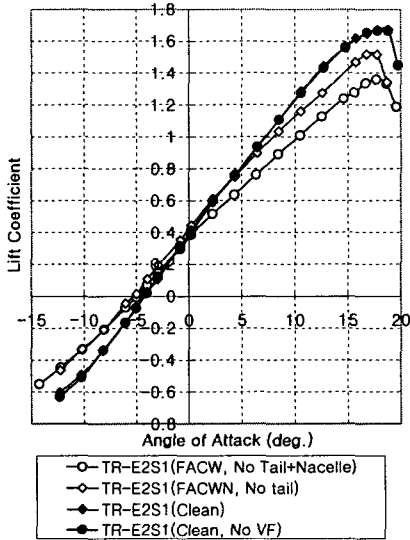


Fig. 8 Lift variations with model component build-up

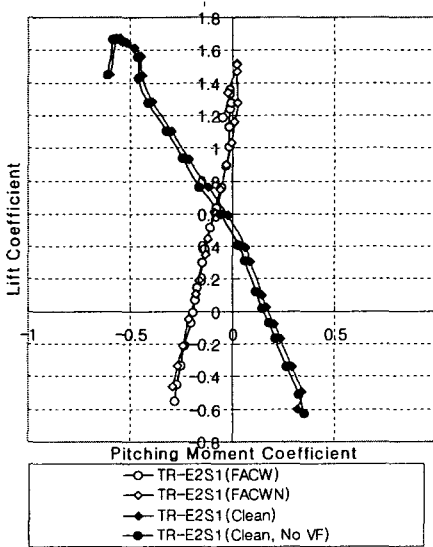


Fig. 9 P.M. variations with model component build-up

수평꼬리날개를 TR-E2S1에 장착하면, 이로 인한 세로안정성에 어떠한 영향을 미치는지를 Fig. 9에 보여준다. T-tail이 없는 경우 (FACW와 FACWN)에는 모두 불안정 경향을 보이고 있으며, 피칭모멘트의 기울기가 매우 큰 경향을 보여주며 양력계수 변화에 대한 피칭모멘트의 변화량은 매우 제한적인 범위이다. 꼬리날개의 부착으로 인하여 피칭모멘트가 안정적인 경향으로 바뀌고, 양력계수 변화에 대한 피칭모멘트의 변화폭도 많이 확대되었다. Fig. 9에서 전기체 형상이 안정적인 피칭모멘트 특성으로 변한 것은 Fig. 7에서 보여준 수평꼬리날개의 기여 때문이다.

주익, 나셀, 전기체 그리고 ventral fin이 없는 형상들의 항력은 어떻게 증가하는지를 Fig. 10에 보여준다. 나셀이 부착되면 0.007이 증가하고, 수평과 수직꼬리날개가 추가되면 0.007의 최소항력이 증가한다. ventral fin에 의한 항력증가는 거의 없는 결과를 보여준다.

3.4 조종면 변경 효과(주익설치각=1도)

TR-E2S1 형상은 TR-E2와는 달리 조종면 변경을 위해 사용하는 bracket을 설치할 공간의 확보가 어려워, 가공할 때 조종면의 변위각을 고려한 상태로 가공을 하였다. 수평꼬리날개 제작시 조종면 변경이 없는 수평꼬리날개와 승강타를 20도로 변화시킨 수평꼬리날개를 각각 가공하였다. 수평꼬리날개는 대칭형 airfoil을 사용했으므로, 승강타 -20도 조건을 모사하기 위해서는 수평꼬리날개를 뒤집어 설치하면 되도록 제작되었다. 수직꼬리날개도 러더 변위가 있는 것(-20도)과 없는 것을 각각 한 개씩 만들어서 시험을 하였다.

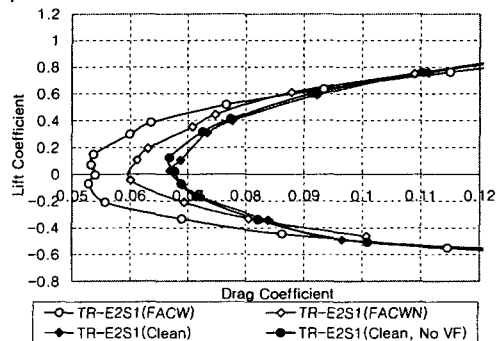


Fig. 10 Drag build-up

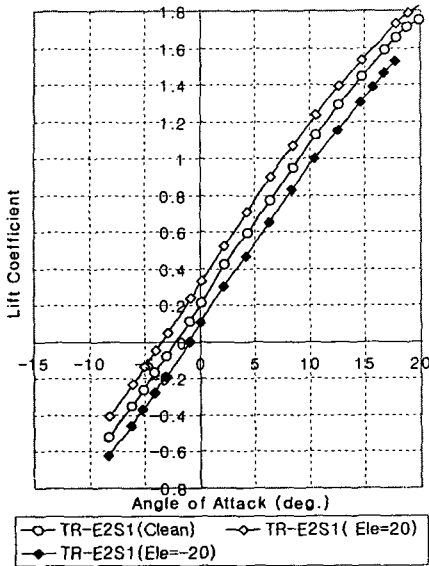


Fig. 11 Lift for various control surface deflections

TR-E2S1 주익 설치각은 4도와 1도로 바꿀 수 있도록 설계되었다. 여기서는 주익설치각을 1도로 고정시키고, 승강타와 러더 같은 조종면들을 변경시켜 가면서 이들에 의한 공력계수 변화를 관찰하였다.

Fig. 11의 양력곡선은 승강타의 변위각 차이에도 불구하고 일정한 기울기를 가지고 있다. 승강타를 20도와 -20도로 바꾸었을 때 양력계수는 약 0.1정도 일률적으로 증가하거나 감소하는 경향을 보여준다. TR-E2S1 형상의 주익설치각을 1도로 바꾼 경우는 받음각이 20도를 넘어서도 실속이 발생하지 않는 경향을 보여준다.

승강타를 20도와 -20도로 설치한 경우 피칭모멘트들이 Fig. 12에 있다. 승강타 변위각에 의한 피칭모멘트는 clean 형상에 대해 대칭성을 가지고 있다. 무인기의 승강타를 -20도로 변화시키면, 수평꼬리날개에 down load가 생성되어 무인기의 피칭모멘트 특성이 nose up으로 변하기 때문에 수평비행에 어려움이 있다.

TR-E2S1 형상을 설계하는 과정에서 가장 중점을 둔 사항은, 가능한 Bell사에서 설계한 초기 모델보다는 적은 항력계수를 갖도록 하는 것이다. Fig. 13에서 최소 항력계수는 0.0637이다. 이 결과는 후에 소개할 주익설치각 4도의 경우와 비교하여 0.0032의 항력 절감을 나타낸다.

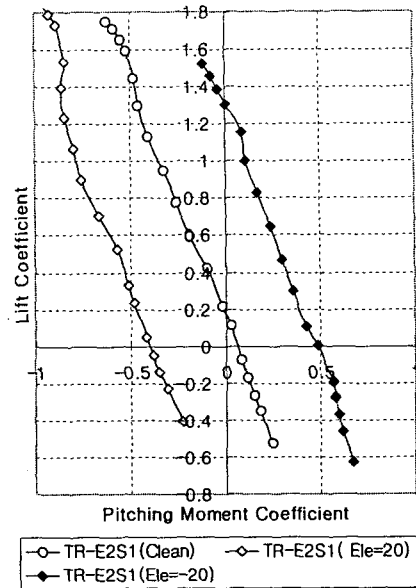


Fig. 12 P.M. for various control surface deflections

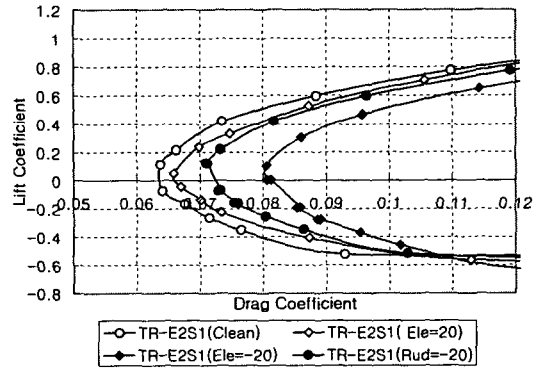


Fig. 13 Drag polar for various control surface deflections

3.5 주익설치각 변화 효과

TR-E2S1 형상은 주익 설치각을 1도와 4도로 바꾸어서 실험을 하였고, 어느 주익설치각이 바람직한 공력특성을 제공하는지를 평가하기 위한 시험에 중점을 두었다. 이를 위해 승강타 0도(clean)와 승강타 변위각이 20도인 경우에 대해서 비교하였다.

양력곡선의 경우 주익설치각 변경으로 받음각 0도에서 양력계수는 0.2 정도(Fig. 14)가 줄어들었다. 실속은 설치각이 4도인 경우가 18도 근처에서 생긴다. 승강타 변위각을 20도로 고정했을 때,

clean 형상과의 양력계수 차이는 설치각과 무관하게 일정하다. 주의설치각 1도에서 승강타를 20도로 꺾어도, 설치각 4도의 clean형상의 양력계수보다 작은 값이다. 두 설치각의 기울기는 받음각 -8도부터 15도까지 동일한 기울기를 갖는다.

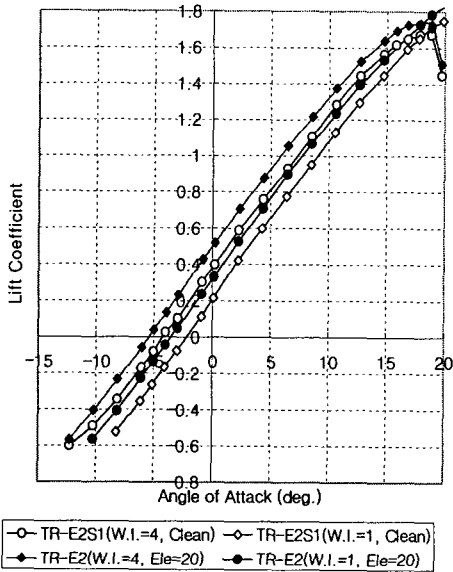


Fig. 14 Lift coefficient changes for different wing incidences

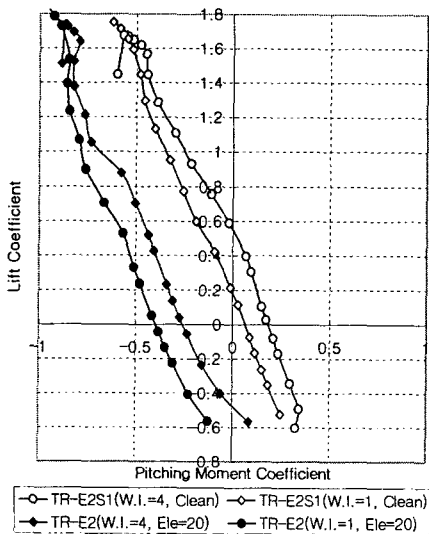


Fig. 15 Pitching moment coefficient changes for different wing incidences

피칭모멘트와 양력계수와의 관계는 Fig. 15에 보여준다. 주의 설치각이 4도에서 1도로 줄어들면서, 스마트 무인기의 피칭모멘트는 nose down 경향성이 커진다. 설치각 4도인 clean과 승강타 20도에서 피칭모멘트의 기울기는 양력계수 0.4와 0.71을 지나서는 바뀌지만, 설치각 1도에서는 일정한 기울기를 가지고 변한다.

주의설치각이 1도 조건에서는 모델 지지부가 갖는 받음각 제약 때문에, 실속각 이후까지 측정을 할 수 없었다. 하지만 주의의 설치각이 3도 차이를 갖는 점을 감안하면, 설치각이 1도인 경우에는 실속이 21도 근처에서 발생할 것으로 예상된다.

3.4절에서 언급하였듯이 설치각 변화 시험의 목적은 가장 높은 양항비를 주는 찾기 위함이다. Fig. 16은 양항곡선이고, Fig. 17은 양항곡선을 이용하여 얻은 양항비 변화를 보여준다. 승강타 0도와 20도는 최소 항력계수값 차이는 설치각과 무관하게 0.002이다. Fig. 17에서 long endurance를 주는 양력계수는 설치각 1도(clean)는 0.78근처이고, 설치각 4도(clean)는 0.76이다. 이때의 양항비는 각각 7.1과 6.8이다.

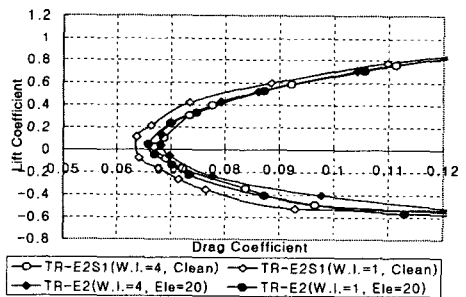


Fig. 16 Drag-polar changes for different wing incidences

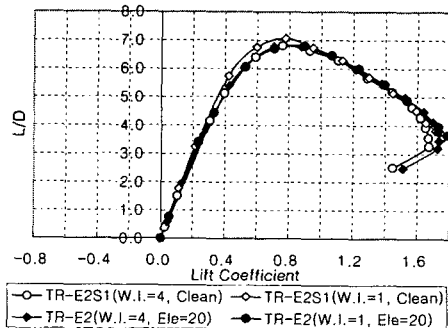


Fig. 17 Lift to drag ratio changes for different wing incidences

3.6 Ventral Fin 장달착 효과

TR-E2S1 형상의 특이한 사항은 수직꼬리날개 하부에 ventral fin이 장달착되어 있다. 현재 설계중인 스마트 무인기는 목표 중량을 약간 초과하여, 가능한 무게 절감이 절실히 요구된다. 따라서 ventral fin을 제거하면, 공력계수 혹은 조종성 효율에 얼마나 영향을 주는지 분석하기 위함이다. 이를 위해 받음각을 0도와 10도로 고정시킨 상태에서 요우각을 변경시키면서 시험하였다.

ventral fin을 부착한 경우, 측력계수는 받음각과 무관하게 일정한 기울기와 크기를 갖는다. 받음각을 0도와 10도로 고정시키고 ventral fin의 제거한 상태로 요우(sideslip) 운동을 주며 측정한 결과들은, 요우각이 증가하면서 측력계수의 차이는 점점 증가하는 경향을 보인다. 따라서 ventral fin을 제거하면, 원하는 방향으로 무인기를 조종하기 위한 control force가 추가로 요구된다.

요잉모멘트는 요우각이 증가할수록 감소하는 경향을 보여주고 있어, 방향안정성이 좋다. ventral fin의 장달착에 의한 요잉모멘트의 크기는 매우 크게 나타난다. ventral fin의 면적이 수직꼬리날개의 53%에 해당하는 점을 감안하면, 요우각 변화에 따른 ventral fin 제거에 의한 요잉모멘트의 크기는 약 50% 줄어드는 효과를 보인다. 따라서 원활한 방향 조종성을 확보하기 위해서는 ventral fin의 장착이 필요하다.

Fig. 18에서 롤링모멘트는 모두 안정한 경향을 보인다. 그리고 ventral fin의 장달착 효과는 가로안정성에 영향을 미치지 않는다. 롤링모멘트는 ventral fin을 제거한 조건이 상대적으로 높은 롤링모멘트 특성을 갖는다. 받음각 0도에서는 롤링모멘트는 10도까지는 변화가 없다가, 15도부터 오른쪽 날개가 내려가는 경향이 증진된다.

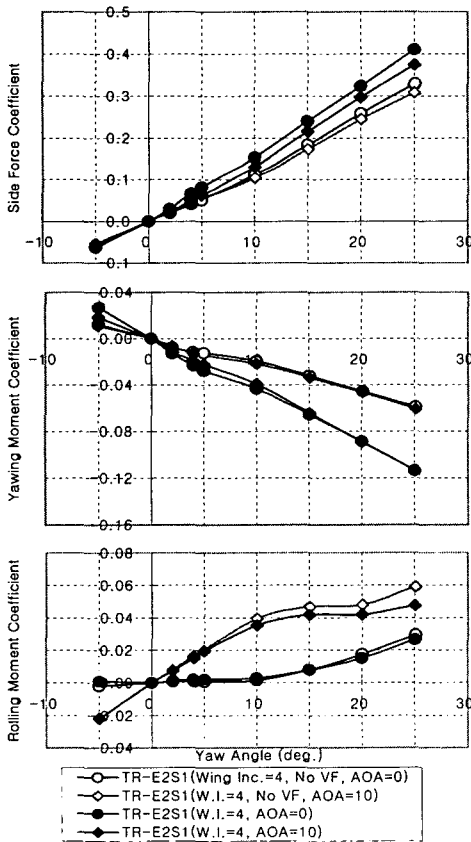


Fig. 18 Side force, Y.M and R.M. changes with/without ventral fin

3.7 요우방향 공력특성

TR-E2S1 형상의 주익설치각을 1도로 고정시키고 조종면 변위각을 바꾼 상태에서, 요우 운동을 주면서 측정하여 가로와 방향안정성 그리고 측력계수의 변화를 관찰하였다.

Fig. 19에서 요우각이 증가할수록 clean, 승강타 변위 조건(-20도와 20도)의 측력계수들이 러더 설치각이 -20도인 경우와 같아지고 있다. 이는 요우각이 증가할수록 동체와 나셀에 의한 박리가 심하여 높은 요우각에서는 러더 효과가 줄어들기 때문이다.

롤링모멘트는 승강타가 -20도인 조건을 제외하고는, 요우각이 증가할수록 오른쪽 날개에 상대적으로 높은 양력이 발생하여 항공기의 우측 날개가 올라가고 동체가 오른쪽으로 회전하려는 가로안정성을 보여준다. 반면에 승강타가 -20도인 경우에 발생하는 Roll Reversal 현상을 방지하기 위해서는 에일로런의 역할을 하는 Flaperon을 사용해야 한다. ventral fin을 제거한 상태에서 요잉모멘트는 동일한 요우각에서 상대적으로 적은 요잉모멘트계수를 가지고 있음을 보여준다. 따라서 방향변환을 위해서는 ventral fin을 부착하는 것이 바람직하다. 요잉모멘트는 요우각 2도와 4도 사이 간격에서 기울기가 바뀌는 현상이 관찰되었는데, 이러한 경향이 다른 조건에서(주익설치각=1도, 받음각=0)도 반복되고 있음을 확인하였다.

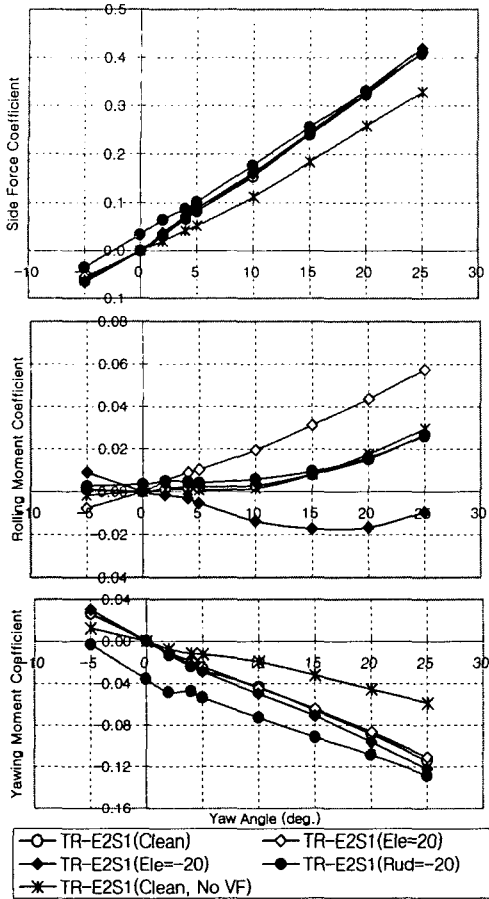


Fig. 19 Side force, Y.M and R.M. changes for various control surface deflections

3.8 Drag Reduction 시험

Tiltrotor 형상을 갖는 항공기의 형상을 개발할 때는 wing tip과 nacelle이 결합되는 부분을 어떠한 형상으로 갖도록 하는 것이 공기역학적으로 가장 큰 이점을 얻을수 있느냐이다. 개발된 V-22^(5,6)와 XV-15⁽⁷⁾은 wing tip에 fairing을 부착하였는데, 스마트 무인기는 이 영역을 어떠한 방식으로 처리할 것인지를 결정하지 못한 상태로 모델 도면을 제출하였다. 모델을 제작하는 과정에서 주익의 trailing edge를 확장하는 방안과 나셀에 주익 airfoil 형상을 부착하는 방안을 검토하였는데, 주익에 부착을 하면 나셀이 회전할 때 간섭이 발생하여 회전이 불가능하여 나셀에 부착하는 방법을 채택하였다.

스마트 무인기 나셀과 wing tip은 최대 4mm 단

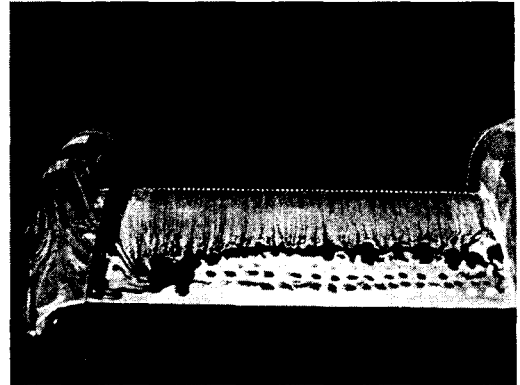


Fig. 20 Oil flow Viz. between wing tip and nacelle

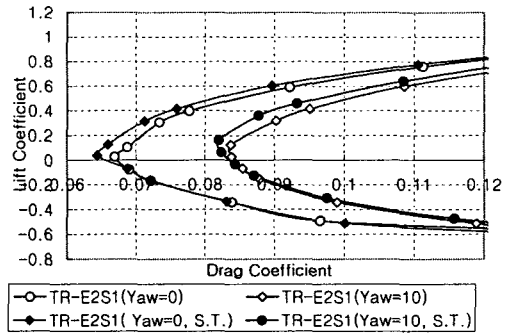


Fig. 21 Drag reduction with surface treatment

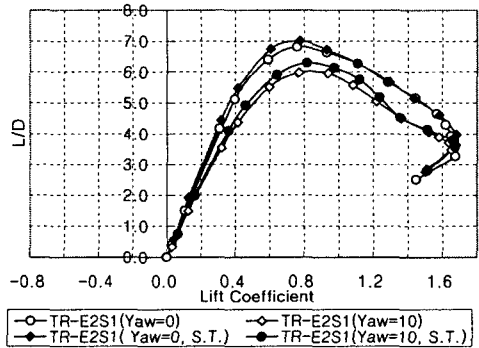


Fig. 22 Lift to drag ratio enhancement with surface treatment

차를 가지고 있어, 나셀을 지나온 유동이 어떠한 형태로 발전하는 지를 tuft와 oil을 이용한 유동가시화 시험을 하였고 나셀을 지나온 유동이 급격한 gradient의 존재로 인하여 박리가 발생하는 현상을 발견하였다. 이러한 박리현상이 지연시키기 위해 단차가 있는 표면에 임의로 부드러운 형상을 만들고, 유동가시화 시험(Fig. 20)으로 확인을 하였다.

oil 유동가시화에서 나셀을 지나온 유동은 예전에는 나셀에서 떨어져 나갔으나, 표면처리로 떨어져 나가던 유동이 주의의 뒷전을 따라 부드럽게 이동함을 확인하였다.

Fig. 21은 주의설치각을 4도로 고정시킨 상태로 시험을 하여, 요우각 0도와 10도에서 최소항력이 얼마나 절감 되었는지를 보여준다. 표면처리로 인하여 각각의 요우각 조건에서 0.0025와 0.002의 항력절감을 얻었다. 이 절감이 양항비를 얼마나 증진 시켰는지를 비교하였다(Fig. 22).

표면 처리를 하지 않은 경우, 양항비의 최대는 양력계수 0.75(요우각 0도)와 0.77(요우각 10도)에서 6.8과 6.0 이었다. 표면처리에 의해서, 요우각 0도와 10도에서는 양항비가 7.0과 6.3으로 증가하였다. 위의 결과를 보면 wing tip과 나셀의 결합 부위를 표면 처리하여 최소 0.2의 양항비 증가를 얻을수 있음을 보여준다.

4. 결 론

TR-E2 형상과 동일한 동체 모양을 갖지만, NACA64621 airfoil로 만들어진 주의과 T-tail 형상을 갖는 TR-E2S1에 대한 풍동시험을 수행하여 주의과 꼬리날개 형태 변경에 의한 공력특성 변화를 관찰하였다. 동체에 air-intake와 camera를 부착한 효과, 동체에 꼬리날개만을 부착한 상태에서의 피칭모멘트 특성, 모델을 구성하는 component들을 추가해 가면서 항력 및 공력특성 변화 경향을 측정하였다.

TR-E2S1 형상의 주의 설치각을 4도와 1도로 변경해서 시험을 하였는데, 주의 설치각 4도와 1도는 각각 6.8과 7.1의 양항비를 갖는다. ventral fin 장착은 방향 안정성에 큰 기여를 하므로, ventral fin의 부착은 필요하다. 또한 ventral fin을 앞으로 부착될 안테나들의 지지부로 사용할수 있다. 가로 및 방향안정성은 조종면 변경에 대해 안정적인 특성을 가지고 있다.

wing tip과 나셀 사이의 공간을 개방한 상태로 운항을 하면, 받음각이 증가할수록 back pressure가 발생하여 항력이 증가하므로 최적의 공력성능 특성을 얻기 위해서는 나셀 형상에 주의과 동일한 에어포일 형상의 fairing을 부착하는 것이 바람직하다.

항우연 스마트무인기 사업단에서 새로 설계한

TR-E2S1 형상은 Bell사에서 설계한 TR-E2 형상보다 동일한 주의설치각 조건에서 양항비가 최소 5% 이상 향상되었으며, 세로, 가로 및 방향안정성이 좀 더 안정적인 특성을 보여준다.

후 기

이 논문은 과학기술부의 "21C 프론티어연구사업-스마트 무인기기술"의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Bass, S. M., Thompson, T. L. and Rutherford, J. W., 1993, "Canard Rotor/Wing: A Revolutionary High-Speed Rotorcraft Concept," AIAA-93-1175, *Aerospace Design Conference*, Irvine, CA.
- (2) Helwani, M., Shockey, G. A., Smith, R. L. and Thompson, T.L., 2001, "Wind Tunnel Test Results for a Canard Rotor/Wing Aircraft Configuration," *57th American Helicopter Society Meeting*, May 9-11.
- (3) Johnson, W. and Derby, M. R., 2003, "Wind Tunnel Measurements and Calculations of Aerodynamic Interactions Between Tiltrotor Aircraft," *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 6-9.
- (4) Young, L. A., Lillie, D., McCluer, M. and Yamauchi, G. K., 2002, "Insights into Airframe Aerodynamics and Rotor-on-Wing Interactions from 0.25-Scale Tiltrotor Wind Tunnel Model," *AHS International Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference*, January 23-25.
- (5) Marr, R. L., Ford, D. G. and Ferguson, S. W., 1976, "Analysis of the Wind Tunnel Test of a Tilt Rotor Powered Force Model," NASA Contract Report 137529.
- (6) Agnihotri, A., Milliken, R., Sturdza, P. and Zemroczeck, L. A., 1995, "V-22 Flight Test Loads Analysis," *American Helicopter Society 51st Annual Forum*, Fort Worth, Texas, May 9-11.
- (7) Mark, D. B., 2002, "Rotor Performance of an Isolated Full-Scale XV-15 Tiltrotor in Helicopter

Mode," *American Helicopter Society Aerodynamics,
Acoustics and Test and Evaluation Technical*

Specialists Meeting, San Francisco, CA, January
23-25.