

< 논문 >

## 스마트 무인기 TR-E2 형상 풍동시험 결과

정진덕<sup>†</sup> · 윤성준\* · 조태환\*

(2004년 6월 28일 접수, 2004년 11월 9일 심사완료)

### Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-E2 Configuration

Chung Jindeog, Yoon Sungjun and Cho Tahwan

**Key Words:** Wind Tunnel Testing(풍동시험), SUAV(스마트 무인기), U-Tail(U-자형 꼬리날개), Stability(안정성), Lift/Drag Ratio(양항비)

#### Abstract

TR-E2 configuration designed by Bell Textron was tested in KARI 1-m wind tunnel. To explore aerodynamic characteristics for the given configuration, a 12% scaled model was fabricated and tested. Wind tunnel test for TR-E2 had been performed by changing the incidence angles of wing and deflection angles of control surfaces. Test result showed that the lower wing incidence angle has more favorable lift to drag ratio compared with original design. Longitudinal and directional characteristics of TR-E2 were found to be stable for the pitch and yaw motions. However, the lateral stability of TR-E2 is not stable for certain control surface deflection.

#### 1. 서 론

스마트 무인기 개발사업은 초기에 CRW<sup>(1-2)</sup> (canard-rotor-wing) 개념을 도입하여 주익의 양쪽 끝단에서 jet을 분출하여 운항하는 개념을 채택하여 설계를 수행하였다. 그러나 이러한 개념은 기술의 난이도 때문에 실현 가능성에 대한 상당한 의문점이 제기되었다. 초기 개념의 대안으로 좀더 안정적으로 무인기를 운항할수 있는 방식과 현 시점의 입증된 기술 수준을 종합했을 때, tilt-rotor 개념도 충분한 가능성이 가지고 있어 이 분야의 전문가인 미국 Bell Textron 헬리콥터사에 설계를 의뢰하였다.

미국 Bell사에서는 설계를 수행하여 새로운 형상을 제시하였는데, 이것을 TR-E2 형상이라 부른

다. 제시된 형상을 토대로 CFD 해석을 실시하였으나, 주익을 구성하는 airfoil이 상대적으로 높은 camber를 가지고 있어 양력의 생성에는 상당한 이점이 있으나, 큰 항력의 증가로 인하여 원하는 수준의 양항비를 만족시킬수 있을까 하는 의문이 제기되었다. 또한 U-자 형태의 꼬리날개가 동체, 나셀 및 주익의 후류 안에 들어갔을 때 효율성에 대한 의문이 제기되어 이 형상의 타당성을 검증하고 앞으로 개발될 형상에 참고 자료를 얻고자 풍동시험 모형을 만들어 공력특성을 예측하는 시험을 수행하기로 결정하였다.

제작된 풍동시험 모형은 스마트 무인기 개발 사업에 참여하고 있는 서울대와 공동으로 풍동시험을 수행하기 위하여 외장형과 내장형 풍동저울에 모두 고정시키고 시험하도록 모델을 설계하였다. 항공우주연구원에는 1-m 풍동설비를 활용하여 Bell사에서 제시한 TR-E2 형상에 대한 시험과 이 모델을 시험하는 도중에 사업단에서 설계한 새로운 형상인 TR-E2S1에 대한 시험을 동시에 진행하였다.

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 공력성능그룹  
E-mail : jdchung@kari.re.kr

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

\* 한국항공우주연구원 공력성능그룹

이 논문은 Bell사에서 제시한 TR-E2 형상에 대한 시험 결과만을 정리하였는데, 주익의 설치각 변화 효과, 승강타, 러더와 같은 조종면(control surface) 변위에 따른 공력계수 변화, 주익의 뒷전(trailing edge)에 위치한 flaperon의 효과 등을 정리하였다.

## 2. 풍동시험 모델

NASA에서 수행한 Tilt-rotor 항공기는 10% 축소형 모델을 활용하여 시험을<sup>(3)</sup> 하였으나, 스마트 무인기는 실물 형상의 12%에 해당하는 모델을 사용하여 풍동시험을 수행하였는데 모델의 크기를 결정할 때는 서울대(power 효과 시험)와 항우연의 시험부를 고려하였다. power 효과 모사 시험에서는 prop-rotor의 지름과 동일한 거리를 벽면에서 확보해야 하는데, 항우연의 1-m 풍동설비는 시험부의 폭이 양쪽으로 100mm 정도 확장되어야 한다. 그러나 항우연 1-m 풍동에서는 power 효과를 고려하지 않고 있어 full scale의 12% 정도로 모델을 만들면 static 특성 측정에는 문제가 없다고 판단된다. 풍동시험 모델의 상세한 기하학적 특성치들은 Table 1에 정리하였다.

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 <sup>2</sup>
Horizontal Tail chord	59.74 mm
Horizontal Tail span	234.56 mm
Horizontal Tail Area	0.014 m <sup>2</sup>
Vertical Tail Area	0.0138 m <sup>2</sup>
Fuselage Length	620.75 mm

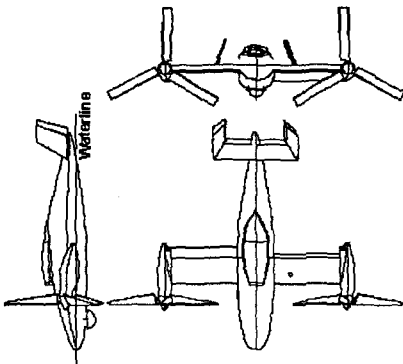


Fig. 1 General layout of TR-E2 Configuration

Fig. 1은 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.

모델의 받음각은 Fig. 1에 있는 waterline과 평행선을 이루는 기준면에 내장형 각도계를 설치하여 모델의 자세를 측정한다. 모델 내부에는 waterline과 평행을 이루는 spine block이 들어가 있고, 이곳에 모델 각 부품과 각도계를 설치한다.

Fig. 2는 나셀을 제거한 상태로 시험부에 설치된 TR-E2 모델을 보여준다. 그림에서 모델지지를 위해 사용한 Z-sting은 중형항공기 개발사업 당시 활용하였던 것으로, 이 지지부에 의한 간섭항력과 공력계수에 미치는 영향들을 측정할 보정데이터<sup>(4-5)</sup>를 그대로 적용한 후 시험하여 시험시간을 단축하였다.

풍동시험은 12% 모델 주익설치각이 4도와 1도로 변경한 경우와 모델을 구성하는 승강타, 러더, Flaperon등과 같은 조종면들을 임의의 각도로 변경하면서 받음각과 요우각을 바꾸었다.

## 3. 풍동시험 결과 I(Pitch Run)

풍동시험에서 주익 설치각 변화에 따른 양력, 항력, 양항비 변화 등을 측정하였다. 또한 TR-E2 형상의 안정성 특성을 확인하고자, 조종면을 바꾼 상태에서 받음각과 요우각을 변화시키면서 세로, 가로 및 방향안정성 경향도 분석하였다.



Fig. 2 Sideview of TR-E2 model(without Nacelle)

3.1 반복성 시험

측정한 결과들의 신뢰성을 확보하기 위한 반복성 시험은 여러 형상에 대해서 수행하였는데, Fig. 3은 주익설치각을 4도와 1도, 요우각을 0도와 10도로 고정된 상태에서 측정한 결과들만을 보여준다.

양력계수와 피칭모멘트는 매우 잘 일치될 하는데, 어느 정도 반복성이 있는지를 구간별로 나누어서 수식을 활용하여 검증하였다. 피칭모멘트와 양력계수의 기울기 차이를 1차식으로 적용했을 때 최대 0.003 이었고, 양력계수 0에서의 피칭모멘트 값의 차이는 0.004 미만이었다. Fig. 4의 양항곡선은 3차식으로 최소양력 구간에 대해 비교를 하였는데, 동일한 양력계수에서 약 0.001 미만의 차이를 보였다. 따라서 측정한 결과들은 충분한 반복성을 가지고 있다.

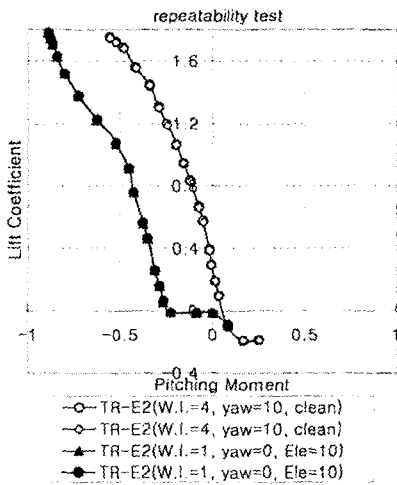


Fig. 3 Repeatability for lift and P.M.

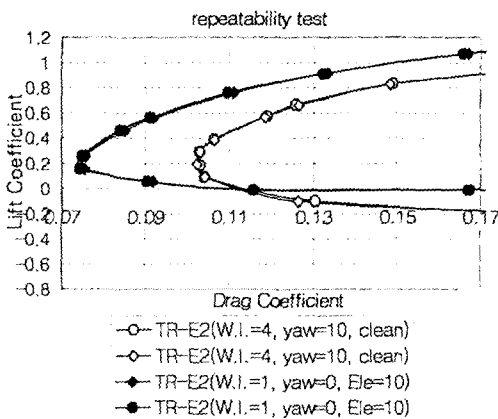


Fig. 4 Repeatability for drag-polar

3.2 조종면 변경 효과(설치각=4도, Yaw=0도)

TR-E2 형상의 꼬리날개는 U-자 형태(Fig. 1 참조)를 유지하고 있으며, 수직꼬리날개는 안쪽으로 20도 들어가도록 설계되었다. 꼬리날개에는 승강타와 러더(승강타= 0도)가 있으며, 이들의 설치각을 바꾸어 가면서 시험한 결과들을 정리하였다.

양력계수는 승강타의 변위각이 positive 방향으로 증가할수록 양력계수가 점진적으로 증가하는 경향을 보여준다. 승강타 20도에 의한 양력증가는 승강타 10도와 비교하여 선형적으로 증가하지 않는데, 이는 설치각 증가에 따른 유동장 변화의 초기 실속 때문이다. 실속은 조종면의 변경과는 무관하게 받음각 18도 근방에서 발생한다. Fig. 5에서 받음각이 낮은 영역 (negative 받음각)에서의 유동의 박리로 인하여 양력의 증가했다가 감소하는 등 변화가 심하다. 그리고 이 영역에서는 풍동시험 도중 모델에 심한 진동이 발생하였다.

양력계수와 피칭모멘트는 세로(longitudinal)안정성을 갖는 경향을 보여준다. 승강타가 0도인 경우에는, 상대적으로 적은 trim을 적용하면 안정된 비행을 수행할수 있으나, 다른 승강타 (10, 20, -20) 변위의 경우에는 승강타만으로 수평 비행을 위한 trim 조건을 설정하기 어려운 경향을 보여주어 모델 받음각을 변화시켜야 수평비행이 가능하다.

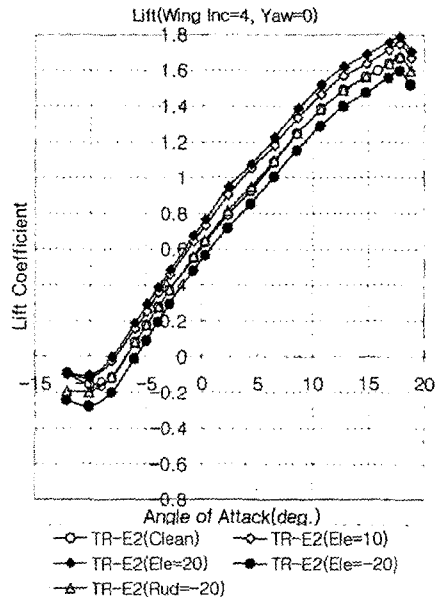


Fig. 5 Lift coefficient for various control surface deflections

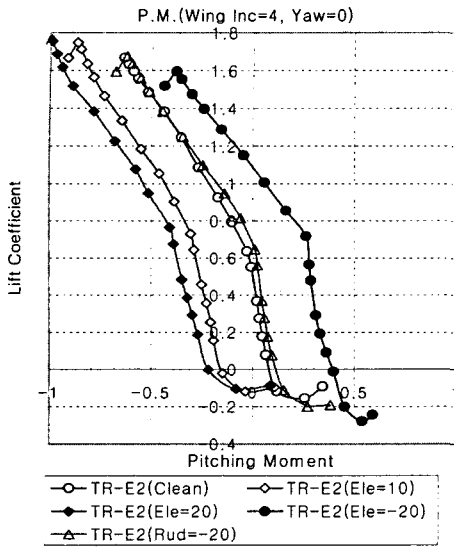


Fig. 6 Pitching moment for various control surface deflections

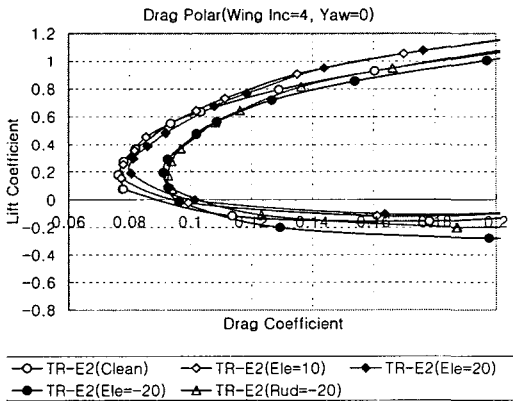


Fig. 7 Drag polar for various control surface deflections

승강타, 에일러론 그리고 러더에 변위각을 주면, 양력의 증가 혹은 감소와 더불어 induced 항력이 변화하여 전체적으로는 항력이 변하는 경향을 보여준다. Fig. 7에서는 승강타의 설치각을 10도로 변경한 경우가 clean 형상과 유사한 양향곡선을 보여주고 있다. 이들 결과를 토대로 스마트 무인기가 장거리 운항을 위해, 어느 양력계수에서 운항을 하는 것이 가장 효율을 높이는지를 분석하기 위한 양력계수와 양항비를 Fig. 8을 활용해 관찰한다.

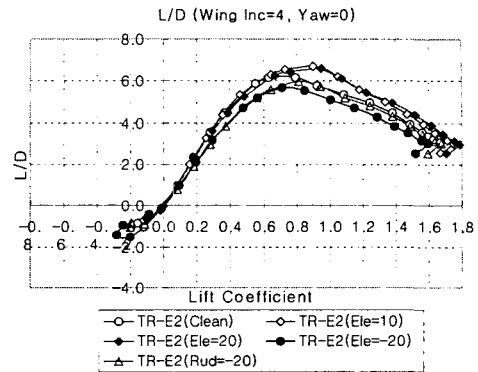


Fig. 8 Lift to drag ratio for various control surface deflections

Table 2 Comparisons on Max. L/D conditions

Config.	Lift Coefficient	Drag Coefficient	Lift Change	Drag Change
Clean	0.7943	0.1290		
Ele=10	0.9051	0.1350	0.1108	0.006
Ele=20	0.9497	0.1438	0.1553	0.0148
Ele=-20	0.7180	0.1267	-0.0764	-0.0023
Rud=-20	0.8158	0.1364	0.0215	0.0074

조종면의 설치 각도를 변경하지 않은 clean 형상의 경우가 대부분 좋은 양항비를 갖는다고 알려져 있으나, TR-E2 형상에서는 의외의 결과를 얻었다. Fig. 8에서 Clean 형상은 양력계수를 0.8 정도로 유지하는 것이 바람직하지만, 승강타를 10도 혹은 20도 꺾은 경우에는 양력계수 0.9 근처에서 가장 높은 양항비를 얻는다. 또한 clean 형상에서는 양항비가 6.15인 반면에 승강타가 10도에서는 양항비가 6.7로 증가한다. 따라서 long endurance를 얻기 위해서는 양력계수를 0.9(승강타 10도) 근처로 유지하는 것이 바람직해 보인다.

승강타를 positive 방향으로 꺾으면 양력계수는 clean 형상보다 증가하고, 또한 항력계수도 따라서 증가한다. 따라서 양력계수의 증가와 항력계수의 증가비가 어떠한 경향을 보이는지를 파악해야 한다. 이를 위해 clean 형상의 양력과 항력값을 기준으로 승강타와 러더의 변위각을 바꾸었을 때, 양력과 항력의 증분을 비교하였다. 승강타가 10도인 조건에서는 양력의 증가는 승강타 20도보다 적으나, 항력의 증가는 매우적음을 보여준다. 이로 인하여 승강타 10도가 가장 좋은 양항비를 주는 비행조건이다.

3.3 주익 설치각 변경 효과

주익 설치각을 4도로 고정된 상태에서 양력, 피칭모멘트와 항력특성들을 분석하였다. 초기 설계의 주익설치각을 바꾸었을 때, 공력계수들이 어떻게 변화는 지를 측정하기 위하여 spine-block 기준면에 -3도 wedge(주익설치각=1도)를 부착하였다. 설치각 변화 효과를 비교하기 위하여, clean과 승강타 10도인 경우에 대해서 비교하였다.

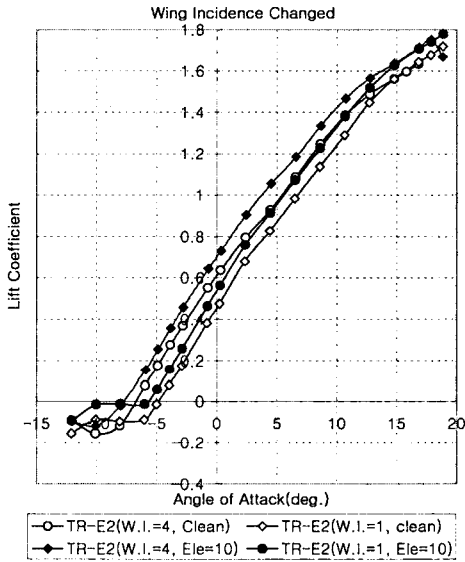


Fig. 9 Lift changes for different wing incidences

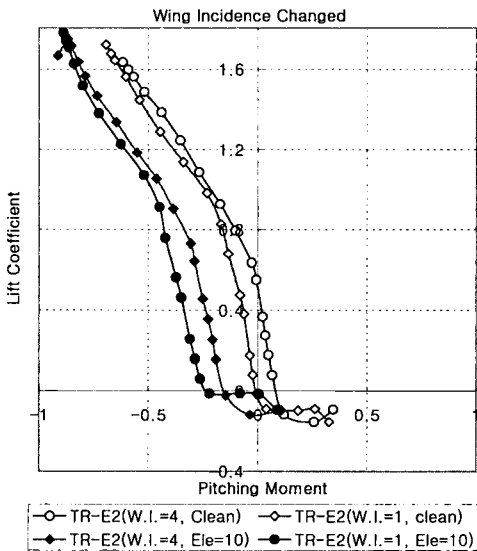


Fig. 10 P. M. changes for different wing incidences

Fig. 9는 설치각 차이에 의한 양력계수의 변화를 보여준다. negative 받음각 영역에서는 받음각의 증가해도 양력이 변화하지 않는 영역이 점점 확대되고 있음을 보여준다. 시험 과정에서 모델은 받음각이 -10도에 도달하기 이전까지는 상당히 심한 떨림이 발생하며, 특히 롤링방향으로 회전하려는 경향이 매우 크다. 설치각을 1도와 4도로 바꾸고, clean 형상과 승강타를 10도로 바꾼 경우의 양력증분을 살펴보면 0.1 정도로 유사하다. 설치각 변화에 의한 양력계수는 받음각 15도에 도달하면, 설치각과 무관하게 동일한 값을 갖는다. 실속은 설치각 4도 경우 받음각 18도에서 발생을 하는데, 설치각 1도는 모델지지부의 피치운동범위 제한으로 실속까지 측정할수 없었다.

Fig. 10은 양력계수와 피칭모멘트의 변화를 보여준다. 설치각 변화에 의한 피칭모멘트의 경향은 유사하다. 설치각 4도에서 피칭모멘트 기울기 변화는 양력계수 0.6(clean)과 0.7(승강타 10도)이었는데, 설치각 1도는 0.8(clean)과 0.9(승강타 10도)로 이동하였다.

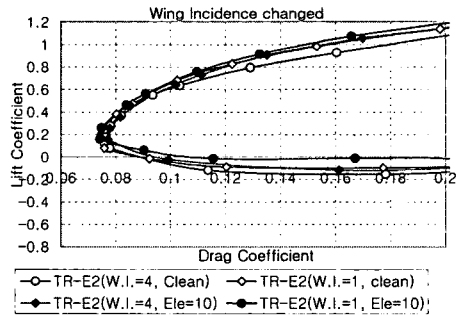


Fig. 11 Drag Polar changes for different wing incidences

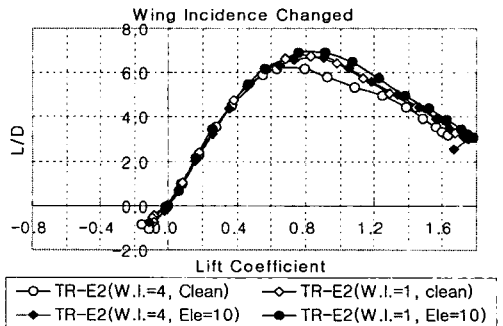


Fig. 12 L/D ratio changes for different wing incidences

설치각 변경으로 인하여 가장 두드러진 변화는, nose down(안정적)하는 경향이 커진 것이다. 이것은 주익에서 생성하는 양력이 상대적으로 감소하여 피칭모멘트가 줄어들었기 때문이다. 설치각을 1도로 바꾸면 안정적인 경향은 증가하지만, 수평비행을 위한 trim 조건을 찾기 위해서는 동체의 받음각을 변경시켜야 가능해 보인다. clean 형상과 승강타 10도로 꺾은 상태에서 피칭모멘트 차이는, 설치각 변화와는 무관하게 일정한 차이를 가지고 변한다.

양항력곡선의 변화는 Fig. 11에 보여준다. 설치각이 1도로 줄어들면서, 최소 항력계수가 줄어든다. 또한 clean 형상과 승강타를 10도로 유지한 상태에서 항력의 차이는 설치각 변화와는 무관하게 일정한 경향을 보인다. 설치각 변경으로 인한 polar의 축 이동 현상을 Fig. 11에서는 명확히 보여주지 않고 있다.

설치각이 4도에서는 clean 형상이 아닌 승강타 10도에서 최대 양항비를 가지고 있었다. 이러한 경향이 계속해서 반복되는 지를 Fig. 12를 활용하여 검토한다. 설치각 1도에서의 최대 양항비는 승강타가 10도인 조건에서 얻었고, 이때의 양력계수는 설치각 4도가 0.9이었는데, 설치각 1도의 경우 0.8로 줄어들었다. 설치각 4도에서 승강타 10도와 clean 형상과의 최대 양항비 차이는 6.7과 6.2이었는데, 설치각 1도는 6.9와 6.75로 차이는 줄어들었다. 또 하나는 최대 양항비를 주는 양력계수를 지나서, 양항비의 감소는 설치각이 4도에 비해 설치각 1도에서 현저히 줄어들었다. 이와 같은 특성을 보면 최대 양항비를 얻기 위해서는 주익의 설치각을 1도로 수정하는 것이 바람직하지만, Fig. 10에서 보여준 피칭모멘트 특성도 고려하여 선정해야 한다.

TR-E2의 러더 조종면을 -20도로(모델 후방에 보았을 때 러더가 왼쪽으로 꺾임) 설치한 상태로, 주익설치각 변경시키고 받음각을 주었을 때 가로, 세로, 방향 안정성의 변화를 Fig. 13에서 비교하였다.

모델에 10도의 요우각(-10도 sideslip)을 주면, 유동에 노출되는 면적의 증가로 인하여 요우각 0도에 비해 상당히 커짐을 알 수 있다. 모델 요우각(nose가 오른쪽으로 이동) 10도에서 측력계수는 negative 받음각에서 0도까지는 일정한 경향을 가지고 있다, 받음각 0도를 넘어서면 점점 줄어

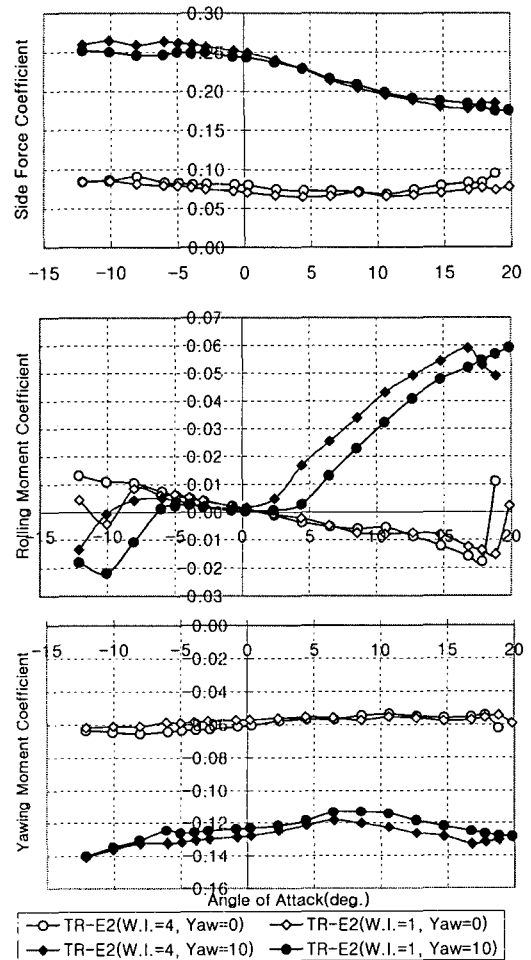


Fig. 13 Side Force, Y.M and R.M. changes for different wing incidences (Rud=-20)

든다. 요잉모멘트는 측력계수와는 반대의 개념으로 보면 되는데, 받음각이 변화해도 무인기의 nose를 왼쪽으로 보내려는 경향은 거의 일정하다. 요우각 10도에서 받음각을 변화시키면 오른쪽날개가 내려가는 방향으로 방향성을 가지고, 요우각 0도에서는 왼쪽날개가 내려가는 경향을 보인다. 요우각을 10도로 고정하고 주익설치각 4도에서 받음각을 준 경우는 설치각 1도와 비교하면 롤링모멘트가 더욱 민감한 반응을 보여준다.

#### 4. 풍동시험 결과 II(Yaw Run)

지금까지는 세로 안정성에 관련된 특성만을 확

인하는 작업을 수행하였으나, 모델의 요우각(-sideslip)을 바꾸어 가면서 측정한 결과들을 토대로 가로(lateral stability)와 방향(directional) 안정성 계수들에 대한 분석을 하고자 한다. 요잉모멘트(방향안정성)는 요우각에 따라 항공기의 nose 방향이 어느 쪽으로 향하는지에 따라 안정성 여부를 판단한다. 안정성을 유지하기 위해서는 요우방향과는 반대로 요잉모멘트가 변해야 한다. 다시 말하면, "요잉모멘트 증분/요우각 증분"은 negative 경향을 가져야 한다. 가로안정성을 판단할 때는 롤링모멘트의 증분과 sideslip 증분의 관계를 비교한다. 안정적인 비행을 위해서는 기울기는 negative를 가져야 하는데, 조종면 변경과 받음각을 변경시켰을 때 이들의 특성도 분석한다.

스마트 무인기의 조종면을 고정시키고(Clean) 받음각을 바꾸어준 상태에서 요우각을 변화시켰을 때 양력계수들의 변화를 Fig. 14에 보여준다. 모델에 요우각을 주면 주익 날개에 sweep 효과를 주어, 주익의 좌우가 다른 크기의 양력을 만들어 낸다. 받음각이 5도는 요우각의 변화에 대해서 민감한 반응을 보이지 않지만, taper가 없는 주익에 sweep각 효과를 생성하여 요우각 25도 근방에서는 양력이 감소한다. 이러한 특성은 받음각을 10도로 유지한 상태에서 요우각을 변경시킨 경우에는 좀더 확실히 나타난다.

받음각 10도 조건에서 요우각 -5도에서 5도 사이는 양력의 변화가 없으나, 10도부터는 양력 감

소가 현저히 나타난다. 설치각을 1도와 4도로 바꾼 경우, 양력특성은 설치각에 따른 양력 값의 변화는 분명하지만 요우각에 따른 양력계수의 변화 경향을 매우 유사하다.

요우각 변화에 따른 피칭모멘트의 변화가 Fig. 15에 보여준다. 주익 설치각만을 바꾼 경우는 요우각에 대한 피칭모멘트 경향이 매우 유사하다. 받음각 5도는 피칭모멘트가 요우각 0도와 비교하면 "nose up"으로 약간 이동하다가 다시 "nose down"으로 내려가고 있다. 스마트 무인기의 받음각을 10도로 고정시키고 요우각을 바꾸면, 요우각 증가에 따라 급격한 피칭모멘트 변화를 갖는다. 이러한 큰 폭의 피칭모멘트 변화는 Fig. 14와 같은 양력곡선을 보면 쉽게 이해할 수 있다. 요우각에 따라 양력계수의 변화가 큰 경우에는, 반드시 피칭모멘트도 변화폭이 크다.

요우각 변화에 축력계수가 어떠한 경향을 가지고 변하는지를 Fig. 16에 보여준다. 축력계수는 요우각 변화 방향을 따라 거의 선형적으로 증가하는 경향을 보여준다. 무인기의 받음각이 증가할수록 축력에 의한 영향이 줄어드는 경향은, 유동에 노출된 무인기의 면적에 의해서 영향을 받는 것으로 보인다. 주익 설치각을 변경시켰을 때, 축력계수는 설치각과 무관하게 동일한 크기와 경향을 보이면서 증가하고 있다.

요우각이 증가함에 따라 롤링모멘트가 positive 기울기를 보여주어, 바람직한 경향의 가로안정성을 갖는다. 받음각이 크면 클수록 기울기가 증가하는데, 받음각이 5도인 경우와 비교하여 요우각

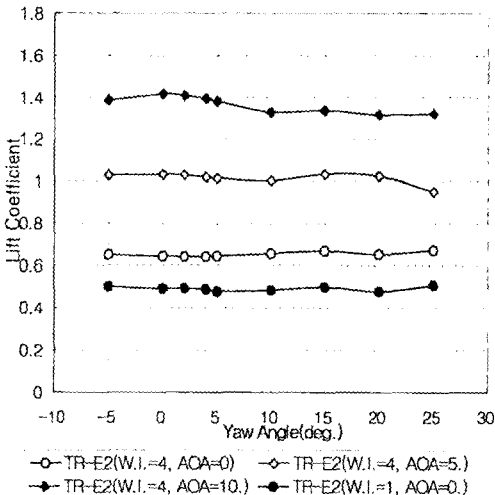


Fig. 14 Lift variation for yaw motion(Clean)

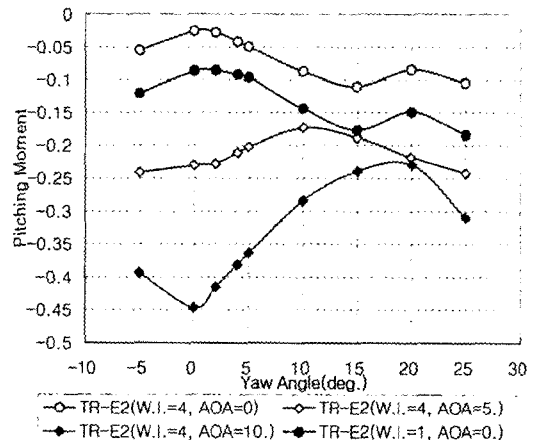


Fig. 15 P.M. variation for yaw motion(Clean)

10도까지 구간에서는 받음각과 같이 선형적으로 변화하고 있다. 받음각 5도에서는 요우각 15도를 넘어서면 오른쪽 날개가 내려가려는 경향이 줄어들고 롤링모멘트의 기울기가 negative를 갖는 roll reversal 경향을 보여주어 Flaperon을 사용해야 한다.

요우각 10도까지는 주익 설치각을 바꾼 경우에도 거의 동일한 기울기를 갖는 요잉모멘트 특성을 보여주고 있다. 요우각이 증가함에 따라 요잉모멘트가 감소하고 있어 가로안정성에는 문제가 없다. 0도의 요우각 조건에서 약간의 요잉모멘트를 가지고 있어, 스마트 무인기의 nose는 오른쪽을 향한다.

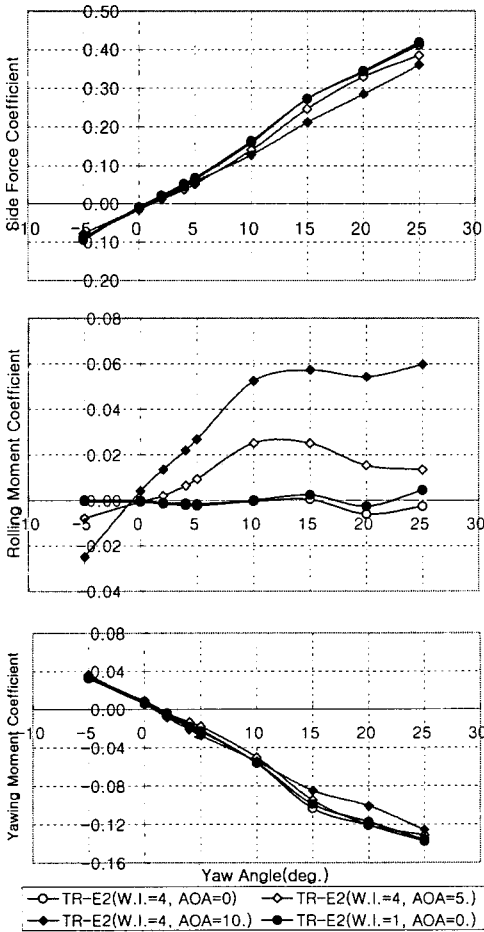


Fig. 16 Side force, Y.M. and R.M. variations for yaw motions(Clean)

주익설치각을 4도로 고정시키고 받음각 0도에서, 승강타와 러더를 임의 변위각을 준 상태로 요우각을 바꾸어서 시험한 결과가 Fig. 17이다.

측력계수 경향은 러더(-20도)를 제외한 모든 조종면 변경과는 별 차이 없이 매우 유사하다. 측력계수 기울기는 요우각이 15도까지 일정한 경향의 기울기를 보이며 변화하다가 15도를 넘어서면서 약간 줄어드는 경향을 보인다. TR-E2 형상은 dihedral 혹은 anhedral이 없는 주익을 가지고 있어, 요우각변화에 따른 yawing moment 계수의 변화가 없다. 따라서 clean 형상, 승강타와 러더 변위각에 대해서 안정적인 방향 안전성을 보여준다.

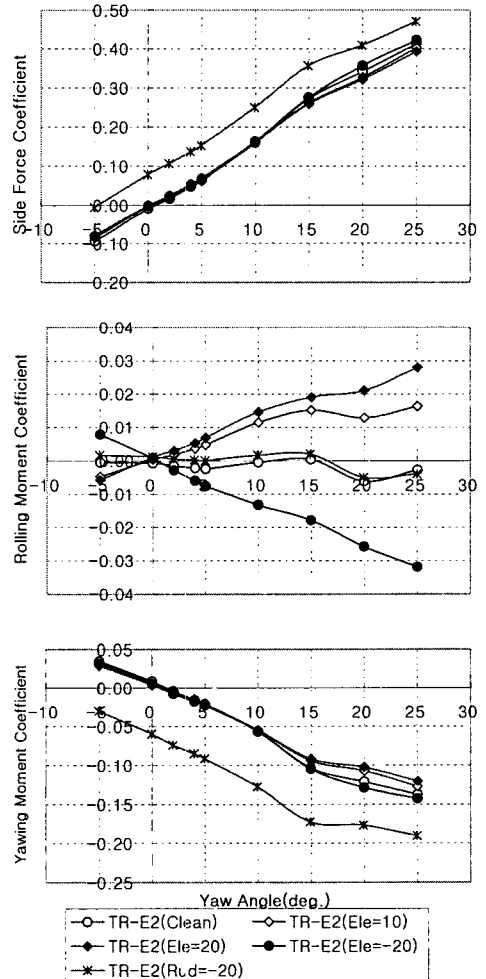


Fig. 17 Side force, Y.M. and R.M. variations for various control surfaces(A0A=0)



러더를 -20도로 유지한 상태에서 요잉모멘트 기울기 또한 나머지 경우들과 동일한 경향을 보여준다. 롤링모멘트는 조종면의 설치 조건에 따라 매우 다양한 변화를 보여준다. 가로안정성은 승강타를 10도와 20도로 바꾼 경우만 안정적인 특성을 보여준다. 리더 -20도와 clean 형상에서는 롤링모멘트의 변화가 없이 거의 일정한 양을 가지고 있다가 요우각 15도를 넘어서면 roll reversal 현상이 나타난다. 승강타가 -20도인 경우는 모든 요우각 영역에서 불안정한 경향을 보여준다.

5. 풍동시험 결과 III(Flaperon 변화)

주익의 뒷전(Trailing edge)에는 플랩(Flap)과 에일로런(Aileron) 역할을 동시에 하는 Flaperon이 있다. Bell사에서 설계한 조건에 따르면, 무인기가 hovering에서 순항으로 이동하는 과정인 천이(transition)에서 충분한 양력을 확보하기 위하여 Flaperon을 사용한다. 천이 과정이 스마트 무인기 운항 중에서 가장 위험한 요소를 내포하고 있어, Flaperon 변화에 의한 공력특성 변화를 충분히 확보해야 한다. 천이 과정에 사용될 Plain Flap 형태의 Flaperon은 최대 60도까지의 변위각이 바뀌도록 제작이 되었다. 풍동시험에서는 Flaperon의 설치각을 20도와 40도, 주익설치각을 1도와 4도로 바꾸어서 시험을 하였다.

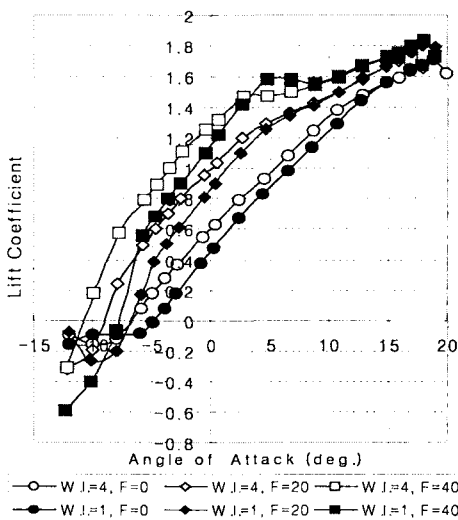


Fig. 18 Lift variations with Flaperon and wing incidence changes

Fig. 18은 Flaperon을 20도와 40도로 바꾸어서 설치했을 때 양력계수의 변화를 확인하기 위하여, clean 형상에서의 양력계수 그림을 추가하였다. 플랩을 사용하면, clean 형상과 동일한 기울기를 유지하면서 양력계수 값이 크게 증가하는 경향을 보인다. 그러나 TR-E2 형상의 Flaperon 설치각을 바꾸면, 양력곡선의 기울기와 절대값 경향이 매우 다른 특성을 보여준다.

Flaperon을 20도로 설치하고 받음각을 변화시킨 경우, 주익설치각 4도는 초기에는 높은 양력계수를 갖는다. 받음각이 5도 근처에 도달하면, 설치각에 의한 양력계수 차이는 없다. Flaperon이 40도인 경우, 양력곡선이 급한 기울기를 가지고 증가하다 5도 안쪽의 받음각에서는 양력이 갑자기 떨어졌다 다시 증가하는 경향을 보인다. 이러한 현상은 주익설치각과 무관하게 Flaperon 40도에서 관찰할 수 있다. 주익설치각 4도에서 Flaperon을 꺾은 경우 모두가 설치각 1도보다 실속이 약 2도 빨리 발생한다. Flaperon 변위각에 의해서 양력이 얼마나 증가하였는지를 확인하기 위해 받음각 0도 근처의 양력값들을 조사하였고 그 결과가 Table 3에 있다.

Fig. 19에서 피칭모멘트는 주익설치각과 무관하게 Flaperon이 40도인 경우가 20도보다 positive 피칭모멘트를 갖는다. clean 형상과 비교하여 Flaperon을 꺾은 경우는 기울기가 큰 경향을 가지고 있으며, 양력계수에 따른 피칭모멘트의 변화는 적다. 주익설치각에 따른 피칭모멘트는 양력계수 1.0, 1.2, 1.55를 지나서는 설치각과 무관하게 동일한 값을 갖는다. Flaperon을 20도와 40도로 바꾼 경우는 Fig. 6과 Fig. 10처럼 승강타의 설치각을 바꾼 경우에 비해서 피칭모멘트가 적다. 이것은 moment arm의 효과에 의해서 피칭모멘트의 변화가 적게 나타나기 때문이다.

Table 3 Lift coefficient near zero angle of attack

Wing Inc.	Flaperon	AOA	Lift Coefficient
1	0	0.22	0.475
4	0	0.3	0.636
1	20	0.43	0.903
4	20	0.49	1.042
1	40	0.58	1.22
4	40	0.63	1.323

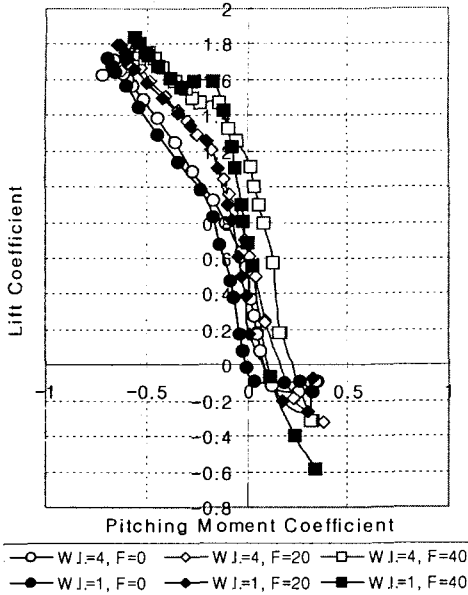


Fig. 19 P.M. variations with Flaperon and wing incidence changes

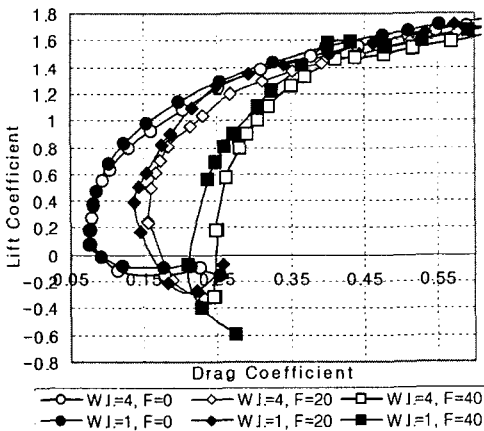


Fig. 20 Drag polar variations with Flaperon and wing incidence changes

스마트 사업단이 작성한 mission profile에 의하면, hovering을 시작하여 충분한 양력을 얻은 후에 나셀의 각도를 90도에서 tilting 하면서 Flaperon의 각도를 변경시킨다. 순항 상태로 전환 될 때까지는 2분미만의 시간이 소요된다. 하지만 스마트 무인기가 직면할 다양한 운행조건을 고려하면, 이때의 양항력 특성을 비교하는 것도 의미

가 있다고 생각된다.

Flaperon을 사용하여 원하는 수준까지 양력 증가를 얻었으나, 반대로 항력이 얼마나 증가하는지를 Fig. 20에 보여준다. Flaperon이 0도인 경우 약 0.075 정도의 최소 항력계수를 가지고 있으나, 주익설치각 1도에서 Flaperon각도를 20도와 40도로 바뀌면 항력계수는 0.14와 0.21을 갖는다.

### 6. 결론

스마트 무인기 개발사업의 국제공동 연구과제로 미국 Bell Texron와 협력하여 U-tail을 갖는 TR-E2라는 형상을 개발하였다. 항공우주연구원은 이 형상의 공력특성을 분석하기 위하여, 12% 축소형 모델을 만들고 1-m 풍동에서 시험을 수행하였다.

TR-E2 형상 주익은 높은 양력을 얻기 위하여 높은 camber를 갖는 에어포일을 사용하였는데, 이는 양력과 함께 항력이 증가하는 결과를 초래하였다. 장거리(높은 양항비) 위해서는 주익의 설치각을 4도에서 1도로 줄이는 것이 바람직하다. 또한 clean 형상보다는 승강타는 10도로 꺾으면서 운항하는 편이 양항비의 증진에 도움이 된다.

측력계수는 요우각 변화에 대해서 선형적인 특성을 보여준다. 대부분의 조종면 변경 조건에서는 가로안정성은 얻었지만, 승강타가 -20도 인 경우에는 roll reversal 현상이 발생하여 에일로런과 플랩 역할을 하는 Flaperon을 활용해야 안정된 비행을 할수 있다.

설계 요구도에 적합한 형상을 결정하기 위해서는 모델의 피치와 요우각을 바꾸어 가면서 풍동 시험을 반드시 수행해야 한다. 풍동시험에서는 주익의 설치각과 조종면을 구성하는 control surface들의 각도를 바꾸어 가면서 공력 특성을 측정하고, 설계된 형상의 문제점을 비행시험 이전에 파악하고 개선해야 성공적인 무인기 개발에 도달할 수 있다.

### 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) 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.
- (4) Ra, S.H., Sung, B., Kim, J., Chung, J., Kwon, K., Cho, T. and Choi, I., 1998 "Sting/Strut Interference Correction for K100-04A Screen Test," KARI-TR-AD-98003.
- (5) Chung, J., Cho, T., Lee, J. and Sung, B., 2002, "Wind Tunnel Test of a Canard Airplane," *KSME International Journal*, Vol. 16, No. 1, pp. 125~131.