

< 논문 >

## 스마트 무인기 TR-S4 형상의 정적 풍동시험

정진덕\* · 최성욱\* · 김철완\*\* · 이장연\*\*  
(2006년 7월 4일 접수, 2006년 8월 10일 심사완료)

### Static Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-S4 Configuration

Chung Jindeog, Choi Sungwook, Kim Cheolwan and Lee Jangyeon

**Key Words:** Wind Tunnel Testing(풍동시험), SUAV(스마트 무인기), High Lift Device(고양력 장치), Flaperon(플랩퍼론), Stability(안정성), Tail Incidence(꼬리날개 설치각)

#### Abstract

To evaluate the aerodynamic efficiency of TR-S4 configuration, wind tunnel tests of 40% scaled model were done in KARI LSWT. TR-S4 configuration has different nacelle shape, larger EO/IR camera and aftward wing location compared with TR-S2. Component build-up test after adding each element of model is performed. Also effects of horizontal tail incidences, Flaperon and Aileron deflection, on aerodynamic characteristics are measured. Test results showed that TR-S4 configuration has favorable stability characteristics in longitudinal, lateral and directional for the pitch and yaw motions.

#### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발중인 신개념 비행체인 스마트 무인기는 주익 끝단에 Tilt-rotor를 갖는 비행체로 이륙시에는 Tilt-rotor를 헬리콥터와 동일한 형태로 작동시켜서 원하는 고도까지 상승한 이후에 Tilt-rotor의 각을 변경시키는 천이 모드(Transition mode)를 거친 이후에 프로펠러 비행체와 같은 상태로 운항되는 항공기이다.

스마트무인기에 대한 연구가 계속되면서 항우연에서는 적합한 형상을 개발하기 위하여 설계 변수로 고려한 수평꼬리날개 형태(T-tail vs. Conventional Tail)와 적합한 주익의 설치각을 찾기 위한 시험들을 12% 축소형 모델을 사용하여 시험을 하였다. 시험 결과를 토대로 수평꼬리날개는 T-tail로 결정하였고, 주익의 설치각도 1도로 고정하였다.<sup>(1,2)</sup>

12% 축소형 모델을 활용한 시험 결과와 CFD<sup>(3)</sup>를 활용한 형상의 분석을 통하여 TR-S2<sup>(4)</sup>라고 불리는 형상을 개발하여 40% 축소형 모델을 사용하여 항우연 중형아음속풍동에서 시험하였다.

TR-S2 형상 풍동시험에서는 스마트 무인기가 순항하는 과정에서는 플랩퍼론(Flaperon)을 10도의 변위각을 갖도록 변형시켜서 운항을 해야 하는데, 이 조건에서 최적의 양항비를 얻기 위하여 Semi-Slotted Flaperon이라는 고양력 장치를 활용하였다.

스마트무인기 TR-S2 형상에서 TR-S4로 변화하는 과정에서는 크게 세 가지 형상의 변경이 있었다. 첫 번째는 호버링 (Hovering) 조건에서 안정성을 확보하기 위하여 주익의 위치를 후류 방향으로 100mm 이동시켰고, 두 번째는 주익 끝단에 부착된 기존 나셀 형상은 나셀 Tilting 과정에서 필요한 actuator를 장착하기 위하여 Fig. 1과 같이 곡률변화가 큰 형상으로 변경되었으며, 마지막으로는 Fig. 2에 있는 EO/IR 카메라는 무인기의 작동상태를 좀더 광범위하게 확인하기 위하여 카메라의 크기 및 측면에 카메라 고정용 장치가 새롭게 부착되었다.

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

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

\* 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

\*\* 한국항공우주연구원 공력성능그룹

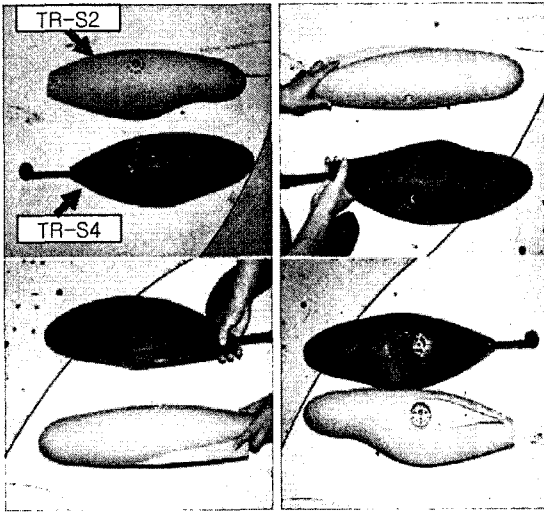


Fig. 1 Modified Nacelle Configuration

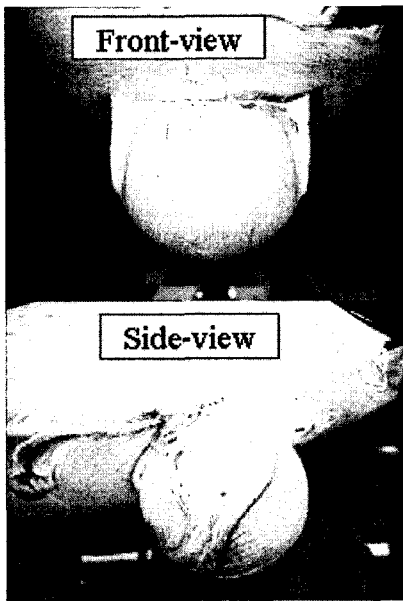


Fig. 2 New EO/IR camera and attachment Rig

Fig. 1에서 나셀 후방부에 착륙장치가 부착된 것이 TR-S4 형상인데, 길이는 약간 짧아졌으며 나셀 내부에 위치할 actuator를 위하여 폭이 증가하였다. 또한 주익의 끝단과 만나는 지점은 거의 직각에 가까운 구배를 가지고 있다. 이처럼 형상의 급격한 구배 변화에 의한 효과를 검증하기 위하여 유동가시화 시험을 수행하였다. 시험결과 나셀 Tilting각이 0도인 경우에도 박리된 유동이

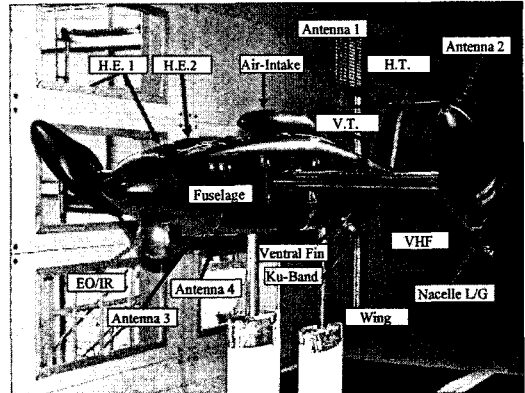


Fig. 3 Model Components of TR-S4

주익의 끝단에 영향을 미쳐 스마트 무인기의 공력특성을 저해하는 요소로 관찰되었다. Fig. 2는 새롭게 부착된 EO/IR 카메라의 모습을 보여준다. 특징은 카메라를 고정하기 위한 치구가 양쪽에 위치하였는데, 이 효과를 관찰하기 위한 유동가시화 시험에서도 외부에 노출된 치구에 의해서 유동박리가 심하게 발생하는 현상을 관찰하였다.

이 논문에서는 스마트 무인기 TR-S4 형상을 구성하는 각종 부품들을 부착해 가면서 측정한 결과, 수평꼬리날개 설치각에 따른 공력계수 변화, 플랩퍼론과 에일러론(Aileron) 변위각 변경에 따른 공력계수의 특성들을 정리하였다.

## 2. 풍동시험 모델 및 보정

미국의 경우 Tilt-rotor 형상의 개발을 위해서 NASA Ames의 7 x 10ft와 40 x 80ft 풍동설비에서 1/32<sup>(5)</sup>와 1/4<sup>(6)</sup>인 축소형모델에 대한 시험을 하였고, Tilt-Rotor Aeroacoustic Model 모델인 TRAM<sup>(7,8)</sup>을 사용하여 운항 조건에 따른 성능, 공력 및 소음 특성을 측정하는 시험을 수행하였다.

성능 및 안정성 특성을 예측하기 위해 제작된 TR-S4 형상은 모델을 구성하는 부품들은 탈착하도록 제작되었다. TR-S4 모델을 제작하는 과정에서는 제작 기간을 단축하기 위하여 TR-S2에 사용하였던 모델에 수지를 추가로 부착한 이후에 가공하여 동체를 구성하였다. 제작된 TR-S4 형상 모델은 Tilt-rotor의 파워 효과를 모사하는 시험 장치와 병행하여 시험을 하도록 제작되었는데, 파워 효과 시험 과정에서는 나셀을 제거하고 나셀 위치에 파워 효과용 장치를 설치하도록 하였다.

TR-S2 형상에서는 동체 후방에는 VHF와 Ku-Band 안테나 순서로 부착하였으나, TR-S4 형상에서는 두 안테나의 위치를 변경하였다. 동체의 하부에는 두개의 안테나 그리고 수평꼬리날개 위쪽에도 두 개의 안테나가 부착되었다.

제작된 TR-S4 형상 모델은 Tilt-rotor의 파워 효과를 모사하는 시험 장치와 병행하여 시험을 하도록 제작되었는데, 파워 효과 시험 과정에서는 Fig. 3의 나셀을 제거하고 나셀 위치에 파워 효과용 장치를 설치하도록 하였다.

TR-S4 모델은 두개의 지지부를 사용하여 고정을 하였고, 모델에 작용하는 힘과 모멘트는 시험부 하부에 위치한 외장형 풍동저울을 사용하여 측정을 하였다. 모델지지부들에 의한 간섭 효과를 제거하기 위하여 기존의 외장형 풍동저울을 활용하여 힘과 모멘트를 측정하는 설비에서 활용하는 이미지 방법<sup>(9,10)</sup>을 적용하였다.

### 3. 풍동시험 결과

40% 축소형 TR-S4모델의 풍동시험은 다양한 조건에 대해서 시험을 하였다. 시험 결과들은 먼저 측정한 데이터들의 신뢰성을 확인하기 위한 반복성 시험, 모델을 구성하는 부품을 추가해 가면서 측정한 시험, 수평꼬리날개의 설치각, 플랩퍼론과 에일로런 변위각 효과 등에 대해서 정리하였다.

#### 3.1 반복성 시험

측정 결과의 반복성을 확인하기 위하여 시험도중에 예전에 수행한 형상으로 모델을 교체하여 시험을 수행하였다. 이 방법을 활용하면 측정된 결과들의 반복성과 모델 형상 변경 과정이 얼마나 동일한 조건으로 모델을 조립하였는지를 확인할 수 있다.

Fig. 4는 여섯 가지 시험조건에 대해서 반복 시험한 결과 중 양력계수와 받음각의 관계를 보여준다. 그림에서 “F”는 플랩퍼론, “HT”는 수평꼬리날개 설치각, “E”는 승강타 변위각 그리고 “NT”는 나셀 Tilting각을 나타내고, 괄호안의 값들은 플랩퍼론, 수평꼬리날개, 나셀 Tilting각을 나타낸다. 그림은 대부분 잘 일치하는 결과를 보여주는데, 정확한 분석을 위하여 실속 이전 양력곡선에 대해서 3-차식을 만들어 기울기와 받음각이 0도에서의 양력계수를 비교하였다.

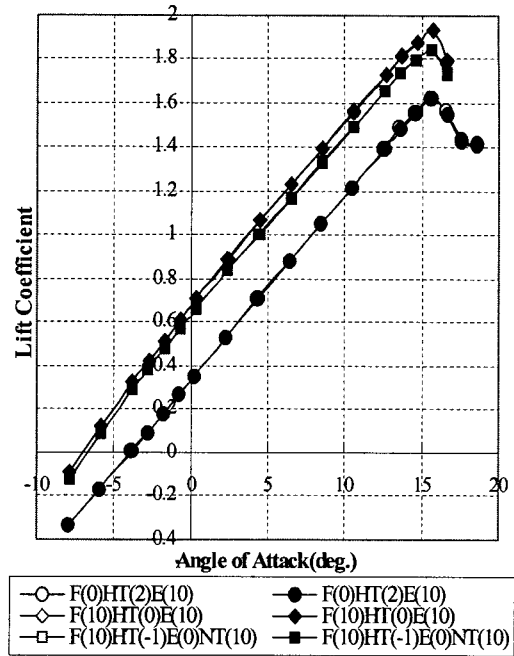


Fig. 4 Results of repeatability tests

수평꼬리날개를 기준조건으로 나셀 Tilting각을 10도로하고 플랩퍼론을 10도로 바꾼 경우의 3-차식을 비교하면, 3과 2차식의 계수는 동일하고 1-차식의 기울기는 0.0003/deg의 차이를 보여주고 있고, 받음각 10도 조건에서 양력계수는 0.0004이다. 동일한 방법으로 플랩퍼론을 10도, 수평꼬리날개 설치각을 0도 그리고 승강타의 변위각을 10도로 바꾸어서 약 120 Run 이후에 비교한 결과에서 기울기는 0.0002/deg의 차이를 보였다.

#### 3.2 모델 구성품 추가효과

Fig. 3과 같이 스마트 무인기 모델을 구성하는 부품들을 추가해 가면서 이들에 의한 공력계수 변화를 관찰하였다. 가장 간단한 형상인 동체(F), 주익(W), 나셀(N) 그리고 T-Tail(T)를 부착한 형상(FWNT)을 기본으로 하여, Air-Intake를 부착한 FAWNT, EO/IR 카메라 부착 FACWNT, 그리고 전기체 형상(FACWNT)에 Ventral Fin, VHF 안테나, Ku-Band 안테나, 동체와 수평꼬리날개에 4개 안테나를 동시에 부착한 효과, 동체 상부에 위치한 두 개의 전자방비 냉각용 열교환기를 부착한 효과에 대해서 비교하였다.

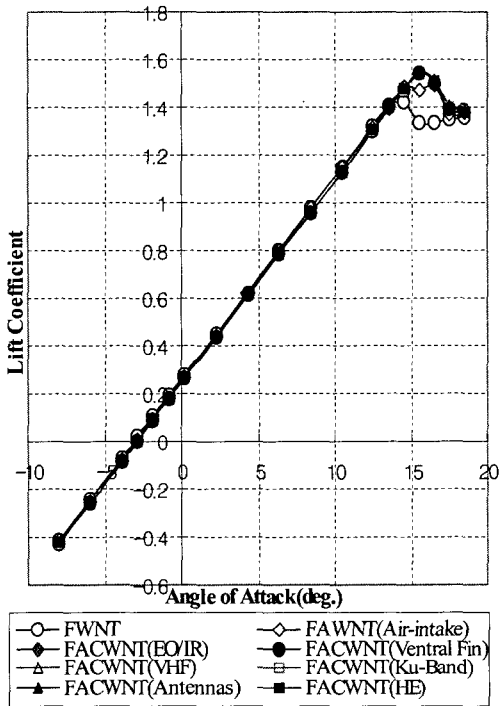


Fig. 5 Lift coefficient variations with model component build-up

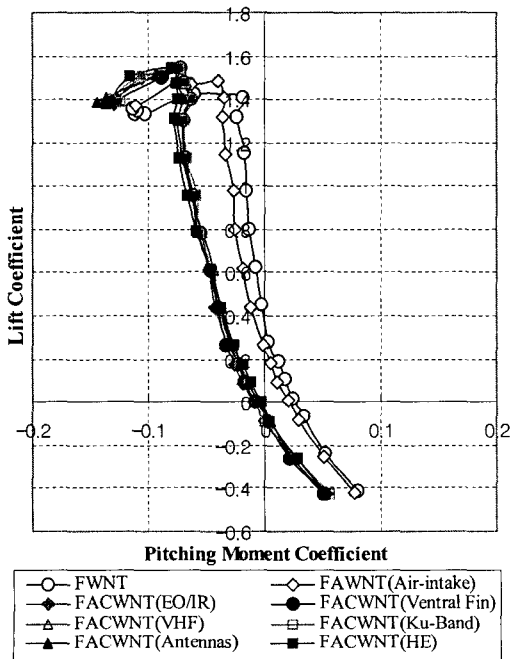


Fig. 6 Pitching moment coefficient variations with model component build-up

Fig. 5에서 FWNT 형상 이후에 추가된 부품들은 양력증가에 기여하는 효과가 거의 없음을 확인할 수 있다. 공기흡입구와 EO/IR 카메라를 부착한 경우에는 실속각도 근처에서 갑자기 감소하였던 양력계수 특성이 개선되는 결과를 보여주었다. 피칭모멘트는 FWNT 형상에 공기흡입구를 추가하면 기울기가 약간 감소하는 경향을 보여주고 있는데, EO/IR 카메라를 부착하면 스마트 무인기의 전체 피칭모멘트 경향이 이동하는 결과를 보여준다. EO/IR 카메라를 부착하면 동일한 양력계수에서 Nose-down 피칭모멘트가 증가하였다.

EO/IR 카메라를 부착한 경우에 피칭모멘트가 “negative” 방향으로 커지는 현상을 확인하기 위하여 양력계수의 특성을 면밀히 검토하였다. EO/IR 카메라를 부착하면 양력계수가 최대 0.02 가량 감소하여 결과적으로는 Nose-down 피칭모멘트가 증가하였다.

Fig. 7은 모델을 구성하는 부품들을 추가해 가면서 측정하였을 때 항력계수들이 증가하는 경향을 보여준다. 항력계수의 증가량을 정확히 분석하기 위하여 동일한 받음각 조건으로 모든 데이터를 이동시키고, 최소항력계수들의 변화량을 관찰하였다. FWNT 형상에 EO/IR 카메라, VHF 안테나, 두개의 열교환기를 부착한 경우는 최소항력계수 값들이 각각 0.0139, 0.0141, 0.0188 증가하는 결과를 얻었다. 특히 EO/IR 카메라에 의한 항력계수 증가가 예상보다 커서, 여러 번 반복시험을 통하여 확인하는 과정을 거쳤다.

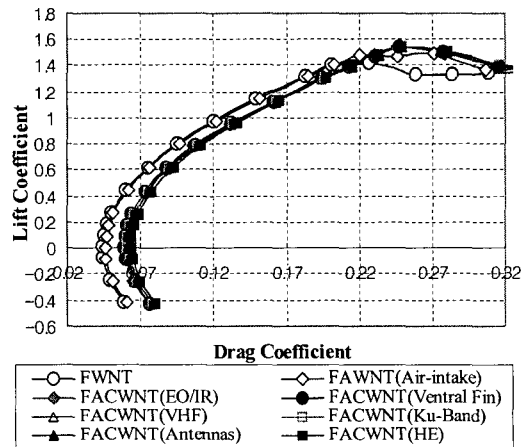


Fig. 7 Drag-polar variations with model components build-up

3.3 수평꼬리날개 설치각 변화 효과

스마트 무인기 TR-S4 형상의 기준 수평꼬리날개의 설치각은 -1도로 고정되었다. 그러나 조만간 수행될 RC 모델을 활용한 비행시험에서 호버링을 마치고 전이하는 과정에서 돌발 상황이 발생할 경우를 대비하여 다양한 설치각에 대한 데이터를 확보할 목적으로 설치각 -3, -1, 0, 2도에 대한 시험을 수행하였다.

수평꼬리날개 설치각 효과를 확인하여 수행한 여러 조건들 중에서 대표적인 경우 몇 가지를 Fig. 8에 보여준다. 승강타의 변위각을 0과 -10도로 바꾼 경우에 이로 인한 피칭모멘트의 경향을 매우 균일한 특성을 보여준다. 승강타를 0도로 고정한 상태에서 얻은 피칭모멘트는 설치각이 -3도인 경우를 제외하고 모두 Nose-down 특성을 보여준다. 반면에 승강타 변위각이 -10도인 경우는 모두 Pitch-up 결과를 보여준다.

Fig. 8에서 피칭모멘트를 변화시키기 위해서 수평꼬리날개 설치각을 바꾸는 경우와 승강타 변위각 바꾸는 것 중에서 어느 것이 더욱 효과적인 수단인지 보여준다. 승강타의 변위각을 바꾸는 것이 설치각을 바꾸는 것보다 적어도 두 배 이상 효율적임을 보여준다.

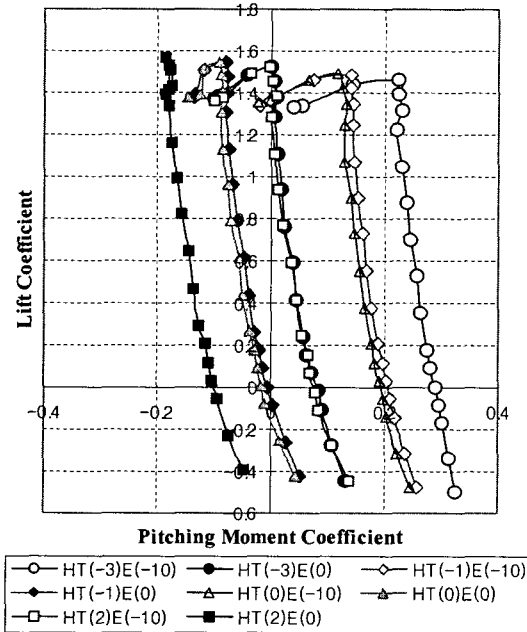


Fig. 8 Pitching moment variation for various Horizontal tail Incidences

승강타 변위각을 -10도와 0도로 바꿔서 얻을 수 있는 피치모멘트의 증분량은 수평꼬리날개 설치각이 -3, -1, 0인 경우에 일정한 비율을 가지고 변화하는 특성을 보여준다. 반면에 설치각이 2도인 경우가 다른 경우들보다 19% 적게 나타나는데, 수평꼬리날개의 실속에 기인한다.

3.4 플랩퍼론과 에일러론 변화 효과

스마트 무인기 주익 뒷전에는 다른 조종면이 없이 플랩퍼론만 부착되어 있고, 이 플랩퍼론을 동시에 같은 방향으로 움직이면 항공기에서 사용하는 플랩 역할을 하고, 좌우에 있는 플랩퍼론의 변위각을 서로 다른 방향으로 하면 에일러론 역할을 한다. 풍동시험에서 적용한 에일러론 변위각의 차이는 항상 20도(주익의 왼쪽과 오른쪽 변위각 차이)를 유지하면서 시험을 하였다.

스마트 무인기에 사용한 플랩퍼론 방식은 TR-S2 형상이 개발되기 전까지는 간단한 Plain 형식을 사용하였으나, 사업단에서 요구하는 성능을 만족시키기 위하여 TR-S2 모델 풍동시험과정<sup>(4)</sup>에서는 Plain과 Semi-Slotted Flaperon 개념을 비교하여 Semi-Slotted 형태로 선정하였다.

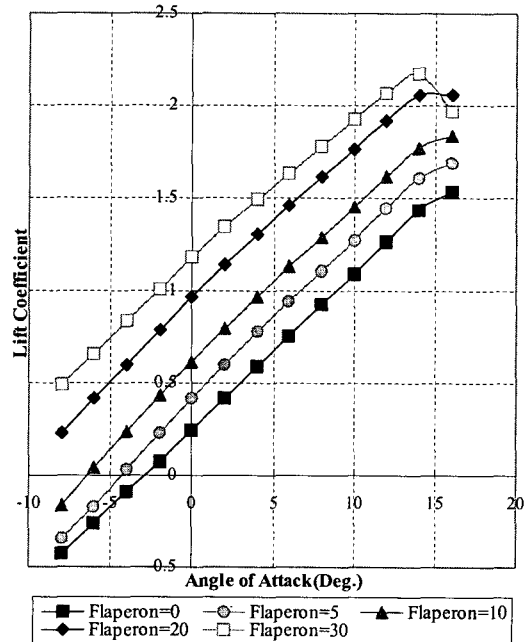


Fig. 9 Lift coefficient variations for various Flaperon Deflections

Fig. 9는 플랩퍼론 변위각을 0, 5, 10, 20, 30도로 변경시킨 후에 측정된 양력계수특성을 보여준다. 플랩퍼론 변위각 증가에 따라 양력계수가 증가하고 있는데, 변위각이 30도에 도달하면 증가량이 감소하는 결과를 보여준다.

증분량 변화를 좀더 면밀히 검토하기 위하여 플랩퍼론을 많이 사용하는 받음각 영역인 -2도부터 10도 사이의 증가를 비교하였다. 플랩퍼론 변위각이 5, 10, 20도로 증가시키면, 이 구간에서 얻을 수 있는 양력계수 증가는 선형적인 특성을 가지고 증가하는 반면, 30도인 경우에는 다른 변위각 경우보다 증분량이 30% 정도 감소하는 결과를 보여준다. 이러한 경향은 플랩퍼론 변위각이 30도 이상이면 플랩퍼론 뒷전 실속의 영향에 의해서 더욱 증가할 전망이다.

주익 뒷전에 위치한 플랩퍼론의 좌우 변위각을 다르게 적용하면 일반 항공기의 에일러론 기능을 한다. 풍동시험 과정에서는 에일러론을 나타내기 위하여 “A(10/-10)”과 같은 표기를 사용하였는데, 모델 후방에서 바라볼 때 왼쪽은 +10도의 오른쪽은 -10도의 변위각을 갖는다.

에일러론을 변경한 경우는 세로안정성보다 Lateral/Directional 안정성에 주는 영향을 분석하는 것이 타당하므로 양력과 피칭모멘트에 대한 그림을 생략하고, 롤링과 요잉모멘트 특성에 대해서만 언급하기로 한다. 풍동시험과정에서는 Clean 형상뿐만 아니라 나셀 Tilting각을 변경시켜 가면서 측정을 하였는데, 본 논문에서는 나셀 Tilting 경우는 제외하였다.

Fig. 10은 수평꼬리날개 설치각을 -1도 승강타 변위각을 0도로 고정한 상태에서, 에일러론을 10/-10과 20/00도로 바꾸고, 모델의 받음각을 -4, 0, 4, 6도로 이동시킨 상태에서 요우(Yaw) 운동을 주면서 측정한 결과이다. 그림에서 A(10/-10)AOA(-4)는 받음각을 -4도로 고정시키고, 에일러론을 10/-10으로 변경시킨 이후에 요우 방향 특성을 측정한 결과다.

요잉모멘트는 요우각을 따라 감소하는 경향을 보여주고 있어 스마트 무인기는 방향 안정성을 가지고 있다. 요잉모멘트는 모델의 받음각과는 무관하게 일정한 경향을 가지고 있으며, 에일러론 변위각이 있는 경우들이 플랩퍼론 0도인 경우보다 큰 기울기를 가지고 있어 큰 control power를 갖는다.

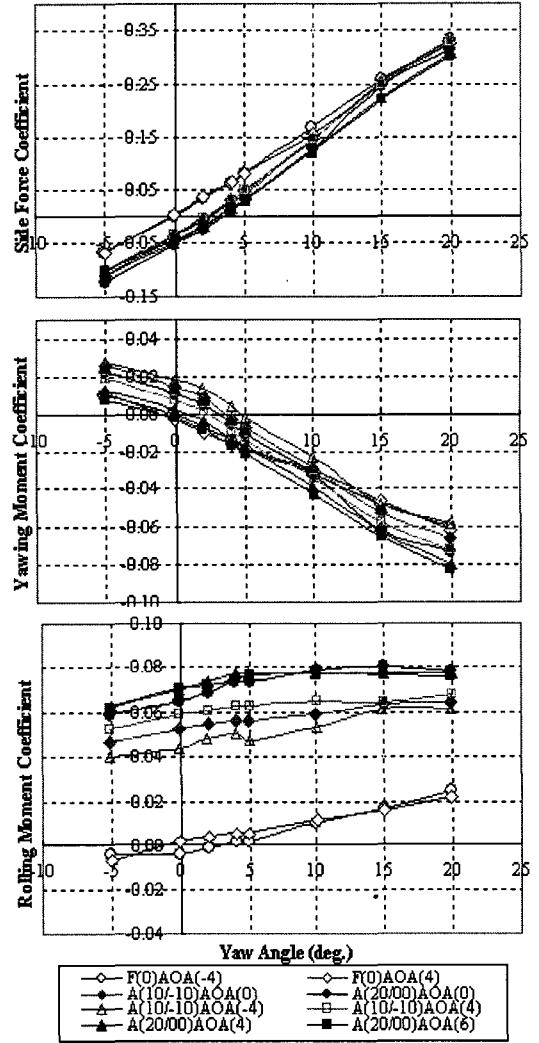


Fig. 10 Lateral/Directional characteristic for various Aileron deflection conditions

롤링모멘트는 요우각이 증가함에 따라 “positive” 값이 증가하므로 스마트 무인기의 측면 안정성은 바람직한 특성을 가지고 있다. 에일러론의 변위각이 증가할수록 롤링모멘트가 커지는 결과를 보여주며, 어느 요우각을 넘어서면서부터 에일러론에 의한 control power는 일정하게 유지되는 결과를 보여준다.

#### 4. 결론

스마트 무인기의 40% 축소형 모델을 제작하여 항우연 중형아음속 풍동에서 정적 조건에 대한 풍

동시험을 수행하였다. 시험에서는 모델 Component build-up에 의한 공력계수 변화, 수평꼬리날개 설치각 효과, 플랩퍼론과 에일러론 변위각에 의한 공력특성을 측정하였다.

TR-S4 형상에 사용한 EO/IR 카메라를 고정하기 위한 치구가 측면에 부착되어 강력한 유동장 교란을 초래하여 결과적으로 양력계수는 0.02 감소하였고, 항력계수는 0.014 증가하는 결과를 초래하였다.

피칭모멘트 특성을 관찰하기 위한 수평꼬리날개 설치각을 변화시험에서는 승강타 변위각을 바꾼 경우가 바람직한 control power를 생성한다는 결론을 얻었다. 플랩퍼론의 효율성은 변위각이 30도 이상이 되면 갑자기 감소하여 다른 플랩퍼론 변위각보다 효율성이 30% 감소하는 결과를 보였다. 요우 운동을 주면서 에일러론 설치각을 변경시켜서 측정한 결과에서는 세로 및 방향안정성들이 모두 바람직한 결과를 보여주었다.

## 후 기

이 연구(논문)는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 사업(스마트무인기술개발사업단)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- (1) Chung, J., Yoon, S. and Cho, T., 2005, "Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-E2 Configuration," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 29, No. 1, pp. 35~45.
- (2) Chung, J., Yoon, S. and Cho, T., 2005, "Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-E2S1 Configuration," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 29, No. 3, pp. 295~305.
- (3) Cheolwan Kim and Jindeog Chung, 2006, "Aerodynamic Analysis of Tilt-Rotor Unmanned Aerial Vehicle with Computational Fluid Dynamics," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 20, No. 4, pp. 561~568.
- (4) Chung, J., Choi, S. and Cho, T., 2005, "Static Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-S2 Configuration," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 29, No. 6, pp. 755~762.
- (5) 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*.
- (6) 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*.
- (7) Young, L., 1998, "Tilt Rotor Acoustic Model (TRAM) : A New Rotorcraft Research Facility," *AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Disaster Relief, April 21~23*.
- (8) Johnson, W., 2002, "Influence on Wake Models on Calculated TiltRotor Aerodynamics," *AHS International Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference, January 23~25*.
- (9) 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.
- (10) Chung, J., Lee, J., Sung, B. and Koo, S., 2003, "Wind Tunnel Test of a Unmanned Aerial Vehicle(UAV)," *KSME International Journal*, Vol. 17, No. 5, pp. 776~783.