

## 스마트 무인기에 Wingtip Fence 적용

정진덕<sup>†</sup> · 최성욱\* · 조태환\*\*

(2008년 5월 26일 접수, 2008년 9월 11일 수정, 2008년 9월 18일 심사완료)

### Application of Wingtip Fence on Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV)

Chung Jindeog, Choi Sungwook and Cho Taewhan

**Key Words:** Wingtip Fence(주익끝단 펜스), Wind Tunnel Testing(풍동시험), SUAV(스마트 무인기), Nacelle Tilting(나셀 틸팅), Flow Visualization(유동가시화), Stability(안정성)

#### Abstract

To enhance aerodynamic efficiency of the Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) during the transition period, wingtip fence is attached at the end of wing. The application of wingtip fence is to reduce the effect of the separated flow caused by the nacelle on the wing especially when the tilting angle of nacelle is more than 30 degrees. To compare the effect of with and without wingtip fence, flow visualization and measurement of the aerodynamic coefficients using the pyramidal type external balance are done. Result of forces and moments measurement shows that the slope of lift coefficient is increased 18% and rolling moment of SUAV especially 60 & 90-degree tilting is changed in favorable manners with wingtip fence.

#### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발중인 신개념 비행체인 스마트 무인기는 주익 끝단에 틸트로터를 부착한 비행체로, 이착륙시에는 틸트로터를 헬리콥터와 동일한 형태로 작동시켜서 원하는 고도까지 상승한 이후에 틸트로터의 각도를 변경시키는 천이모드(Transition mode)를 지나 프로펠러 비행체와 같은 상태로 운항되는 항공기이다.

스마트 무인기 형상은 주로 풍동시험을 통하여 결정을 하였는데, 수평꼬리날개 형태(T-tail, U-tail, Conventional Tail)와 면적, 주익설치각을 변경해가면서 공력특성의 경향성을 비교하였다. 형상확정을 위한 기본 변수 시험은 12%<sup>(1,2)</sup> 축소형 모델을 활용하였고, 형상 확정이후에 관련 공력계수를 획득하는 시험은 40%<sup>(3,4)</sup> 모델을 사용하였다. 40% 모델을 활용한 시험은 플랩퍼론(Flaperon)의

성능을 향상시키기 위한 유동장 제어시험, 나셀에 부착된 틸트로터의 효과를 모사하는 시험(Power effect)에도 활용되었다.

스마트 무인기의 형상을 변경하는 과정에서는 체자리 비행(Hovering)에 의한 후류의 영향을 줄이기 위하여 주익의 위치를 변경하였고, 주익 끝단에 부착된 나셀 형상도 Fig. 1과 같이 변경이 하였다. 40% 축소형 모델(TR-S2)에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하는 시험에서는 외장형 풍동저울을 활용하였다. 나셀은 공기역학적인 형상을 가지며 주익을 바라보는 안쪽 부분(Fig. 1 왼쪽 아래)은 주익의 익형을 확장해서 나셀에 부착하였다.

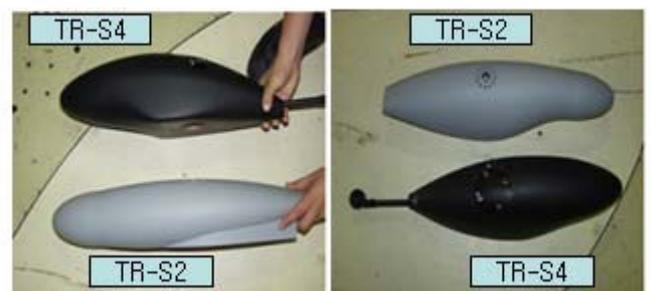


Fig. 1 Modified nacelle configuration

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원, 세부계통팀

E-mail : jdchung@kari.re.kr

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

\* 한국항공우주연구원, 스마트무인기사업단

\*\*한국항공우주연구원, 공력성능그룹

TR-S2에서 TR-S4로 변경하는 과정에서는 동체 면적 확장, 수평꼬리날개 위치 확장 그리고 나셀 형상 수정이 있었다. 이 중에서 나셀은 나셀틸팅에 필요한 작동기를 넣을 공간을 확보하기 위하여 나셀 폭이 늘어나고 길이가 줄어들었다. 수정된 모델을 가지고 풍동시험을 시작하는 과정에서 나셀 형상 변경에 의한 영향성을 먼저 확인하자는 스마트 무인기 사업단의 요청에 따라, 오일과 베이비 파우더를 혼합하여 변경된 나셀 표면에 도포하여 표면 유동장 특성과 나셀 틸팅각을 90도까지 변화시켜 가면서 나셀에 의한 유동 박리가 주익에 미치는 영향을 관찰하는 유동가시화 시험을 하였다.

유동가시화 결과로 나셀 틸팅각이 증가할수록 나셀에서 떨어져 나온 박리된 유동이 주익 유동장을 교란시키는 현상을 확인하였다. 이 효과를 줄이면서, 항력의 증가를 최소화 할수 있는 방안을 모색하였는데 그 결과 주익 끝단에 fence를 부착하는 방안이 제시되었다. 주익 끝단에 wingtip fence를 부착하는 방안의 효과에 대해서 power 효과를 모사하는 시험 장치 설계 자문을 담당하였던 David Hodder<sup>(5)</sup>에게 타당성에 대한 질의를 하였는데, 틸트로터 항공기의 대표적인 Osprey V-22와 벨 헬리콥터의 Eagle Eye 유사한 방법으로 나셀 유동을 제어한다는 의견을 듣고 적용성에 대해서 점검을 하기로 하였고 관련 시험을 수행하였다.

문제는 wingtip Fence 높이를 어떻게 결정하느냐인데, Mr. Hodder가 틸트로터기 개발 당시 풍동 및 비행시험을 통하여 주익의 상부에 위치할 fence의 높이는 주익 현(Chord) 방향의 25%에서 에어포일 두께에다 50%를 곱해서 일정한 높이를 유지하도록 하고, 주익 하부 부착될 fence 높이는 에어포일 두께의 25%로 fence를 만들었다는 의견에 따라 Fig. 2와 같은 wingtip fence를 제작하였다. Fig.3은 주익에 부착한 wingtip fence를 보여준다.

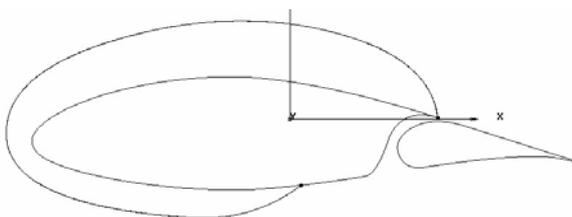


Fig. 2 Shape of wingtip fence

## 2. 풍동시험 모델 및 보정

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

성능 및 안정성 특성을 예측하기 위해 제작된 모델은 구성하는 부품들은 쉽게 장·탈착되도록 제작되었다. 풍동모델은 틸트로터의 파워 효과를 모사하는 시험 장치와 병행하여 시험을 하도록 제작되었는데, 파워 효과 시험 과정에서는 Fig. 4에서 나셀을 제거하고 나셀 위치에 파워 효과용 장치를 설치하도록 하였다.

스마트 무인기 모델의 주익 현(Chord) 길이는 320mm이고, 평균 유속은 50m/s(1,500Pa)로 유지하면서 수행을 하였는데, 이때의 레이놀즈수는 1.0x10<sup>6</sup>이다. 실제 스마트 무인기의 순항조건에서 레이놀즈수는 4.8x10<sup>6</sup>이다.



Fig. 3 The installed wingtip fence on model

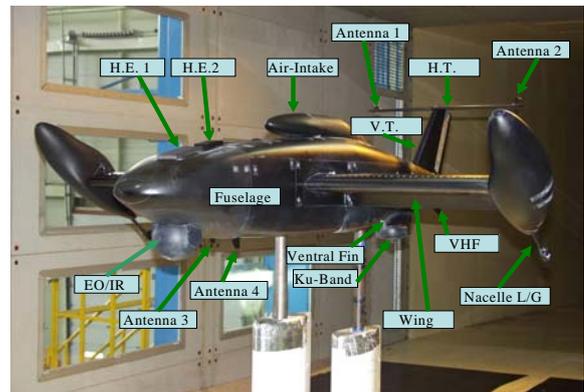


Fig. 4 Model components of SUAV

스마트 무인기 모델들은 두개의 지지부를 사용하여 피치각을 변경시키고 바닥판을 회전시켜 요우운동을 모사하며, 모델에 작용하는 힘과 모멘트는 시험부 하부에 위치한 외장형 풍동저울을 사용하여 측정을 하였다. 모델지지부와 페어링들에 의한 간섭 효과를 제거하기 위하여 외장형 풍동저울을 활용하여 힘과 모멘트를 측정하는 설비에서 활용하는 이미지 방법<sup>9)</sup>을 적용하였다.

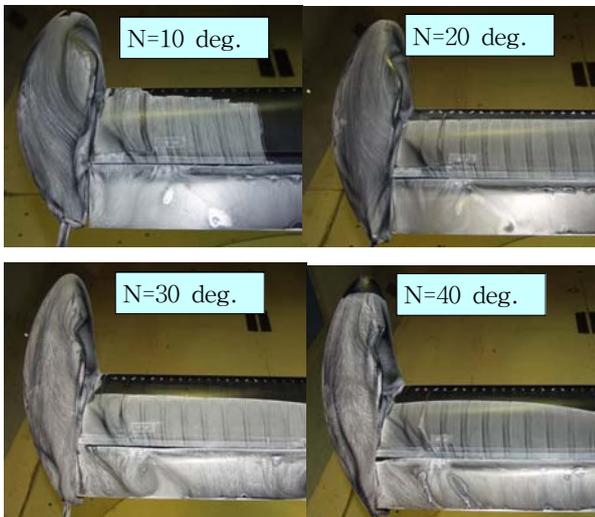
### 3. 풍동시험 결과

#### 3.1 유동가시화

주익 끝단에 wingtip fence를 부착하기 전에 나셀과 주익과 간섭 정도를 파악하기 위하여 모델 받음각과 나셀틸팅각을 0도부터 90도까지 변경해 가면서 유동장 특성을 파악하였다. Fig. 5부터 7은 베이비파우더와 등유를 1:3 비율로 섞어서 희석한 후에 붓으로 모델표면에 도포하여 모델표면 유동이 어떠한 특성을 가지는 지를 확인하기 위한 유동가시화 방법을 활용하였다.

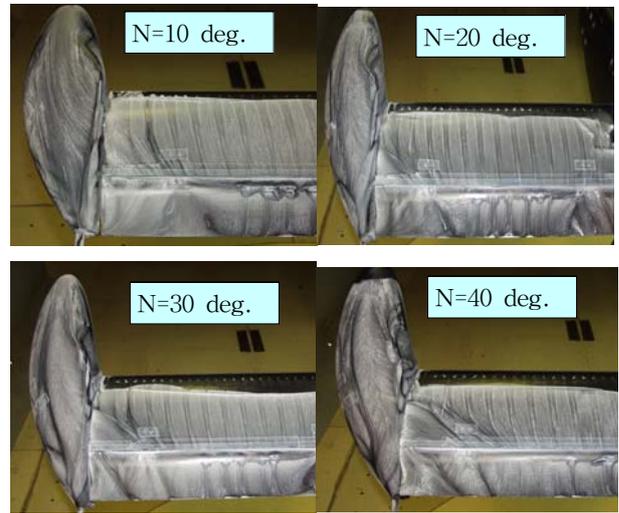
**Table 1** List of model geometric characteristic

| Model component           | length or area        |
|---------------------------|-----------------------|
| Wing Span without nacelle | 1,480 mm              |
| Wing Span with nacelle    | 1,720 mm              |
| Wing chord                | 320 mm                |
| Wing incidence            | 2 deg.                |
| ing reference area        | 0.512 m <sup>2</sup>  |
| Horizontal tail span      | 720 mm                |
| Horizontal tail area      | 0.1296 m <sup>2</sup> |
| Fuselage length           | 1,982 mm              |
| Rotor radius              | 573 mm                |

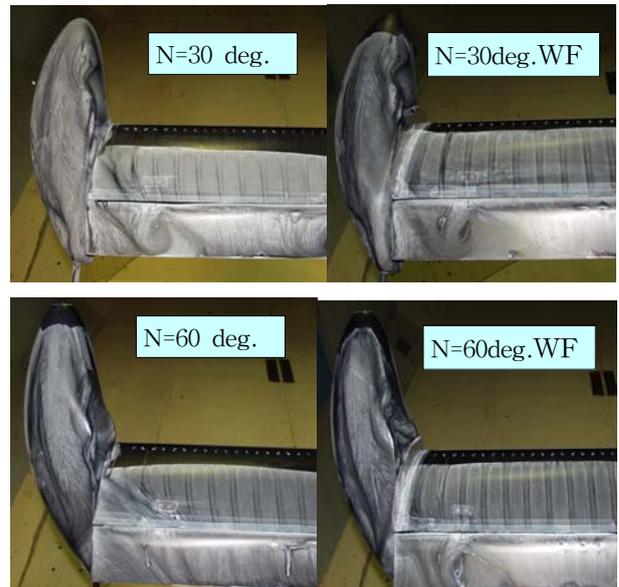


**Fig. 5** Flow visualization at AOA=0 deg.

Fig. 5와 6은 모델받음각을 0도와 8도로 고정시키고, 나셀 틸팅각도를 10, 20, 30, 40도로 변경시킨 후에 유동가시화 결과이다. Fig.5에서 받음각이 0도인 경우 나셀 틸팅각이 증가할수록 나셀에서 떨어져 나온 흐름이 주익의 안쪽으로 이동하는 경향을 보여준다. 그리고 플랩퍼론 표면으로도 나셀에서 박리된 유동이 지나감을 알수 있다. Fig. 6처럼 모델 받음각이 증가하는 경우(결과적으로 나셀이 유입되는 받음각이 증가됨.), 주익의 inboard쪽으로 밀려가는 나셀박리 영향이 증가하여 스마트 무인기가 천이하는 과정에서 필요로 하는 양력 생성을 저해한다.



**Fig. 6** Flow visualization at AOA=8 deg.



**Fig. 7** Flow visualization for installed wingtip fence

이처럼 나셀에서 떨어져 나온 박리된 유동이 주익으로 넘어와 공력계수 변화를 초래하는 간섭 효과를 줄이기 위하여, 주익 끝단에 부착한 wingtip fence의 효과는 먼저 나셀 틸팅각이 30도와 60도인 경우에 대해서 동일한 유동가시화 방법을 활용하여 타당성을 검증하였다.

Fig. 7은 주익 후방에 위치한 플랩퍼론의 변위각을 30도로 변경하여 wingtip fence 효과를 비교한 결과이다. 나셀 틸팅각이 30과 60도의 경우 wingtip fence가 없을 때, 주익 후방부와 플랩퍼론 부근의 유동장은 inboard쪽으로 꺾였으나, wingtip fence부착으로 항공기 동체 방향과 평행한 방향으로 변경이 되었다. 특히 나셀 틸팅각이 60도인 경우, wingtip fence에 의한 유동장 변화는 매우 큰 차이를 보여준다. 따라서 wingtip fence가 나셀 박리에 의한 주익 유동장 간섭을 줄일수 있는 장치임을 확인하였다.

다음 단계는 wingtip fence에 의한 유동장의 변화가 공력계수에 어떠한 영향을 주는 지를 확인하기 위하여, 모델 받음각과 요우각(Yaw)을 변경시켜 가면서 외장형 풍동저울을 활용하여 힘과 모멘트를 측정하였다.

3.2 힘과 모멘트 비교

wingtip fence 부착에 의한 효과 측정은 다양한 나셀 틸팅각 조건에 대해서 시험을 하였는데, 이 논문에서는 나셀 틸팅각이 0, 30, 60, 그리고 90도인 경우에 대해서만 정리하였다.

Fig. 8에서 나셀 틸팅각이 0도인 경우에 양력계수는 wingtip fence를 부착하면 받음각이 12도에 도달하기 전까지는 wingtip fence가 없을때가 양력계수가 크다. 그러나 12도 이후부터는 wingtip fence 부착에 의해서 나셀에서 박리된 유동이 주익으로 넘어오지 못하게 되므로 양력계수가 커진다. 나셀 틸팅각이 30도인 경우에는 받음각이 5도를 지난 이후부터 양력계수가 증가하고 있으며, 실속각인 14도 부근에서는 wingtip fence에 의해서 최대양력계수가 3% 이상 증가하였다.

wingtip fence 장착에 의한 양력계수 변화가 가장 큰 경우는 나셀 틸팅각이 60도인 경우이다. wingtip fence를 부착한 경우 받음각 -4도부터 13도까지인 선형구간의 데이터를 활용하여 1차식을 만들면, 양력계수 기울기는 기존 0.0606/deg.에서 0.0715/deg로 증가하였고, 실속각 근처인 14도에

서는 양력계수가 10% 이상 증가하였다. 또한 받음각이 0도에서 양력계수도 0.05 증가하는 결과를 보여준다.

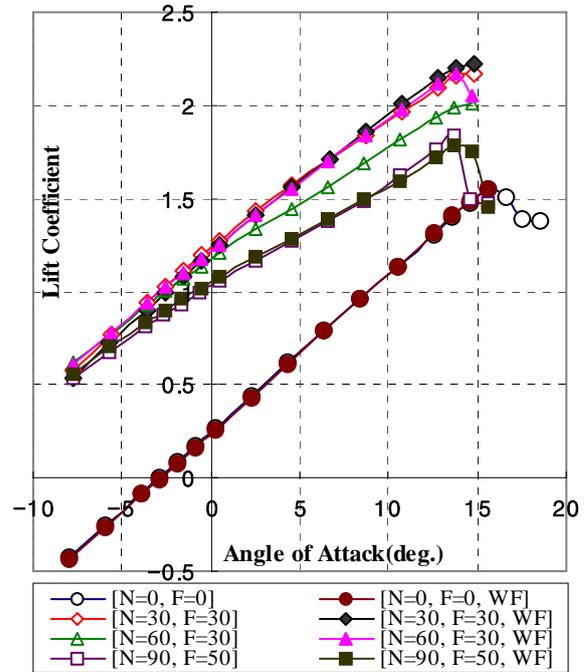


Fig. 8 Wingtip fence effect on Lift Coefficient

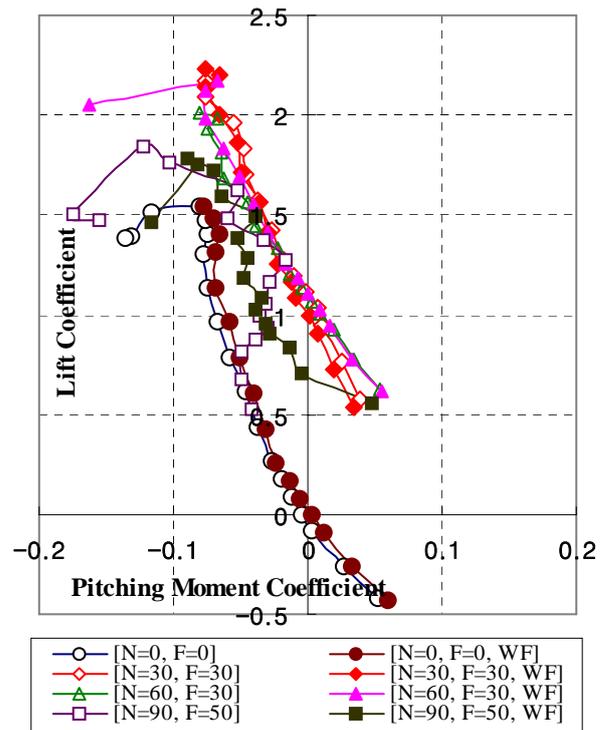


Fig. 9 Wingtip fence effect on Pitching moment

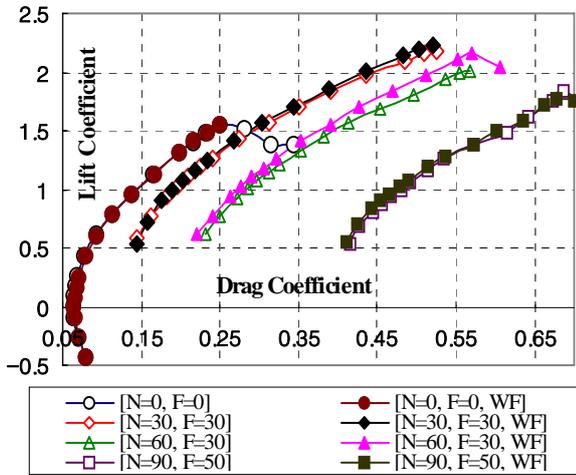


Fig. 10 Wingtip fence effect on drag-polar

Fig. 9는 피칭모멘트와 양력계수의 관계를 보여 주는데, 나셀 틸팅각이 0도와 60도인 경우에 기울기 변화는 미미하지만, 틸팅각이 30도 증가하면 wingtip fence에 의해서 negative 기울기가 증가하는 결과를 보여준다. 틸팅각이 90도에서는, wingtip fence가 없으면 양력계수는 증가하여도 피칭모멘트는 일정한 경향을 보이는데, wingtip fence를 부착함에 따라 양력계수와 피칭모멘트의 기울기가 안정적인 경향(negative 기울기)으로 변경되었다.

항력계수는 나셀 틸팅각이 0도인 순항모드에서는 wingtip fence를 부착하면 받음각이 -3도부터 3도까지만 항력계수가 최대 0.0011증가한다. 반면에 틸팅각이 30과 60도인 경우에는 항력계수가 감소하였는데, 틸팅각이 60도인 경우에는 Fig. 10에서 언급된 양력계수조건에서 0.01이상의 항력계수가 줄어들었다.

Fig. 11부터 13까지는 wingtip fence의 장착 효과를 확인하기 위하여 모델에 요우각을 주면서 측정한 결과들을 정리하였다. 요우각이 변경됨에 따라 나셀측면이 유동에 노출되는 면적이 증가하고 또한 나셀 틸팅각 증가에 의한 나셀로부터 유동박리가 증가하여 측력계수 효율성을 나타내는 기울기가 점차로 줄어든다. 동일한 나셀 틸팅각에 대해서 wingtip fence를 부착했을 때의 측력계수 차이는 미미하다.

방향안전성을 나타내는 요잉모멘트 결과가 Fig. 12에 있다. 요잉모멘트계수는 나셀 틸팅각과는 무관하게 안정적인 특성을 가지고 있는데, 90도

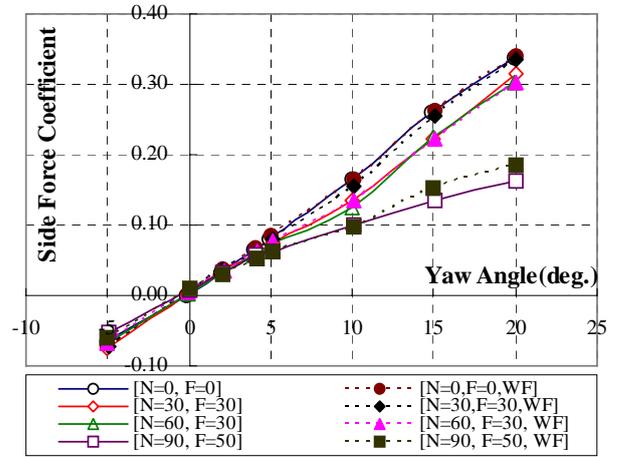


Fig. 11 Wingtip fence effect on side force

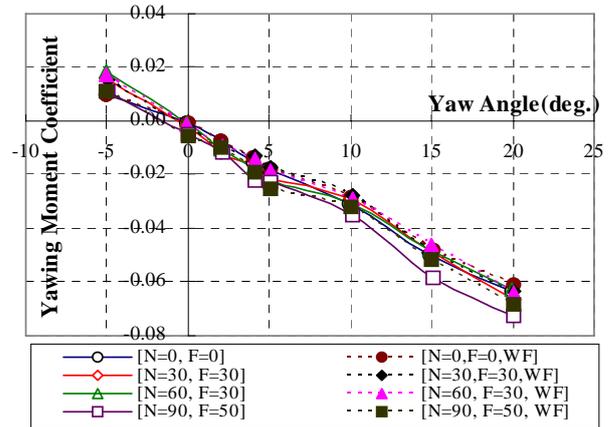


Fig. 12 Wingtip fence effect on Yawing Moment

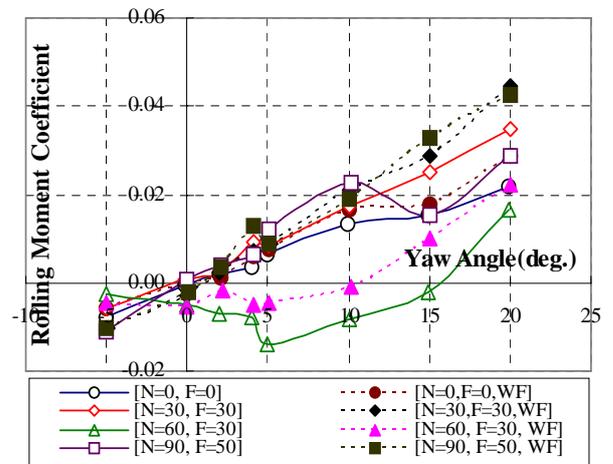


Fig. 13 Wingtip fence effect on Rolling Moment

의 경우 wingtip fence를 부착으로 인하여 기울기가 약간 증가한다.

롤링모멘트계수는 나셀 틸팅각에 따라 다양한 경향을 보여주는데, 60도의 경우는 wingtip fence 장착과 무관하게 특이한 경향을 보여준다. 나셀 틸팅각이 0도와 30도인 경우에는 wingtip fence를 부착하면 가로안정성계수가 증가하는 방향으로 작용을 하고, 틸팅각이 60도인 경우에는 불안정한 특성이 fence 부착에 의해서 안정적인 경향으로 변경되었다. 틸팅각이 90도인 경우에는 요우각 10도 이후에 갑자기 불안정한 롤링모멘트가 wingtip fence를 부착하여 안정적인 경향으로 돌아온다.

#### 4. 결 론

스마트 무인기의 풍동시험 과정에서는 나셀 틸팅각 증가에 의해서 발생하는 나셀 박리유동이 주익에 미치는 영향을 최소화하기 위하여 주익 끝단에 wingtip fence를 부착하였고, 유동가시화와 외장형 풍동저울을 이용하여 힘과 모멘트 측정으로 wingtip fence 효과를 검증하였다.

wingtip fence 부착효과는 나셀 틸팅각이 0과 30도의 경우에는 공력계수에 미미한 영향을 주지만, 나셀 틸팅각이 60도인 경우 양력계수 기울기와 최대양력계수는 기존보다 18%와 10% 증가하였고, 항력계수는 최소 0.01이상 감소가 되었다.

wingtip fence 효과는 나셀 틸팅각이 60도 이상일때 가로안정성을 확인하였는데, 60과 90도에서 불안정한 롤링모멘트 특성이 fence 부착으로 안정적인 바꾸는 역할을 한다. 반면에 측력과 방향안정성에는 큰 기여를 하지 못한다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)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) 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.

(4) Chung, J., Choi, S. and Cho, T., 2007, "Application of Vortex Generators on Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV)," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 31, No. 8, pp. 688~693.

(5) David Hodder, "d.hodder@att.net"

(6) 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.*

(7) 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.*

(8) 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.*

(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.