

< 논문 >

스마트 무인기 TR-S2 형상의 정적 풍동시험

정진덕[†] · 최성욱* · 조태환**

(2005년 2월 17일 접수, 2005년 5월 12일 심사완료)

Static Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-S2 Configuration

Chung Jindeog, Choi Sungwook and Cho Taehwan

Key Words: Wind Tunnel Testing(풍동시험), SUAV(스마트 무인기), High Lift Device(고양력 장치), Vortex Generator(와류발생기), Stability(안정성), Lift/Drag Ratio(양항비)

Abstract

To evaluate the aerodynamic efficiency of TR-S2 configuration designed by SUDC, wind tunnel tests of 40% scaled model were done in KARI LSWT. The aerodynamic characteristics of plain and Semi-Slotted Flaperon were compared, and vortex generators were installed to improve flow pattern along the wing surface. Effects of the control surface such as elevator, rudder, aileron, and incidence angle of horizontal tail are measured for various testing conditions. Test results showed that Semi-Slotted Flaperon produced more favorable lift, lift/drag, and stall margins and application of vortex generator would be best choice to enhance wing performance. Longitudinal, lateral and directional characteristics of TR-S2 were found to be stable for the pitch and yaw motions.

1. 서 론

주익 끝에 Tilt-rotor를 갖는 스마트무인기에 대한 연구가 계속되면서 TR(Tilt-rotor)-E1, TR-E2,⁽¹⁾ TR-E2S1, TR-S1, TR-S2 등과 같은 형상 발전이 이루어졌다. TR-E1은 Eagle Eye를 토대로 생성한 형상이고, TR-E2는 국제공동설계로 미국의 Bell Textron사에서 개발한 형상이다. TR-E2S1은 TR-S1으로 변경하는 과정에서 TR-E2와 공기역학적 특성을 비교하기 위하여, TR-E2 형상의 동체를 그대로 활용하면서 주익을 구성하는 에어포일을 NACA64621로 교체하였고, 꼬리날개를 U-자형에서 T-자형으로 변경하였다.

TR-S2 형상은 엔진과 조종면 크기 증가, 흡배

기구 형상 및 동체 내부시스템의 배치 변화, Tilt-rotor의 성능을 개량한 새로운 형태의 블레이드를 장착하였다. 확정된 TR-S2 형상의 성능 및 안정성 평가를 위한 공력계수를 획득하기 위하여 실기체의 40% 축소형 모델을 만들어 풍동시험을 수행하였다.

풍동시험에서는 동체에 부착되는 장착물들인 안테나(EO/IR, VHF), Ventral Fin, 공기흡입구를 추가해 가면서 시험을 하였고, 주익, 나셀, 꼬리날개 등을 더해가면서 이들에 의한 항력증가 및 공력특성을 측정하였다. 꼬리날개는 설치각을 바꿀수 있도록 제작하여 설치각 변화에 의한 공력 특성도 측정하였다. 또한 모델에는 플랩과 에이로런의 기능을 동시에 수행하는 Flaperon, 승강타와 러더 같은 조종면들의 설치각을 변경시켜 가면서 정적 공력계수들을 획득하였다.

이 논문에서는 주익 성능을 증진시키기 위해 부착한 와류생성기(Vortex Generator)의 효과, 주익 뒷전에 위치한 고양력장치인 Plain과 Semi-Slotted Flaperon의 특성 비교, 조종면 변화 효과, 나셀 경사각에 따른 공력특성 변화 등을 정리하였다.

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

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

* 한국항공우주연구원, 스마트무인기사업단

**한국항공우주연구원, 공력성능그룹

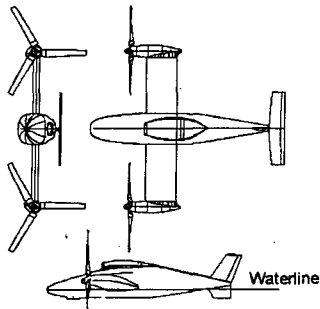


Fig. 1 General layout for TR-S2 configuration

2. 풍동시험 모델

미국에서는 Tilt-rotor 형상의 개발을 위해서 1/32⁽²⁾와 1/4⁽³⁾인 축소형모델에 대한 시험을 하였고, Acoustic 모델인 TRAM^(4,5)을 사용하여 운항 조건에 따른 성능, 공력 및 소음 특성을 측정하는 시험을 수행하였다.

TR-S2 형상의 축소형 모델 크기를 결정할 때는 이 모델을 사용하여 정적 상태와 향후에 Prop-rotor 효과를 모사하는 시험을 고려하여 실기체의 40%로 결정하였다.

Fig. 1은 TR-S2 스마트 무인기의 삼면도를 보여준다. 주의의 양쪽 끝단에는 나셀이 있는데, 이륙할 때는 나셀의 각도를 90도 이상 회전시켜 헬리콥터와 같은 호버링 상태를 재현한다. 무인기가 일정한 고도에 도달하면 나셀 각도를 초당 3도씩 바꾸는 천이모드를 지나면 나셀각이 0도에 도달하여 일반 항공기처럼 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 모델을 구성하는 각 부분을 결합한다. 모델에 작용하는 힘과 모멘트는 한국항공우주연구원중형아음속 풍동의 외장형 풍동저울을 사용하였는데, 모델의 회전축은 주의 Chord의 25%에 위치하였으며 받음각을 바꾸는 Pitch-rod는 500mm 하류쪽에 위치시켰다.

주의 평균 Chord의 5% 지점을 따라서는 높이 0.29mm 두께의 trip dot를 부착하였다. 수평꼬리날개와 동체에도 trip dot를 부착하였다. 시험 동압은 1,500Pa이었고, 이때의 레이놀즈수는 1×10^6 이다. 또한 모델의 주요치수는 Table 1에 정리하였다.

Table 1 Model geometric characteristics

Model Component	Length or Area
Wing Span W/O Nacelle	1,480 mm
Wing Span With Nacelle	1,720 mm
Wing Chord	320 mm
Wing Incidence	2 deg.
Wing Reference Area	0.512 m ²
Horizontal Tail Span	640 mm
Horizontal Tail Area	0.0941 m ²
Fuselage Length	1,982 mm
Rotor Radius	573 mm

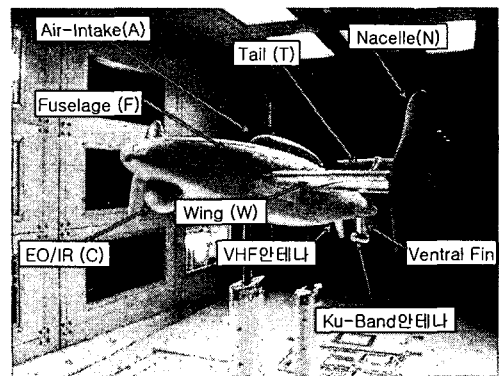


Fig. 2 Model in test section

Fig. 2에서 수평꼬리날개 설치각은 각도 조정용 블록을 삽입하여 -4, -2, 0, 2, 4도로 변경할 수 있고, 승강타 변위각은 브라켓을 사용하여 -20, -10, 0, 10, 20, 30도로 변경할 수 있다. 나셀의 설치각은 0도부터 100도까지 10도 간격으로 변경시켜 가면서, 경사각 각 변화에 따른 정적 공력계수의 변화를 측정할 수 있다. Ku-band 안테나는 초기에 동체 후방의 원통형 실린더 아래에 위치하도록 설계되었으나, CFD 해석을 통하여 항력증가를 최소화 하는 Ventral Fin 하부로 이동시켰다.

외장형 풍동저울을 사용하는 풍동시험에 있어서는 시험부를 지나는 유동의 흐름각 측정과 무인기 형상과는 무관하지만 유동에 노출되어 있는 외장형 풍동저울이 측정하는 Bayonet과 Pitch-rod에 의한 Tare 항력을 제거하기 위하여 이미지 방법을 활용해야 한다.^(6,7) 유동흐름각 측정을 위해서는, 동체+주의, 동체+주의+나셀, 그리고 전기체 형상에 대해서 측정한 결과를 사용하였다. Tare 항력은 위에서 제시한 형상에 대한 결과를 활용하여 측정된 결과를 보정하여, 모델의 힘과 모멘트를 구하였다.

3. 풍동시험 결과

40% 축소형 모델의 풍동시험은 다양한 모델 조건에 대해서 시험을 하였다. 시험 결과들은 먼저 측정된 데이터들의 신뢰성을 확인하기 위한 반복성 시험, 모델을 구성하는 부품을 추가해 가면서 측정한 시험, 와류생성기 장착 효과, Plain과 Semi-Slotted Flaperon 특성 비교시험, 조종면 변화 효과 그리고 나셀 경사각 효과 등에 대해서 정리하였다.

3.1 반복성 시험

측정 결과의 반복성을 확인하기 위하여 시험 도중에 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. 3은 네 가지 시험조건에 대해서 반복 시험한 결과중 양력계수와 받음각의 관계를 보여준다. 그림은 대부분 잘 일치하는 결과를 보여주는 데, 정확한 분석을 위하여 양력곡선의 선형 구간(4도부터 8도까지)에 대해서 일차식을 만들어 기울기와 받음각이 0도에서의 양력계수를 비교하였다.

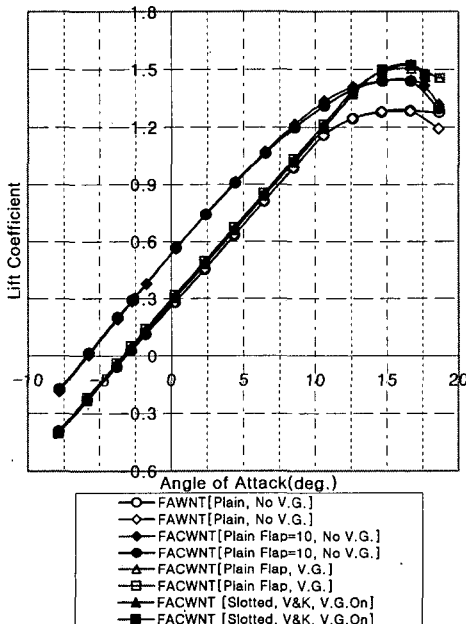


Fig. 3 Results of repeatability tests

기울기를 살펴보면, 조종면의 변화가 없는 clean형상에서는 기울기 차이는 0.0001/deg.이고 받음각 0도에서 양력계수값 차이는 0.004이다. Flaperon을 10도로 변경시킨 경우 기울기의 차이는 0.0016/deg.이고 받음각 0도에서는 양력계수는 무시할 수 있는 수준인 0.0001이다. Drag-polar는 최소항력계수 지점에서 약 0.001 정도의 차이를 보여주고 있어 신뢰할수 있는 수준의 반복성을 얻었다.

3.2 모델 구성품 추가효과

모델을 구성하는 부품들을 추가해 가면서 이들에 의한 공력계수 변화를 관찰하였다. 가장 간단한 형상인 동체 + 항력측정용 공기흡입구(FA)를 부착한 형상에서 시작하여, EO/IR 카메라 부착(FAC), 꼬리날개 부착(FACT), 동체 + 공기흡입구 + EO/IR카메라 + 주익 + 나셀(FACWN), 전기체(FACWNT)에 대해서 비교하였다.

Fig. 4는 모델 구성품을 추가하면서 양력계수가 변화하는 모습을 관찰하였다. 동체에 공기흡입구와 카메라를 부착한 경우 양력계수 차이는 없고, 꼬리날개의 부착으로 양력증가를 얻었으나 그 증가량은 미미하다. 나셀을 부착하면 span 증가효과를 유발하여 양력이 13.6% 증가하였다.

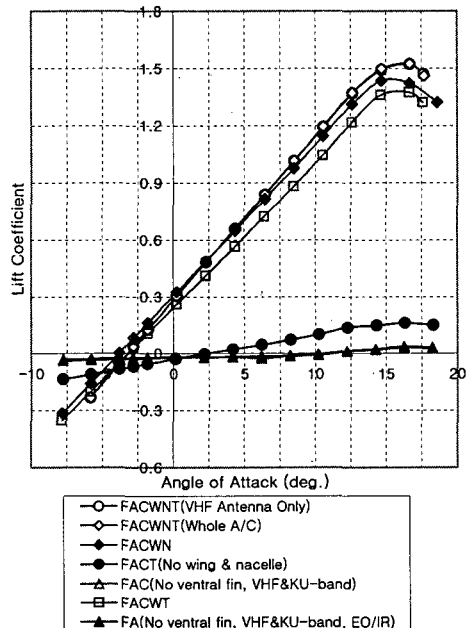


Fig. 4 Lift coefficient variations with model component build-up

Fig. 5에서 동체에 꼬리만 부착한 조건(FACT)은 적은 양력을 생성하지만, 모멘트 Arm이 길어서 피칭모멘트의 변화량이 매우 큰 것을 확인할 수 있다. 꼬리날개가 부착되지 않은 형상(FACWN)의 양력계수가 증가할수록 Nose-up 현상을 가지고 있다. 나셀이 없는 조건(FACWT)은 동일한 양력계수 상태에서 전기체보다 큰 Nose-down 경향을 보이고 있다.

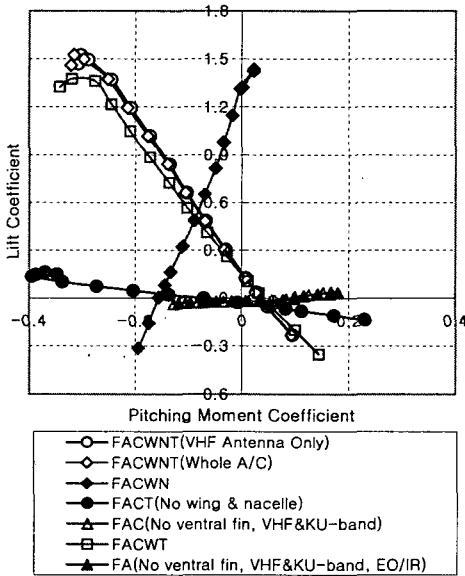


Fig. 5 Pitching moment coefficient variations with model component build-up

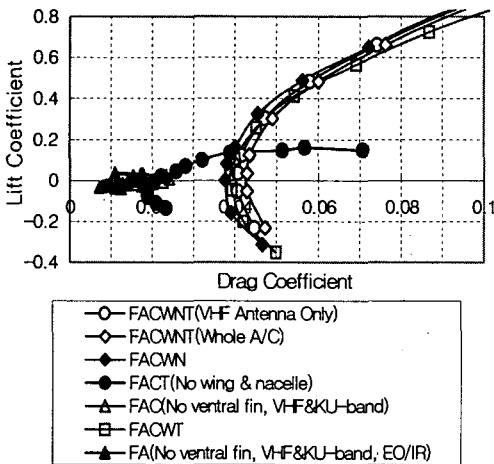


Fig. 6 Drag-polar variations with model components build-up

Fig. 6은 모델을 구성하는 부품들을 더해가면서 항력이 어떠한 경향을 보이면서 증가하고 있는지를 보여준다. 꼬리날개를 장착한 경우(FACWT)의 항력계수는 나셀을 장착한 경우(FACWN)보다 항력계수가 0.0053증가한다는 결과를 확인하였다.

3.3 Vortex Generator 장착 효과

모델 설치 이후에 oil을 이용한 유동가시화 시험을 하였다. Fig. 7의 왼쪽 그림은 와류생성기를 부착하지 않았으며 나셀과 주익 끝단사이는 개방되어 있어 유동 교란이 발생한다. 오른쪽 그림은 나셀과 주익 끝단사이의 Gap을 주익 날개를 연장한 형태로 제작하여 나셀에 부착하였고, 주익 Chord의 15% 지점에 와류생성기를 부착한 경우인데, 왼쪽 그림과 비교하여 Streamline이 Flaperon 까지 연장되었음을 확인할 수 있다.

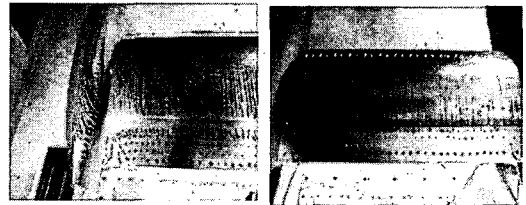


Fig. 7 Flow visualization on wing surface

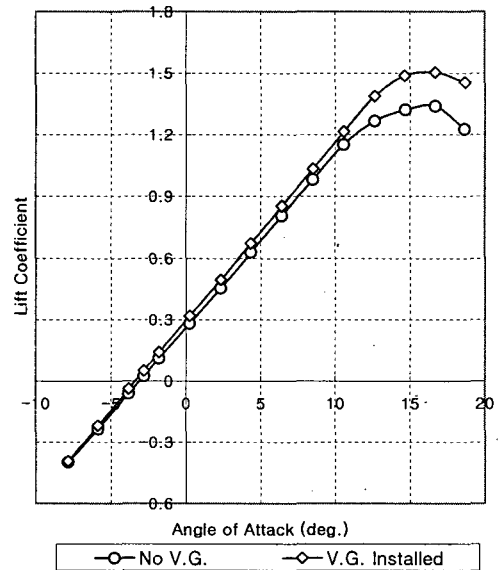


Fig. 8 Vortex Generator effects

Fig. 8은 Clean 형상에 와류생성기의 장탈착효과를 비교한 결과를 보여준다. 와류생성기를 주익의 Upper 표면에 부착한 경우에는, 양력계수의 기울기가 0.0843/deg.에서 0.087/deg로 증가하였고 실속각도에서 최대양력계수가 0.165 증가하였다. 따라서 와류생성기를 부착하면 스마트 무인기는 좀더 많은 실속여유를 가지고 운용할수 있는 이점을 제공한다. 앞으로 보여줄 모든 데이터들은 주익에 와류생성기를 부착한 상태에서 시험한 결과들이다.

3.4 Plain과 Semi-Slotted Flaperon 비교

40% 축소형 모델 풍동시험에서는 두 가지 형태의 고양력장치의 성능을 비교하였다. 첫 번째는 Plain Flaperon 형태로 Flaperon이 임의의 변위각을 가지면 Flaperon의 앞전과 주익의 Cove 사이에 유동 흐름이 없고, Flaperon 윗면에서 심한 박리가 발생함을 유동가시화로 확인하였다. 이를 개선하기 위한 방안으로 Flaperon의 회전 위치를 Plain Flaperon보다 후류방향으로 이동시키고 Flaperon의 앞전 형상을 수정한 Semi-Slotted Flaperon 개념을 스마트 사업단에서 제시하였다. 이 개념을 채택하기 이전에 Fluent를 이용한 3차원 해석을 수행하고, Plain Flaperon보다 좋은 양력 및 항력특성을 가지고 있음을 확인하고 모델을 제작하여 시험을 하였다.

Flaperon 변위각이 0도인 경우를 제외하고, Flaperon 변위각이 10도 이상인 조건에서는 Semi-Slotted Flaperon이 높은 양력계수를 가지고 있다. Fig. 9에서 Flaperon의 변위각이 10, 20, 30도로 증가할수록 받음각=0에서 양력계수는 Plain보다 0.099, 0.185, 0.242씩 증가하고, 기울기 증가량은 13.6%, 12.4% 그리고 8%이다. 이처럼 Semi-Slotted Flaperon 개념을 도입하면, 낮은 받음각 영역에서도 운용에 필요한 양력을 생성할수 있고, 항력계수도 상대적으로 줄어들어 높은 양항비를 얻을수 있다. Fig. 10에서는 Flaperon의 변위각이 클수록 Long Endurance의 효율을 말해주는 양항비가 크게 증가하였음을 알 수 있다.

특히 사업단에서는 무인기가 원하는 지역에 도달하여 정찰 임무를 수행할 때는, Flaperon의 변위각을 10도 정도로 변경하여 운항할 예정이므로 이 경우에는 Plain Flaperon보다 9.1%의 높은 효율을 보장한다.

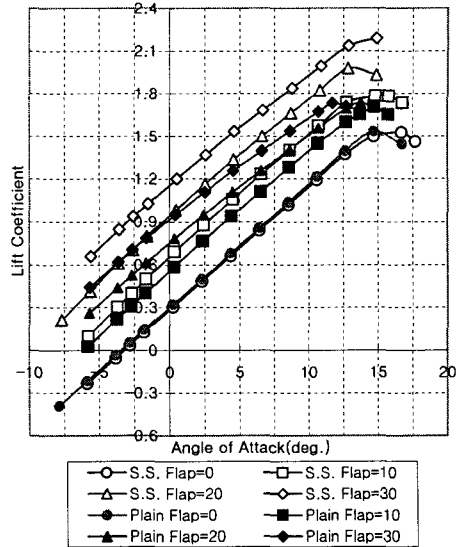


Fig. 9 Lift coefficient variations for plain and Semi-Slotted Flaperon

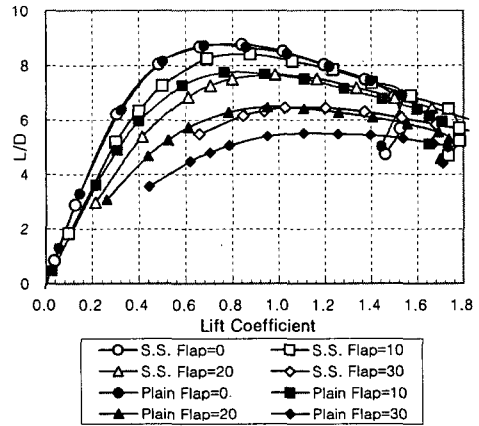


Fig. 10 Lift/Drage variations for plain and Semi-Slotted Flaperon

3.5 조종면 변화 효과

수평꼬리날개에 설치각과 승강타 변위각을 바꾸면서 측정한 결과와 모델에 요우 운동을 주면서 가로 및 방향안정성을 측정한 결과를 정리하였다. 수평꼬리날개의 설치각 변화는 수직꼬리날개 끝단에 Insert를 활용하여 -4도부터 4도까지 2도 간격으로 바꾸었으며, 승강타 변위각도 변화시키면서 측정을 하였다.

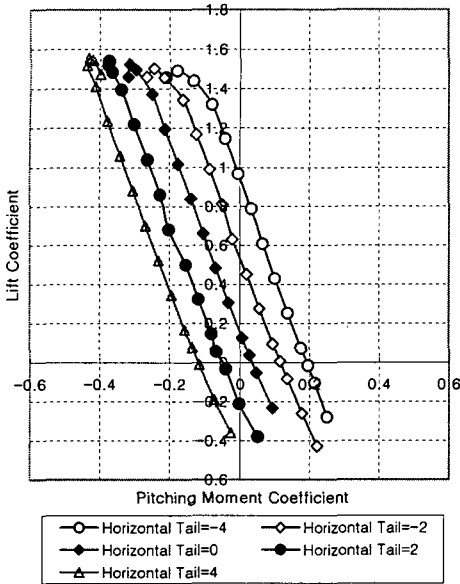


Fig. 11 Effectiveness of horizontal tail incidences

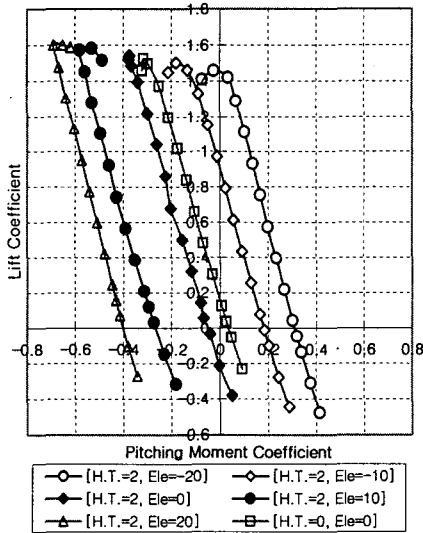


Fig. 12 Results of elevator deflections

수평꼬리날개의 설치각 변화에 의한 피칭모멘트와 양력계수와의 관계가 Fig. 11에 있다. 설치각이 증가할수록 스마트 무인기는 Nose-down 경향이 커지고 있다. 설치각 변화에 의한 피칭모멘트 기울기와 변화량은 매우 일정한 경향을 보여주고 있다. Fig. 9에서 Flaperon 변위각과 받음각이 0도인 경우에는 양력계수가 0.3을 유지하고 있는데, 수평꼬리날개 설치각이 "negative"인 경우

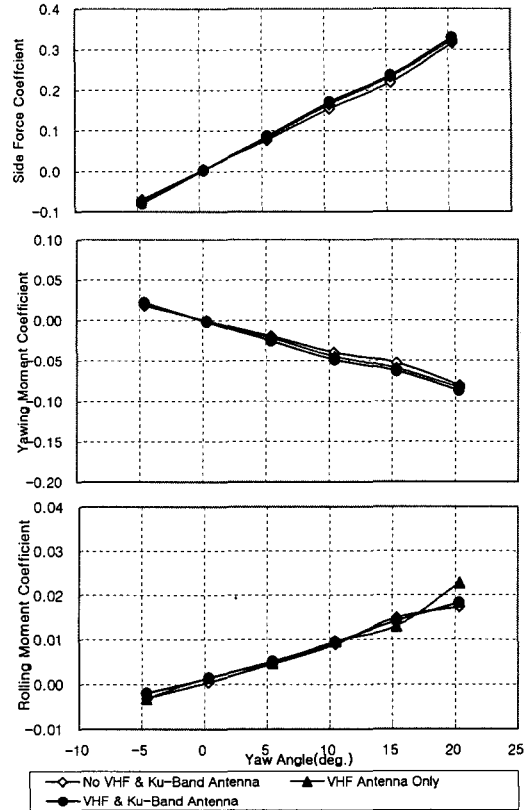


Fig. 13 Results of yaw runs

에는 모두 nose-up 현상을 보여주고 있다.

Fig. 12는 수평꼬리날개의 설치각을 2도로 고정된 상태에서 승강타의 변위각을 바꾸면서 측정된 결과이다. 승강타 변위각이 ±10도인 경우는 변위각 0도와 대칭성을 갖는 경향을 보이고 있으나, 변위각이 커질수록 수평꼬리날개에서 박리가 빨리 발생하여 양력이 감소하고 따라서 피칭모멘트의 변화량도 감소하고 있다.

Fig. 13은 Flaperon의 설치각을 0도로 고정된 상태에서 VHF와 Ku-Band 안테나의 장탈착에 의한 효과를 측정하기 위해 모델에 요우 운동을 주면서 측정된 결과이다. 부착되는 안테나들이 수가 증가할수록 유동에 노출되는 면적이 증가하여, 축력계수가 증가하고 있으나 전반적인 경향성에는 큰 변화가 없다. 요잉모멘트는 요우각이 증가할수록 감소하는 경향을 보여 안정적인 방향안정성을 보여주고 있으며, 롤링모멘트는 요우각과 동일한 경향으로 증가하여 세로안정성을 갖는다.

3.6 나셀 경사각 효과

나셀의 설치각 변화에 의한 정적 공력특성을 측정하였다. Fig. 14는 경사각이 증가할수록 나셀에서 발생한 박리의 영향이 주익에 영향을 주어 최대양력계수가 서서히 감소하고 있으며, 기울기 또한 감소하는 경향을 보여준다.

항력계수는 경사각이 증가할수록 커지는 경향(Fig. 15)을 보여주는데, 특히 경사각이 40도를 넘어서면 그 증가폭이 커짐을 보여준다. 경사각이 70도를 넘는 경우는 모델에 심한 진동이 발생하여 모델의 받음각 범위를 제한하여 시험을 하였다.

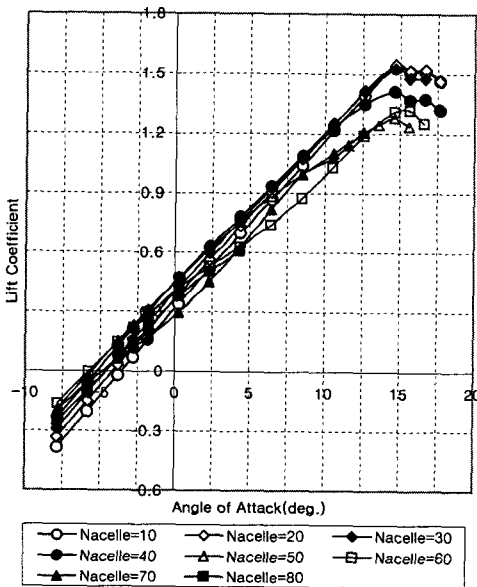


Fig. 14 Lift coefficients with Nacelle tilting

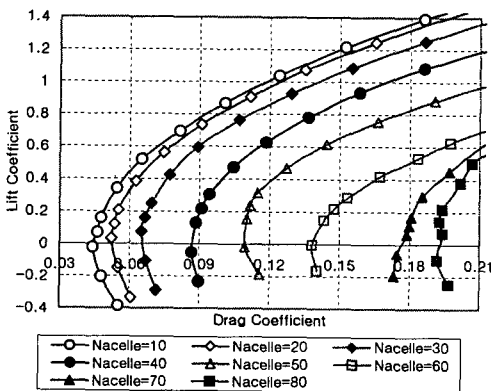


Fig. 15 Drag-polar with Nacelle tilting

4. 결론

스마트 무인기의 40% 축소형 모델을 제작하여 항우연 중형아음속 풍동에서 정적 조건에 대한 풍동시험을 수행하였다. 시험에서는 모델 Component build-up에 의한 공력계수 변화, 주익의 성능을 향상시키기 위한 방안으로 와류생성기를 부착하였으며, 고양력장치인 Plain과 Semi-Slotted Flaperon의 공력특성 비교, 조종면 변경과 나셀 경사각 변화에 의한 공력특성을 측정하였다.

스마트 무인기의 고양력장치로 고려중인 Semi-Slotted와 Plain Flaperon의 성능을 비교하였는데, Semi-Slotted Flaperon은 변위각이 증가할수록 효과가 탁월함을 확인하였다. 변위각이 10도인 경우 양향비와 최대양력계수가 Plain 형식보다 각각 10%와 6% 증가하였다.

주익에서 발생하는 유동 박리를 지연시키기 위하여 와류생성기를 40mm 간격으로 주익의 15% Chordline을 따라 부착하였다. 와류생성기 부착 이후 동일한 받음각에서 최대양력계수는 12% 이상 향상되는 효과를 얻었다.

수평꼬리날개의 설치각과 승강타의 변위각을 동시에 바꾸면서 시험을 수행하여 정적 상태에서 스마트 무인기 Trim에 필요한 조건과 세로안정성을 검증하였다. 또한 모델의 요우각 변화를 주면서 시험을 하여 세로 및 방향안정성을 확인하였다.

후기

이 연구(논문)은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 사업(스마트무인기기술개발사업단)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," *Tran. of the KSME(B)*, Vol 29, No. 1, pp. 35-45.
- (2) 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.
- (3) 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.
- (4) 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.
- (5) Johnson, W., 2002, "Influence on Wake Models on Calculated TiltRotor Aerodynamics," AHS International Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference, January 23-25.
- (6) 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.
- (7) 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.