

< 논문 >

스마트 무인기에 부착한 Vortex Generator 효과

정진덕[†] · 최성욱* · 조태환**

(2007년 3월 20일 접수, 2007년 7월 9일 심사완료)

Application of Vortex Generators on Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV)

Chung Jindeog, Choi Sungwook and Cho Taewhan

Key Words: Wind Tunnel Testing(풍동시험), SUAV(스마트 무인기), Vortex Generator(와류발생장치), Drag-to-Lift Ratio(양항비), Lift Coefficient(양력계수)

Abstract

To improve aerodynamic efficiency of the Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV), vortex generator was applied along the wing upper surface during SUAV tests. Vortex generator, initially used in TR-S2 configuration to enhance lift characteristic, increased lift coefficient. Meanwhile vortex generator produced excessive drag and eventually reduced lift-to-drag ratio. To examine the effect of vortex generator's height, three different heights of vortex generator were used for various SUAV configuration. Vortex generator of 3mm height used in TR-S4 configuration produced 3.1% increase in maximum lift coefficient and 1.5% reduction in lift-to-drag ratio.

1. 서론

한국항공우주연구원에서 개발중인 신개념 비행체인 스마트 무인기는 주의 끝단에 틸트로터를 갖는 비행체로 이륙시에는 틸트로터를 헬리콥터와 동일한 형태로 작동시켜서 원하는 고도까지 상승한 이후에 틸트로터의 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 주의 설치각을 찾기 위한 시험들을 12% 축소형 모델을 사용하여 수행하였다. 시험 결과를 토대로 수평꼬리날개는 T-tail로 결정하였고, 주의 설치각도 1도로 고정하였다.^(1,2)

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

항공기 개발이 진행됨에 따라 형상도 계속해서 변경되어 TR-S5 형상까지 발전되었다. TR-S4⁽⁵⁾는 TR-S2와 비교하여 제자리 비행 (Hovering) 조건에서 안정성을 확보하기 위하여 주의 위치를 후류 방향으로 100mm 이동시켰고, 주의 끝단에 부착된 기존 나셀 형상은 나셀 틸팅 과정에서 필요한 actuator를 장착하기 위하여 Fig. 1과 같이 곡률변화가 큰 형상으로 변경되었다.

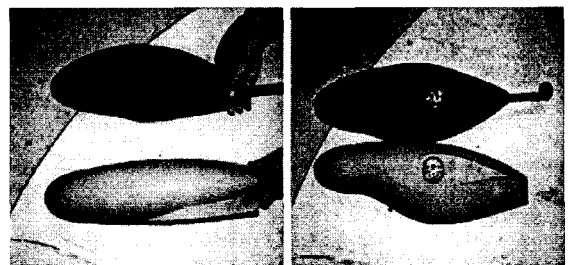


Fig. 1 Modified nacelle configuration

[†] 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원, 세부계통팀

E-mail : jdchung@kari.re.kr

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

* 한국항공우주연구원, 스마트무인기사업단

** 한국항공우주연구원, 공력성능그룹

스마트 무인기 TR-S2 모델 풍동시험 과정에서는 유동가시화와 6-분력 시험을 통하여 주의 표면의 유동장 형태와 공력계수를 측정하였다. 측정결과 양력계수는 스마트 사업단에서 예상하는 받음각에서 최대양력계수를 확보할수 없다는 결론에 도달하여, 이를 증진시키기 위하여 vortex generator를 사용하였다. vortex generator의 부착하기 위하여 설치위치와 설치각도는 유동가시화와 힘 측정 시험을 통하여 결정하였다.

초기에 사용한 vortex generator 모양이 Fig. 2에 있는데, TR-S2형상에 사용한 vortex generator의 높이는 5mm와 10mm 이었고, 설치는 Fig. 2의 넓은 접촉면에 접착제를 바른 후에 주익에 부착하였다. vortex generator를 부착하여 측정한 결과 실속각도 근처에서 최대양력계수는 12% 증가하였으나, 반면에 항력계수도 증가하여 결과적으로는 항공기 전체의 양항비는 vortex generator를 사용하지 않은 경우와 동일한 결과를 얻었다. 따라서 원하는 수준의 양력계수 증가를 얻으면서 양항비의 감소를 최소로 하는 vortex generator 선정이 중요하다.

이 논문에서는 스마트 무인기의 형상이 TR-S2(T-자형)부터 TR-S5(L-자형)로 변경되는 과정에서 사용하였던 다양한 높이(3, 5, 10mm)를 갖는 vortex generator를 주의 양력면에 부착한 결과를 정리하였다. vortex generator의 부착은 특히 Flaperon 변위각이 0도인 Clean 형상과 스마트 무인기가 장기 체공시에 적용하는 Flaperon 변위각 10도인 경우에 대해서 중점적으로 그 결과를 비교하였다. 또한 vortex generator에 의한 최대양력계수의 변화와 양항비에 미치는 영향도 비교하였다.

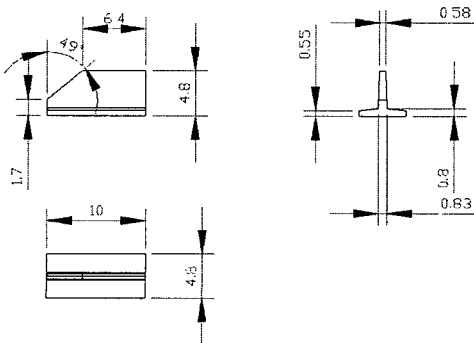


Fig. 2 Shape of vortex generator used TR-S2

2. 풍동시험 모델 및 보정

미국의 경우 틸트로터 형상의 개발을 위해서 NASA Ames의 7 x 10ft와 40 x 80ft 풍동설비에서 1/32⁽⁶⁾와 1/4⁽⁷⁾인 축소형모델에 대한 시험을 하였고, Tilt-rotor Aeroacoustic Model 모델인 TRAM^(8,9)을 사용하여 운항 조건에 따른 성능, 공력 및 소음 특성을 측정하는 시험을 수행하였다.

성능 및 안정성 특성을 예측하기 위해 제작된 TR-S4형상은 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 틸트로터의 파워 효과를 모사하는 시험 장치와 병행하여 시험을 하도록 제작되었는데, 파워 효과 시험 과정에서는 나셀을 제거하고 나셀 위치에 파워 효과용 장치를 설치하도록 하였다.

스마트 무인기 모델의 주의 현(Chord) 길이는 320mm이고, 평균 유속은 50m/s(1,500Pa)로 유지하면서 수행을 하였는데, 이때의 레이놀즈수는 1.0x10⁶이다. 실제 스마트 무인기의 순항조건에서 레이놀즈수는 4.8x10⁶이다.

제작된 TR-S4 형상 모델은 틸트로터의 파워 효과를 모사하는 시험 장치와 병행하여 시험을 하도록 제작되었는데, 파워 효과 시험 과정에서는 Fig. 3의 나셀을 제거하고 나셀 위치에 파워 효과용 장치를 설치하도록 하였다. 주의 끝단에는 나셀이 회전하는 동안에 나셀을 떨어져 나온 유동이 주의 양력면에 영향을 주어 갑작스럽게 양력계수가 감소하는 현상을 방지하기 위하여 Wing Fence를 부착하였다.

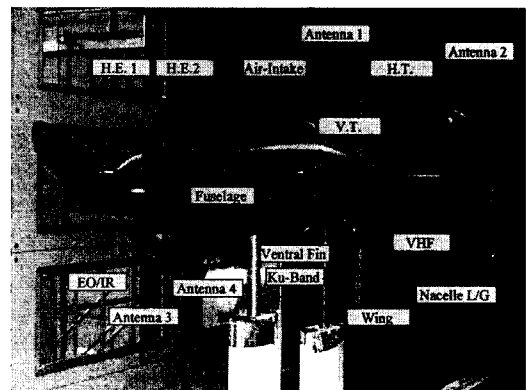


Fig. 3 Model components of TR-S4

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.
Wing reference area	0.512 m ²
Horizontal tail span	720 mm
Horizontal tail Area	0.1296 m ²
Fuselage Length	1,982 mm
Rotor radius	573 mm

스마트 무인기 모델들은 두개의 지지부를 사용하여 고정을 하였고, 모델에 작용하는 힘과 모멘트는 시험부 하부에 위치한 외장형 풍동저울을 사용하여 측정을 하였다. 모델지지부들에 의한 간섭 효과를 제거하기 위하여 외장형 풍동저울을 활용하여 힘과 모멘트를 측정하는 설비에서 활용하는 이미지 방법^(10,11)을 적용하였다.

3. 풍동시험 결과

3.1 준비과정

TR-S2 스마트 무인기에 사용된 고양력장치는 Plain Flaperon(PF) 형식을 사용하였는데, 체공(loitering) 상태에서 원하는 수준의 양항비를 생성하지 못하였다. 이 문제를 해결하기 위하여 고양력장치 방식을 semi-slotted Flaperon으로 변경하였다. 이 방식은 적용한 시험에서는 Flaperon 변위각을 10도와 20도로 바꾸어서 PF와 비교하였는데, 양력계수의 기울기가 선형구간에서 13.6%와 12.4% 증가하는 결과를 얻었고 받음각 0도에서 양력계수는 각각 0.01과 0.185씩 증가하였다. 그러나 이러한 증가분은 스마트 사업단에서 원하는 수준을 만족하지 못하였다.

다양한 원인을 분석한 결과 현재 사용하는 에어포일(NACA64621)은 두께비가 21%로, 이로 인하여 낮은 받음각에서도 유동 박리가 조기에 발생한다는 결과를 유동가시화 시험으로 확인하였다. 이를 제어하기 위한 유동제어 장치에 대한 검토를 수행하였다. 스마트 무인기와 유사한 형태를 갖는 V-22 Osprey도 주익 내부로 나셀까지 동력전달 장치가 지나가야 하므로 스마트 무인기와 동일한 두께비를 갖는 에어포일로 만들어졌고, 주익에는 vortex generator를 부착한 사실을 감안하여 vortex generator를 활용한 유동제어의 가능성을 풍동시험을 통하여 검증하기로 하였다.

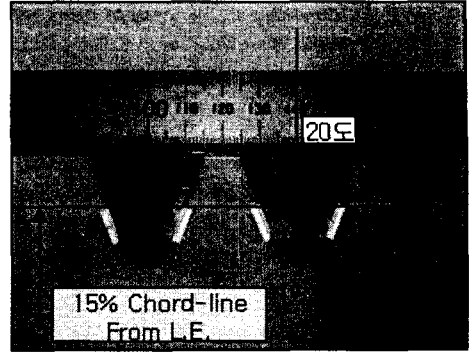


Fig. 4 Vortex generator installation tool

이를 위해 높이 10mm인 vortex generator를 처음으로 적용하는 과정에서는, inflow에 대한 vortex generator 설치각과 주익에 부착 위치를 변경해 가면서 유동가시화 시험으로 확인하였다. 시험 결과 Inflow에 대해서 20도를 유지하는 것이 가장 왕성한 mixing을 생성하여 결과적으로 주익의 suction면을 지난 유동이 Flaperon까지 연장되는 현상을 확인하였다.

vortex generator의 부착위치는 주익의 앞전으로부터 15% 후방에 설치하였으며, vortex generator의 끝단은 Fig. 4처럼 15% chord와 일치하도록 접착제를 사용하여 부착하였다. 설치 과정에서는 정확한 Inflow 각도를 유지하기 위하여 금속제 template를 기준선에 고정시키고 vortex generator의 설치 위치를 표시한 이후에 부착을 하였다.

vortex generator의 설치 간격은 15% 중심선에서 동일한 inflow 각을 갖는 vortex generator들이 40mm 간격을 유지하도록 하였다. 다시 말하면 inflow각에 대해서 20도 각도를 갖는 vortex generator는 기준선을 중심으로 20mm씩 떨어져 있다.

3.2 Vortex generator 부착 효과

vortex generator를 부착한 결과들은 TR-S2 형상에서 PF 변위각을 10도로 고정하고 높이 5mm와 10mm인 vortex generator를 부착한 결과를 정리하였다. TR-S4형상에서는 Semi-slotted Flaperon 변위각을 0도로 고정된 상태에서 3mm와 5mm vortex generator 부착한 효과, 그리고 TR-S5 형상에서는 Semi-slotted Flaperon 변위각을 10도로 변경한 이후에 3mm 높이를 갖는 vortex generator를 부착하였다. 세 가지 형상에서의 양력계수, 양항비, 피

칭모멘트계수들의 변화를 비교하였다. 앞으로 언급될 그림들에서 "PF"와 "SF"로 표기된 것은 Plain과 Semi-slotted Flaperon을 나타낸다.

Fig. 5는 다양한 높이를 갖는 vortex generator에 의해서 양력계수가 어떻게 변화 하였는지를 보여 준다. Fig. 5안에 있는 시험조건인 S2[PF(10), 10mm VG]는 TR-S2 형상에서 PF의 변위각을 10도로 하고, 높이가 10mm인 vortex generator를 사용한 시험 결과를 나타낸다.

vortex generator를 장착한 경우 양력계수의 기울기는 큰 증가를 보여주고 있으며, Clean 형상 측정 결과에도 vortex generator 효과는 존재하지만 Flaperon 변위각이 10도인 경우와 비교하면 매우 적다. 그리고 Clean 형상에서는 최대양력계수를 생성하는 실속 각도는 vortex generator의 적용과는 무관하게 일정한 결과를 보여준다.

TR-S2 형상에서 5mm와 10mm 높이의 vortex generator를 사용한 경우에는 최대양력계수가 각각 18%와 23% 증가하였다. Clean 형상에 대해서 시험한 TR-S4 형상은 선형 양력계수 구간에서는 유사한 기울기를 가지고 있으나, 받음각이 0도인 경우 3mm와 5mm vortex generator를 부착할 때 양력계수는 vortex generator가 없는 경우보다 0.02 정도 높은값을 갖는다.

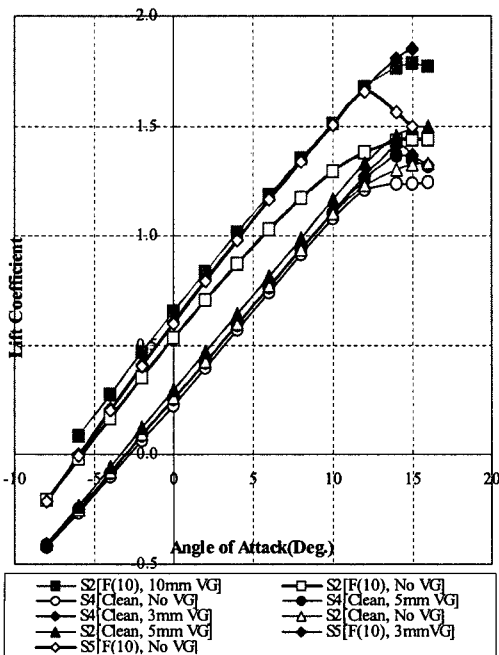


Fig. 5 Vortex generator effect on lift coefficient

Flaperon 변위각이 10도인 TR-S2와 TR-S5의 양력계수 변화는 clean 형상과는 다른 경향을 보여 준다. TR-S5는 Semi-slotted Flaperon이므로 받음각이 증가하여도, 주익의 뒷전과 Flaperon 사이의 공간으로 흐름이 생성되어 실속을 지연하는 효과를 보여준다. 받음각이 계속해서 증가함에 따라 박리 현상이 주익의 앞전으로 이동하는데, vortex generator부착에 의한 추가 운동에너지가 경계층안으로 유입되어 유동장을 안정시키는 역할을 하여 실속 각도가 지연된다. 반면에 PF를 사용한 TR-S2 형상에서는 고양력 장치의 gap과 overlap에 의한 효과보다 vortex generator에 의한 효과만을 보여준다.

TR-S5 형상에서 3mm 높이의 vortex generator를 부착한 경우는, 양력계수 기울기는 변화가 없고, 실속각도는 12도에서 15도로 변경되었다. 이 결과의 타당성을 검증하기 위하여 추가적인 반복 시험을 수행하였는데, 선형구간에서 기울기 차이는 무시할 수준인 0.0006/deg.를 보였다.

Fig. 6은 vortex generator 높이에 따라 항력계수가 어떻게 변화 하였는지를 보여 주는데, 전체적인 항력계수는 vortex generator 높이에 따라 증가하고 있다. Flaperon 변위각이 10도인 TR-S2 형상에서는 vortex generator를 장착하면 받음각이 증가할수록 항력계수 증가분이 점점 커지는 경향

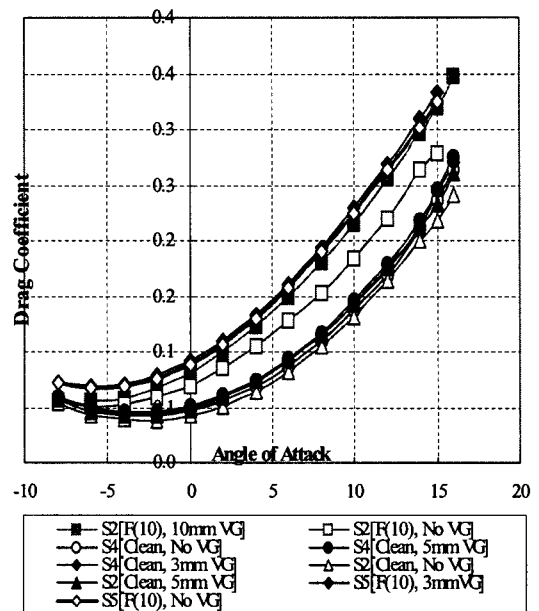


Fig. 6 Effect of vortex generator on drag coefficient

을 보여준다. 그러나 TR-S5 형상에서 3mm 높이의 vortex generator를 부착한 경우는 상대적으로 항력계수의 증가분이 크지 않다.

vortex generator에 의한 항력계수 증가를 면밀히 검토하기 위하여 양력계수가 0과 1인 범위에서 측정된 결과들을 활용하여 2-차식을 생성하였고, 동일한 형상 조건에서 vortex generator의 부착에 의한 항력계수 증분량들이 Fig. 7에 보여준다. 예로 S2[5mm-No]는 TR-S2 형상에 5mm 높이의 vortex generator를 부착한 항력계수에서 vortex generator가 없는 형상의 항력계수를 빼준 결과이다.

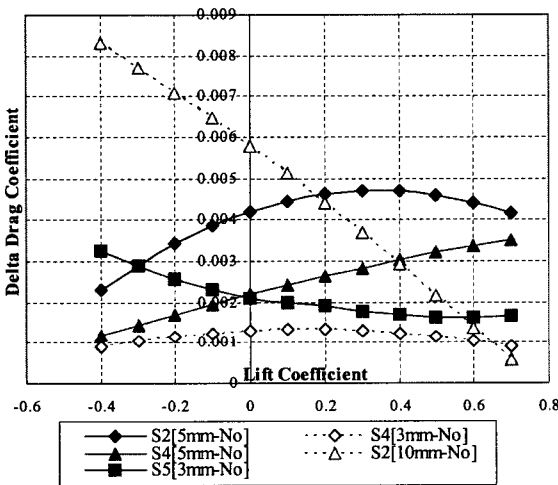


Fig. 7 Drag-polar variations with model components build-up

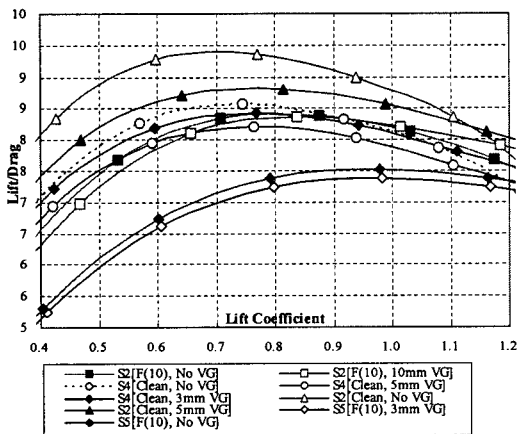


Fig. 8 Lift-to-drag variation for various horizontal tail incidences

TR-S2와 TR-S4 형상에서 vortex generator의 높이가 높을수록 항력계수의 증가분이 양력계수와 같이 증가하는 결과를 보여준다. 반면에 3mm 높이의 vortex generator를 부착한 TR-S4와 TR-S5 형상은, 5mm와 10mm 경우와 비교하여 항력계수의 증가폭이 매우 줄어들었다. 두 가지 조건에서 TR-S5 형상이 더 큰 항력계수를 가지는 이유는 주익과 동체가 만나는 지점에서 발생하는 유동 박리를 제거하기 위하여 높이가 10mm인 vortex generator를 한 쌍을 추가로 부착하였기 때문이다.

vortex generator의 성능을 예측하기 위하여, 각각의 형상별로 vortex generator 높이에 의한 양항비를 비교하였다. Fig. 8에서 TR-S2로부터 TR-S5로 형상이 변경되면서 양항비가 많이 감소하였음을 보여준다. TR-S5 형상은 TR-S2와 비교하여 Fig. 1처럼 나셀 형상에 큰 변화가 있었고, Fig. 3에 있는 EO/IR 카메라의 구 형태가 커졌으며, 수평꼬리날개의 면적도 증가하였기 때문이다.

TR-S2와 TR-S5형상의 10도 Flaperon 변위각 조건에서, 스마트 무인기의 loitering 양력계수인 0.6에서 양항비는 각각 8%와 2% 줄어들었다. 5mm 높이를 갖는 TR-S2 형상에서는 양항비가 5.7% 감소하였다. TR-S4 형상에서 3mm와 5mm 높이의 vortex generator를 부착하여 얻은 양력계수 증분량은 3.1%와 2.4%이고, 양항비의 감소는 1.5%와 4.3%이다.

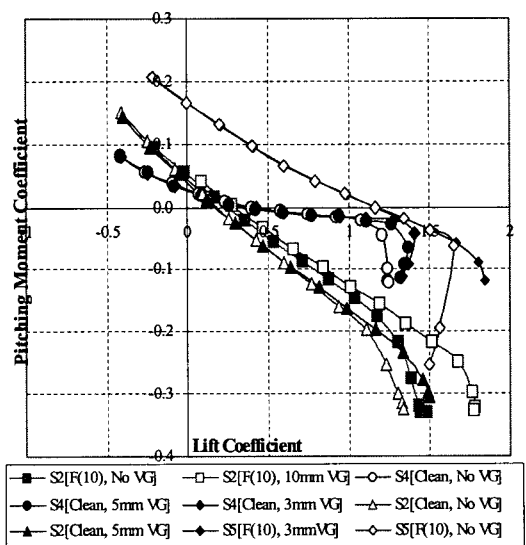


Fig. 9 Pitching moment coefficient variations for various flaperon deflections

Fig. 9는 vortex generator의 장착에 의해서 피칭 모멘트계수가 어떠한 변화를 보이는지를 보여준다. TR-S2 형상에서 vortex generator를 장착한 경우는 피칭모멘트의 기울기가 작은 결과를 보여준다. 반면에 TR-S4와 TR-S5 형상에서는 실속이전까지 피칭모멘트는 변화가 거의 없다. 그러나 vortex generator가 부착되지 않은 경우에는 실속각을 지나면 피칭모멘트 변화가 상대적으로 적게 변화하는 결과를 보여준다.

4. 결 론

스마트 무인기의 풍동시험 과정에서는 공력 특성을 증진시키기 위하여 다양한 높이의 vortex generator를 활용하여 시험을 하였고, 양력계수, 양항비의 그리고 피칭모멘트에 미치는 영향성을 분석하였다.

TR-S2 형상에 적용된 10mm 높이의 vortex generator는 최대양력계수를 23% 증가시켰으나 양항비는 8% 감소하였다. 반면에 3mm와 5mm vortex generator를 장착한 TR-S4의 Clean 형상에서는 양력계수는 3.1%와 2.4% 증가한 반면 양항비는 1.5%와 4.3% 감소하였다. 스마트 무인기의 loitering 조건인 Flaperon 10도 변위각에서는 실속각도가 3도 증가하였고, 양항비는 2% 감소하였다. 결과적으로 원하는 수준의 양력계수 증가와 양항비의 감소가 가장 적은 3mm 높이를 갖는 vortex generator를 활용하여 스마트 무인기용 공력데이터 베이스를 축정을 수행하였다.

후 기

이 연구(논문)는 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," *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) Kim C. and Chung J., 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) Chung, J., Choi, S., Kim, C. and Lee, J., 2006, "Static Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-S4 Configuration," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 30, No. 10, pp. 1012 - 1018.
- (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) Johnson, W., 2002, "Influence on Wake Models on Calculated TiltRotor Aerodynamics," *AHS International Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference, January 23-25*.
- (10) 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.
- (11) 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.