



Synthetic jet을 이용한 스마트 무인기 익형 주위의 유동 제어

김민희,¹ 김상훈,¹ 김우례,¹ 김종암,^{*2} 김유신³

FLOW CONTROL OF SMART UAV AIRFOIL USING SYNTHETIC JET

Min hee Kim,¹ Sang Hoon Kim,¹ Woore Kim,¹ Chongam Kim^{*2} and Yushin Kim³

In order to reduce the download around Smart UAV(SUAV) at hovering and transition mode, flow control using synthetic jet has been performed. Many of the complex tilt rotor flow features are captured including wing leading and trailing edge separation, and the large region of separated flow beneath the wing. First, in order to control the trailing edge separation, synthetic jet is located at 30, 95% of flap chord length. The flow control using synthetic jet on flap shows that stall characteristics depending on several mode can be improved through separation vortices resizing. Also, a flap jet and a 0.01c jet which control the separation efficiently are applied at the same time at each test case because controlling the leading edge separation is essential for download reduction. As a result, time averaged download is reduced about 18% comparing with no control case at hovering mode and 48% at transition mode. These research results show that if flow control using leading edge jet and trailing edge jet is used effectively to the SUAV in overall flight mode, flight performance and stability can be improved.

Key Words : 스마트 무인기 (Smart UAV), 유동 제어 (Flow Control), Synthetic 제트(Synthetic Jet)

1. 서 론

틸트로터(Tilt-rotor) 항공기인 스마트 무인기는 고정익 항공기와 회전익 항공기의 장점만을 하나로 통합한 새로운 개념의 항공기로서 고정익 항공기 수준의 비행 고도와 속도, 항속 거리를 갖으며 회전익 항공기의 제자리 비행과 수직 이착륙의 편리성을 갖고 있는 항공기이다. 하지만, 수직이착륙 및 천이비행 모드에서는 로터 후류에 날개가 넓은 면적으로 맞서고 있어, 로터 후류에 의해서 발생하는 날개의 수익하중이 증가하게 된다. 이는 payload에 막대한 영향을 끼치게 될 뿐만 아니라, 거대한 박리유동 발생시키게 되므로 성능과 안정성 저하의 원인이 된다. 그러므로 틸트로터 항공기의 정지비행 및 천이비행 모드에서 성능향상을 위해서는 거대 박리유동을 제어할 필요성이 요구되어 왔다.

이에 틸트로터형 항공기의 수익하중을 감소시키기 위하여 다양한 실험적 연구가 진행되었다. XV-15의 시험 비행을 통해서 플랩각이 67°일 경우, 0°일 경우보다 로터 추력에 대한 downwash가 9% 감소함을 알아냈으며, 플랩각을 증가시키므로써 로터 후류에 의해서 영향을 받는 날개의 면적을 감소시킬 뿐만 아니라 수익하중 또한 감소시킬 수 있음을 밝혀냈다.[1,2] McCroskey et al.[3]은 XV-15 airfoil의 풍동 시험 모델을 이용하여 자유류가 90deg일 경우 플랩각과 앞전의 형태의 변화에 따라서 이때의 수익하중이 변화한다는 것을 알아냈다. 그 후에 Felker[4]는 익형의 형태에 따라서 틸트로터형 항공기에서의 download 영향에 대해서 연구했다. 보잉사에서는 0.15-scale V-22 Osprey 익형을 이용하여 rotor가 회전할 경우 항공기 기체에 작용하는 download를 연구하였으며, 회전 방향에 상관없이 플랩각을 증가시키므로써 download의 감소를 이룰 수 있다고 밝혔다.

이와 같이 틸트로터형 항공기의 download감소가 중요시됨에 따라 유동제어를 좀 더 효율적이고 정밀하게 하기 위한 방법으로 MEMS 장치를 이용한 유동 제어에 관한 연구가 진행되었다.

Wyganski는 V-22 wing의 download를 감소시키기 위하여

1 학생회원, 서울대학교 기계항공공학부

2 종신회원, 서울대학교 기계항공공학부

3 한국항공우주연구원

* Corresponding author, E-mail: chongam@snu.ac.kr

플랩에 oscillatory jet을 장착함으로써 정지비행 시 40%의 download가 감소함을 실험적으로 나타내었으며[5], Felker와 Light는 0.16-scale model Sikorsky S-76 rotor를 이용하여 앞전과 뒷전에 tangential blowing jet이 있는 circulation control wing에 대해 실험하였다. 이로써 앞전에서의 blowing jet으로 인하여 박리점이 코드 뒤쪽으로 이동하게 되고 이로써 전체적인 수익 하중이 감소된다는 것을 알아냈으며, 앞전과 뒷전의 jet을 모두 사용할 경우 추력에 따른 수익하중이 26% 감소하게 됨을 밝혔다[6].

Synthetic jet을 이용하여 틸트로터형 항공기의 유동제어에 대한 수치적 연구로 Philippe Spalart, Linda Hedges등은 플랩각이 85°인 V-22 익형에 대하여 플랩에서 synthetic jet을 구동했을 때의 유동 변화를 Detached-Eddy Simulation(DES)를 이용하여 알아보았다[7].

선행 연구들은 대부분 받음각이 -90° 부근에서 틸트 로터 항공기 익형의 형상을 적절하게 변화시키거나 간소화된 익형에 MEMS 장치를 장착하여 수익하중 감소 여부를 측정하는 실험적 연구가 수행되었다. 이는 실험적 연구 방법으로서의 접근이 용이하고, 정지 비행 시 수익하중이 가장 높다는 점을 고려한 것으로 생각된다.

본 연구에서는 스마트 무인기의 정지 비행 및 천이비행 모드에서 익형 주위의 유동 구조를 파악하고 synthetic jet을 이용하여 앞전과 뒷전에서 발생하는 박리를 제어한다. 이를 바탕으로 스마트 무인기의 실제 비행모드에서의 수익하중 감소 여부를 파악하고, 각 비행 모드에서의 synthetic jet의 최적 구동 조건을 연구하였다.

2. 본 론

2.1 지배방정식 및 수치기법

본 연구에서는 2차원 비정상 비압축성 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식을 이용하여 해석을 수행하였으며, 지배방정식은 다음과 같다.

$$\nabla \cdot \bar{\mathbf{u}} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial \bar{\mathbf{u}}}{\partial t} + \rho \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla \bar{\mathbf{u}} = -\nabla \bar{p} + (\mu + \mu_t) \nabla^2 \bar{\mathbf{u}} \quad (2)$$

여기서 윗첨자 (—)는 레이놀즈 평균값을 나타낸다. 비정상 유동을 해석하기 위하여 각 sub-iteration 마다 연속방정식을 만족시키는 pseudo compressibility 방법[11]을 사용하였다. 비정상 유동장을 해석하기 위하여 물리적 시간을 우변에 2차 후향 차분을 사용하여 소스항으로 처리한 dual-time stepping

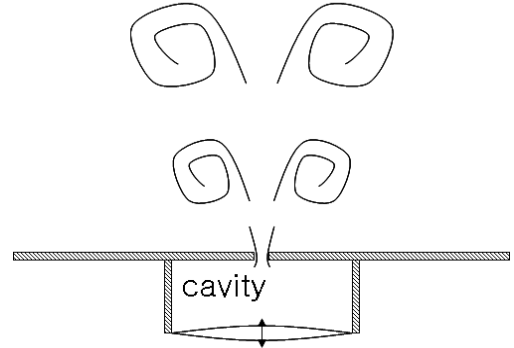


Fig. 1 Schematic of synthetic jet

방법을 사용하여 pseudo time을 적용하였다. 비점성항은 flux difference splitting 방법에 기초한 풍상차분법을 사용하였으며, 점성항은 중앙 차분하였다. 또한 MUSCL을 이용하여 비점성항은 3차 정확도, 점성항은 2차 정확도로 계산하였다. 난류 유동장 해석을 위해서 $k-\omega$ SST 난류 모델을 사용하여 유동장 방정식과 결합하여 구하였다. 시간 전진은 내재적 시간 적분법인 LU-SGS 방법[12]을 사용하였다. 계산에 사용된 코드는 in-house 코드로 충분히 검증되었다[13-15].

2.2 계산 결과 및 분석

2.2.1 Synthetic jet actuator 경계 조건

Synthetic jet은 orifice를 통하여 외부의 공기를 흡입하고 그 유체를 그대로 분출하는 방식으로 외부로 부터의 질량공급 없이 유동을 제어한다. 이는 운동량이 줄어드는 공기를 흡입하여 제거하고, 이 공기를 분출하여 운동량을 유동장에 공급하는 유동제어 구동기로서 synthetic jet의 개략도는 Fig. 1과 같다. Cavity의 벽면을 움직여 내부 체적을 변화시킴으로써 주기적인 jet을 형성시키게 된다.

Synthetic jet actuator를 모델링하기 위해서 흡입/분출 형태의 경계조건을 사용하였다. Jet의 속도 크기는 다음과 같이 정의하여 사용하였다.

$$u_{jet}(\xi, \eta = 0, t) = A_j f(\eta) \sin(\omega t) \quad (3)$$

여기서 ξ 는 synthetic jet의 속도 방향을 나타내고, η 는 그 방향에 수직 방향을 나타낸다. 그리고 $f(\eta)$ 는 jet 출구에서의 속도 분포를 나타내는 함수로 아래와 같이 주어 질 수 있다.

$$f(\eta) = \begin{cases} 1 & : \text{top hat} \\ \sin(\pi\eta) & \\ \sin^2(\pi\eta) & \end{cases} \quad (4)$$

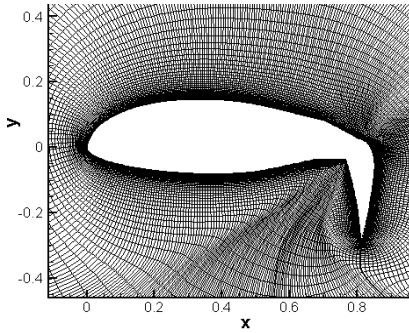


Fig. 2 V-22 grid system. (Flow from the top)

L. Kral 등의 연구에 의하여 외부 유동장의 유동이 없을 경우 top-hat 형태의 속도 분포가 적절하다고 제안 하였다[8].

본 연구에서는 L. Kral 이 제안한 top-hat 속도 분포를 사용 하였으며, 이 모델은 jet 운동량이 난류 소산으로 외부 유동장에 전달되는 물리현상을 포함하고 있으므로 synthetic jet의 유동 제어 경향성을 파악하는데 적절하다고 판단된다.

2.2.2 코드 검증[7]

본 논문에서 사용된 실험 데이터의 형상은 플랩각도 85°인 V-22 Bell A821801 형상이다. 받음각은 -85°이며 레이놀즈수는 3.0×10^5 , 마하수는 0.05이다. 로터 후류가 위쪽으로부터 불어온다고 가정 했을 때 격자는 Fig. 2와 같이 나타나며, 409×116 개의 격자점을 갖는다.

Synthetic jet의 위치는 $x=0.0858 \sim x=0.0894$ 이며, jet의 속도는 33m/s로 익형표면과의 사이각이 32°가 되도록 분사한다. 또한 jet frequency $F^+=0.6$, $c_\mu=0.011$ 이다.

F^+ 는 자유류 속도에 대해서 무차원 주파수, c_μ 는 유입류 운동량에 따른 synthetic jet의 운동량비를 나타내며 다음과 같다.

$$F^+ = \frac{F c_f}{U_\infty} \quad (5)$$

$$c_\mu = \left(\frac{V_{\max}}{U_\infty} \right)^2 \left(\frac{h}{c} \right) \quad (6)$$

여기서 V_{\max} 는 synthetic jet peak 속도, U_∞ 는 유입류 속도, h 는 slot 넓이, c 는 익형 코드 길이, c_f ($c_f/c=0.31$)는 플랩 코드 길이, F 는 synthetic jet의 진동수이다.

Synthetic jet을 구동 했을 때와 구동 하지 않았을 때의 압력 분포는 Fig. 3과 같으며 Jet을 사용하여 유동을 제어하지

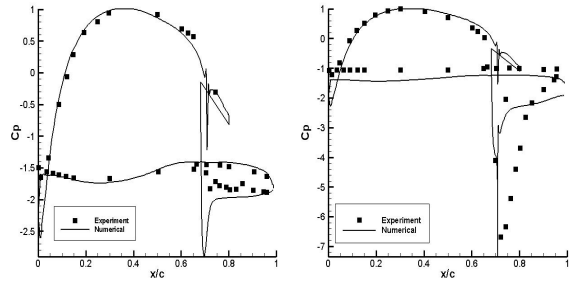


Fig. 3 Pressure distribution. Left : control off / Right : control on

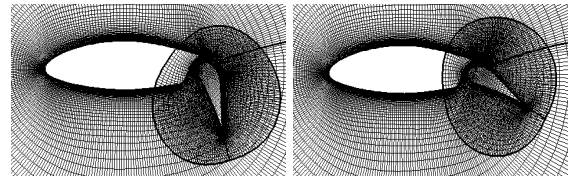


Fig. 4 Grid around airfoil and flap (main airfoil 299×113, flap 192×72)

않았을 경우와 제어했을 경우 모두 공력값이 실험치와 유사하게 일치하는 것을 확인할 수 있다. 또한 플랩에서 유동제어를 했을 경우 플랩 주위 양력이 증가하는 경향성과 그 최대 양력 값을 충분히 모사 가능함을 확인할 수 있다. 또한, 이를 통하여 박리된 유동을 synthetic jet으로 제어하여, 그 박리된 유동이 synthetic jet으로부터 운동량을 공급받아 재부착 되거나 그 유동 구조가 바뀌는 정상적인 경향 파악은 가능하다고 판단된다.

2.2.3 스마트 무인기 익형

스마트 무인기의 익형은 주 에어포일과 플랩으로 구성되어 있으며, 주 에어포일과 플랩에 대한 격자는 중첩격자 기법을 적용하여 슬롯 플랩(slotted flap)의 플랩각의 변위에 대해 격자의 재생성이 불필요하도록 하였다. 중첩격자 기법을 이용하여 플랩각이 70°, 25° 일 때의 격자점을 나타내면 Fig. 4와 같다.

2.2.4 스마트 무인기 익형의 유동 구조 특성

스마트 무인기의 정지 비행 및 천이 비행 시 익형 주위의 유동 계산은 Table 1과 같은 비행 모드에 대해서 이루어 졌다. 이 중 천이 모드는 실제 스마트 무인기에 대해 작성된 천이 경로 중 대표적인 비행 조건[9]이다. 로터 후류 속도는 스마트 무인기의 실제 Disk loading (T/A) = $670 \text{ N/m}^2 \sim 770 \text{ N/m}^2$ 을 이용하여 결정하였으며, momentum theory를 이용하면 로터 후류 속도는 17 m/s 로 예측된다. 유속과 받음각은 예측된 로

터 후류 속도와 전진 비행 속도의 합에 의해서 정했으며 이를 통한 레이놀즈수는 Table 1과 같다.

정지 비행 및 천이 비행의 유동 구조 분석 및 수익하중 정도를 파악하기 위하여 양력 및 항력을 계산하면 Table 2와 같다. 틸트각이 클수록 상대적으로 수익하중이 큰 경향을 나타내며, 틸트각이 작아짐에 따라 수익하중이 감소하게 되고 또한 T6 case에서는 박리가 발생되지 않게 된다.

정지 비행 시 유동 구조는 Fig. 5와 같이 반복되며 그 순서는 다음과 같다. 로터 후류로 인하여 익형을 지난 유동이 와류를 생성하고 익형 앞쪽의 아랫면에 부착된다(1). 익형 앞쪽의 와류는 그 크기가 증가하다가 유동의 방향으로 떨어져 나가게 되고(2), 플랩 윗면에서 유동의 박리가 발생하게 된다(3). 박리된 유동은 익형의 표면을 따라서 흐르게 되고 플랩 아랫면에서 큰 와류를 생성하게 되며, 유동 중 일부는 플랩의 슬롯으로 회전하여 다시 플랩 윗면에 부착하게 된다(4). 이와 같은 유동 구조의 반복으로 익형 앞쪽과 뒤쪽에 순차적으로 와류가 부착되어 수익하중을 크게 증가시키게 됨을 알 수 있다.

T2 case의 경우 전체 비행 모드 중 수익하중이 가장 높으며 틸트각이 감소함에 따라 그 값이 감소하여 틸트각이 15°인 경우에는 박리가 발생하지 않게 되어 항력이 가장 작게 된다. T2, T3, T5 case의 유동 구조를 분석하면 Fig. 6과 같다. T2 case는 플랩 윗면에서 박리된 유동이 발생하지는 않으나 플랩을 따라서 흐르는 유동에 의하여 익형의 뒷전에서 와류가 생성되게 된다. 따라서 앞전 와류 생성(1), 앞전 와류 이탈(2), 뒤전 와류 생성(3), 뒤전 와류 이탈(4)의 순서로 유동이 반복되며 정지 비행 모드에서보다 익형 아랫면에 부착되는 큰 와류가 장시간 부착되기 때문에 항력의 크기가 상대적으로 크게 된다. T3 case는 정지 비행 모드에서의 유동 구조와 같이 앞전 와류 생성(1), 앞전 와류 이탈(2), 플랩 주위의 유동

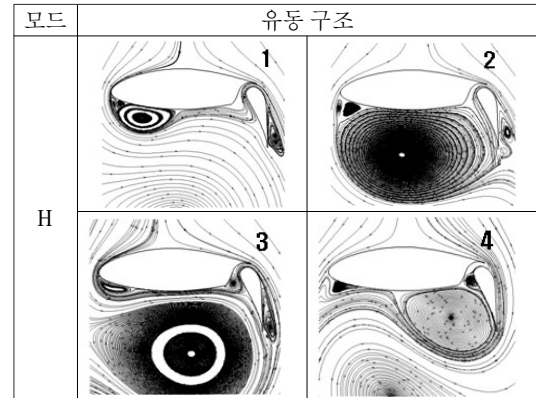


Fig. 5 Streamline at hovering mode

박리 및 뒷전 와류 생성(3), 뒷전 와류 이탈(4)의 순서로 유동이 반복된다. 하지만 플랩 주위에서 박리된 유동의 크기가 작고 앞전에서 발생하는 큰 와류와 뒷전 와류가 빠르게 이탈하기 때문에 항력의 크기가 T2 case에 비해 크게 감소하게 된다. T5 case는 익형의 아랫면에 부착되는 커다란 와류와 플랩 윗면에서 발생하는 와류의 생성 및 소멸의 유동구조를 갖는다. 앞전에서 발생하는 와류는 익형의 아랫면에 부착되고(1) 플랩 윗면에서 박리된 유동은 자유류 방향으로 그 크기가 커지면서 소멸하게 된다(2). 익형 아랫면에 전체적으로 부착되었던 유동은 서서히 이탈 되고 이와 함께 플랩 윗면에서는 박리된 유동이 발생하게 된다(3). 이탈된 유동 중 일부는 자유류의 방향으로 떨어져 나가게 되고 일부는 다시 익형의 아랫면에 부착(4)되어 익형의 아랫면에서는 유동이 이탈되고 부착되는 주기가 반복되고 플랩 윗면에서는 유동의 박리에 의한 와류의 생성 및 소멸이 반복되게 된다.

정지 비행 및 천이 비행 모드에서의 유동 구조는 앞전 와류와 뒷전 와류의 생성 및 소멸이 주기적으로 반복되며 익형 아랫면에 부착된 와류의 크기와 시간에 따라서 수익 하중의

Table 1 Flight condition

모 드		틸트각 (deg)	플랩각 (deg)	유속 (m/s)	받음각 (deg)	Re
정지비행	H	90	70	17	-90	9.0×10^5
천이비행	T1	90	50	23.80	-79.50	1.2×10^6
	T2	80	25	40.66	-65.21	2.1×10^6
	T3	60	25	54.91	-48.96	2.9×10^6
	T4	45	25	58.62	-38.72	3.1×10^6
	T5	30	25	62.36	-26.56	3.3×10^6
	T6	15	25	66.38	-13.15	3.5×10^6

Table 2 Lift and drag coefficient

모드		C_d	C_l
정지비행	H	2.410489	-0.05432
천이비행	T1	2.55346	-0.76631
	T2	2.630555	-1.47939
	T3	1.711729	-1.63692
	T4	0.529188	-0.03176
	T5	0.241766	-0.31057
	T6	0.010411	1.092377

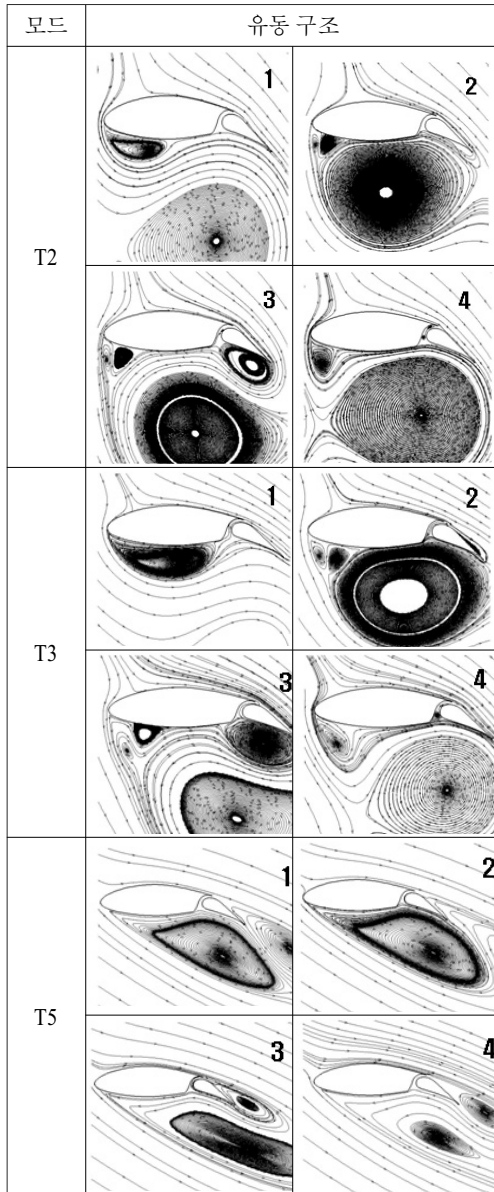


Fig. 6 Streamline at transition mode

크기가 달라짐을 확인하였다.

2.2.5 스마트 무인기 익형의 박리 제어

정지 비행 및 천이 비행 모드에서의 유동 구조 분석을 통하여 정지 비행 모드 및 천이 비행 모드에서 앞전 및 뒷전에서 발생하는 와류에 의해서 수직하중이 크게 증가함을 밝혔다. 이에 앞전에서 발생하는 와류의 크기를 감소시키고 플랩 윗면에서 발생하는 박리를 제어하기 위하여 앞전과 뒷전에 synthetic jet을 위치시킨다. 스마트 무인기 익형에 장착된 jet은

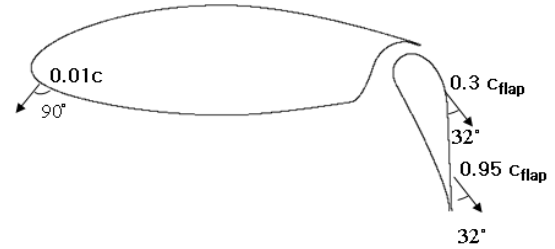


Fig. 7 Geometry of SUAV airfoil with synthetic jet

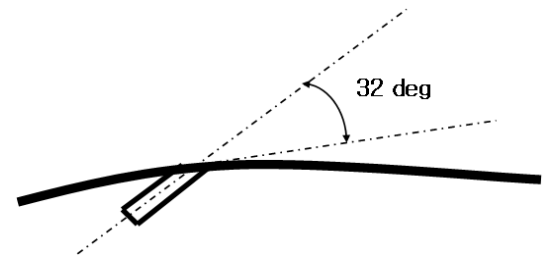


Fig. 8 Schematic of synthetic jet on airfoil

Fig. 7과 같다.

선행연구를 통하여 익형 표면에 대하여 수직으로 작동하는 synthetic jet은 박리를 유발하는 경우가 있고, 표면에 수평하게 작용하는 경우가 상대적으로 박리제어 효과가 큰 것을 확인하였다. 이에 jet을 이용하여 앞전에서의 와류의 크기를 감소시키고 플랩 주위의 유동을 제어하기 위하여 익형 표면과의 사이 각은 앞전에 위치한 jet의 경우 90°, 플랩에 위치한 jet은 코드 겹침의 경우와 마찬가지로 32°가 되도록 하였다.

또한 jet의 속도는 80 m/s, 무차원 주파수는 플랩 코드 길이($c_f/c=0.32$)를 기준으로 1이 되도록 하였다. 본 연구에서는 synthetic jet을 이용하여 스마트 무인기의 정지 비행 및 천이 비행모드에서 수직 하중 감소 여부를 파악하고 최적의 구동 조건을 파악하는데 목적이 있으므로 jet 속도 및 무차원 주파수는 고정하였다. 익형 앞전과 뒷전의 jet 위치 및 각도, 속도, 주파수는 Table 3에 나타내었다.

Table 3 Control parameter

	Jet 위치	Jet 각도 (deg)	V_{max} (m/s)	F^+
J1	0.01c	90	80	1
J2	0.3c _{flap}	32	80	1
J3	0.95c _{flap}	32	80	1

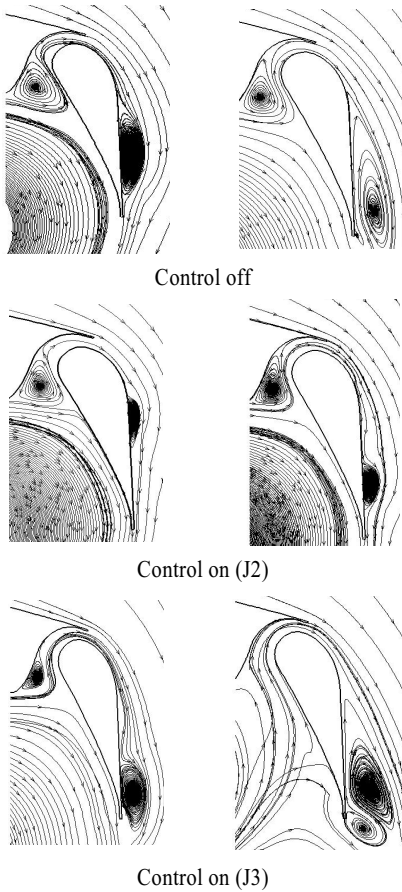


Fig. 9 Close-up view of streamlines of SUAV flap (hovering)

2.2.5.1 뒷전 박리 제어

익형 뒷전에서 발생하는 와류와 플랩 윗면에서 발생하는 박리를 제어하기 위하여 0.3cflap(J2), 0.95cflap(J3)에 위치한 synthetic jet을 작동시킨다. 틸트각이 15 deg인 T6의 경우 익형 주위에서 박리가 발생하지 않기 때문에 이를 제외한 정지 비행 및 천이 비행 모드에 대하여 유동 제어를 실행한다. Synthetic jet의 작동 위치와 박리점의 위치가 일치할 경우 양력 향상이 가장 크기 때문에[10] 이를 고려하여 정지 비행 시 플랩 윗면에서 박리가 발생하는 0.3cflap 지점에 J2를 위치 시켰으며, 익형 표면을 따라서 흐르는 유동에 의해서 뒷전 와류가 크게 형성되므로 이를 제어하기 위하여 0.95cflap 지점에 J3를 위치시킨다.

정지 비행의 경우 박리가 시작되는 지점에 위치한 J2을 이용하면 Fig. 9에서와 같이 박리를 지연 시키는 효과를 얻을 수 있게 된다. 또한 플랩 끝 부분의 J3을 이용할 경우 익형의 표면을 따라서 흐르는 유동 구조를 변화시켜 뒷전 와류가 익

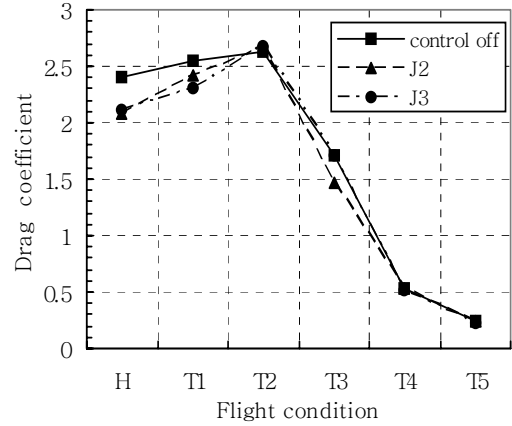


Fig. 10 Drag coefficient vs. flight condition at flow control (J2,J3)

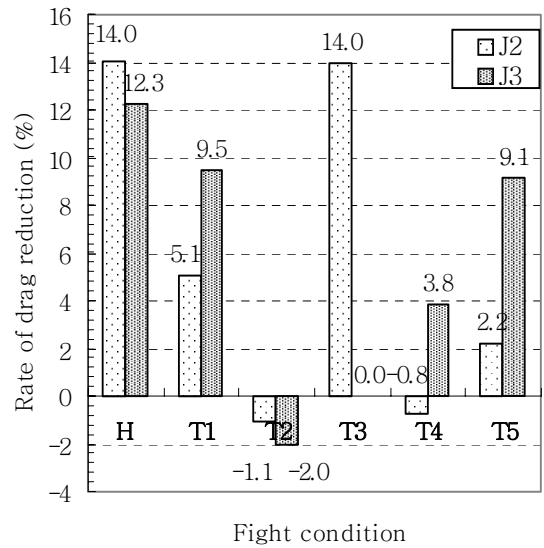


Fig. 11 Rate of drag reduction vs. flight condition at flow control (J2,J3)

형 아랫면에서 형성하는 것을 억제시키게 된다.

천이 비행의 경우 틸트각과 플랩각에 따라서 유동 제어가 뛰어난 jet의 위치가 다르게 된다. T1의 경우, J2를 작동 시키게 되면 플랩 윗면에서 발생하는 박리를 지연 시키나 슬롯을 통하여 유동이 빠르게 회전하여 J3을 작동시킬 경우보다 성능 향상의 폭이 작게 된다. Synthetic jet을 박리가 발생하지 않는 유동에서 작동 시킬 경우, 오히려 성능이 저하되는 것을 볼 수 있는데 T2의 경우 플랩 윗면에서 박리가 발생하지 않기 때문에 J2, J3의 경우 모두 항력이 증가하게 된다. 틸트각

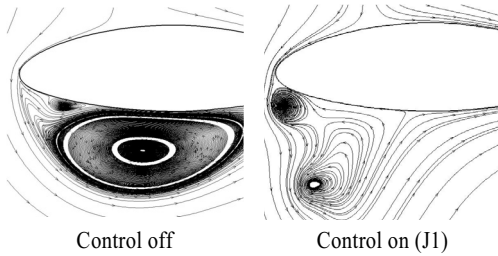


Fig. 12 Close-up view of streamlines of SUAV leading edge (hovering)

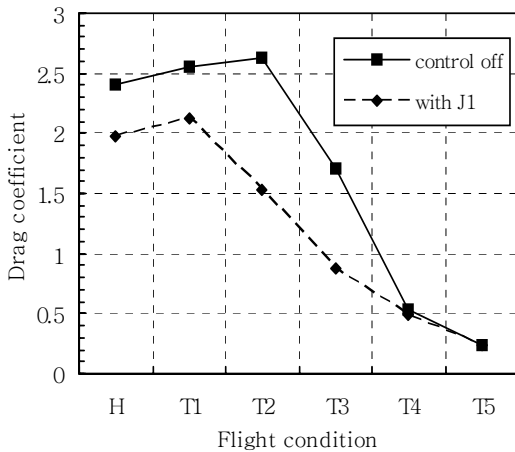


Fig. 13 Drag coefficient vs. flight condition at flow control (J1,J2,J3)

이 작은 T4, T5의 경우에는 박리가 플랩의 0.3 지점에서 발생됨에도 불구하고 T1과 마찬가지로 J2를 작동시키면 슬롯을 통하여 회전하는 유동이 다시 빠르게 플랩 윗면에 부착되기 때문에 J3을 이용한 유동 제어가 항력 감소율이 더 높게 된다.

유동제어를 하지 않았을 경우와 J2, J3를 이용하여 유동 제어를 수행 했을 때, 각각의 비행 모드에 따른 항력 계수는 Fig. 10과 같다. 또한 Fig. 11을 통하여 J2, J3을 이용하여 유동을 제어했을 때 항력 감소율을 나타내었다.

2.2.5.2 앞전 박리 제어

스마트 무인기의 비행 모드에서 수익하중을 감소시키기 위해서는 익형 뒷전에서 발생하는 박리를 제어함과 동시에 앞전 와류를 제어하는 것이 중요하게 된다. 이에 정지 비행 및 천이 비행 모드의 각각의 경우에서 J2, J3 중에 항력 감소율이 높은 jet을 선택하여 앞전에 위치한 J1과 동시에 작동시킨다.

Fig. 12에서와 같이 앞전의 jet을 통하여 유동 구조를 변화

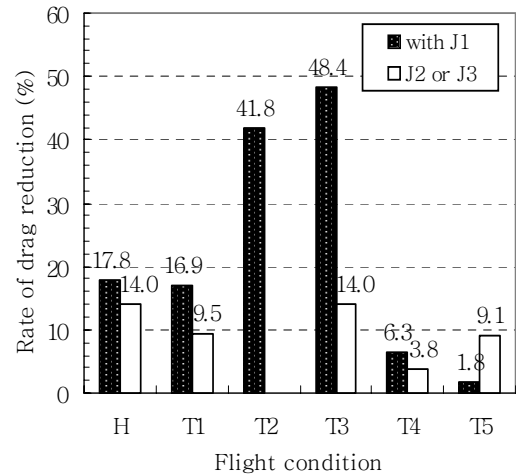


Fig. 14 Rate of drag reduction vs. flight condition at flow control (J1,J2,J3)

시켜 익형의 아랫면에 부착되는 커다란 와류의 크기를 감소시키게 되고, 이를 통하여 플랩 윗면의 J2, J3을 통하여 뒷전 박리를 제어했을 때보다 J1과 함께 작동 시켰을 경우 항력 감소가 현저히 나타나게 된다. 유동을 제어하지 않았을 경우와 앞전과 뒷전의 jet을 이용하여 유동을 제어한 경우의 항력 비교는 Fig. 13에서와 같다. Fig. 13에서와 같이 flap에 위치한 jet을 사용하였을 때보다 leading edge jet을 동시에 사용했을 경우, 수익하중이 높은 비행 모드에서 현저한 감소폭을 보이고 있음을 확인할 수 있다. 또한 앞전과 뒷전의 유동 제어를 통하여 Fig. 14에서 나타나듯이 최대 48%의 수익 하중 감소를 도출할 수 있으며 항력이 가장 큰 T2 case의 경우에도 약 42%의 항력 감소를 도출할 수 있게 된다.

따라서 앞전과 뒷전에 위치한 jet을 이용하여 정지 비행 및 천이 비행 모드에서 효과적으로 수익 하중을 감소시킬 수 있음을 알 수 있다. 또한 각 비행 모드에 따라 적절한 위치에 synthetic jet을 장착한다면 스마트 무인기 전 비행 모드에서의 비행 성능과 안정성을 동시에 향상시킬 수 있을 것으로 기대 된다.

3. 결 론

스마트 무인기 익형 주위의 유동 구조를 파악하고 이를 바탕으로 synthetic jet을 이용하여 스마트 무인기의 정지 비행 및 천이 비행 모드에서의 수익하중 감소 여부를 파악하였다. 스마트 무인기의 실제 비행 모드에 대하여 유동 구조를 분석한 결과 앞전 및 뒷전에서 발생하는 와류에 의해서 수익하중이 크게 증가함을 밝혔다. 이에 뒷전에서 발생하는 와류의 크



기를 감소시키고 플랩 윗면에서 발생하는 유동의 박리를 제어하기 위하여 0.3cflap, 0.95cflap 위치에 jet을 위치시켜 항력 감소율을 알아보았다. 그 결과 틸트각과 플랩각의 변화에 따라 그 효과가 차이가 있음을 밝히고 각각의 경우에서 가장 효율적인 jet의 위치를 찾았다. 수익 하중을 감소시키기 위해서는 뒷전 박리를 제어함과 동시에 앞전 와류를 제어하는 것이 중요하기 때문에 뒷전에 위치한 jet 중에서 항력 감소율이 높은 jet을 선택하여 0.01c에 위치한 synthetic jet을 동시에 구동시켰다. 그 결과, 정지 비행 모드에서 약 18%의 항력 감소를 보였으며, 전이 비행 모드에서는 최대 48%의 수익하중이 감소함을 확인하였다. 그러나, 좀 더 효율적인 유동 제어 장치 구현을 위하여 앞전과 뒷전에 위치한 jet의 위치와 속도, 주파수를 변화시켜 서로간의 상호 작용의 경향성을 파악하고 최적 유동 제어 조건을 도출해야 할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발) 및 방위사업청과 국방과학연구소의 지원 (계약번호 UD070041AD)과 한국과학기술정보연구원 슈퍼컴퓨팅센터 (KSC-2007- S00-1016), BK 21 사업의 지원을 통해 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] 1993, Fejtek, I.G., "Navier-Stokes flowfield computation of wing/rotor interaction for a tilt rotor aircraft in hover," *NASA TM-02-185011*.
- [2] 1981, Maisel, M. and Harris, D., "Hover tests of the XV-15 tilt rotor research aircraft," *AIAA81-250*, AIAA/SETP/SFTE/SAE/ITEA/IEEE 1st Flight Test Conf., Las Vegas.
- [3] 1985, McCroskey, W., Spalart, P., Laub, G., Maisel, M. and Maskew, B., "Airloads on bluff bodies, with application to the rotor-induced downloads on tilt-rotor aircraft," *Vertica*, Vol.9, No.1.
- [4] 1988, Felker, F.F., "A review of rilt/rotor download research," Paper No. 14, *14th European Rotorcraft Forum*, Milano, Italy.
- [5] 2000, Kjellgren, P., Anderberg, N. and Wygnanski, I., "Download alleviation by periodic excitation on a typical tilt-rotor configuration," *Computation and experiment AIAA Paper*, No.2000-2697.
- [6] 1986, Felker, F.F. and Light, J., "Rotor/wing aerodynamic interactions in hover," *NASA TM 88255*.
- [7] 2003, Spalart, P., Hedgesi, L., Shur, M. and Travin, A., "Simulation of active flow control on a stalled airfoil," *Flow Turbulence and Combustion* 71: 361-373.
- [8] 1997, Kral, L.D., Donovan, J.F., Cain, A.B. and Cary, A.W., "Numerical simulation of synthetic jet actuators," *AIAA paper 97-1824*.
- [9] 2007, 최성욱, 김재무, "스마트무인기 파워 전기체 비정상 유동해석," *한국전산유체공학회*
- [10] 2008, Kim, S.H. and Kim, C., "Separation control on NACA23012 using synthetic jet," *Aerospace Science and Technology*.
- [11] 1990, Rogers, S.E. and Kwak, D., "Upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations," *AIAA Journal*, Vol.28, No.2.
- [12] 1991, Yoon, S. and Kwak, D., "Three-dimensional incompressible Navier-Stokes solver using lower-upper symmetric- gauss-seidel algorithm," *AIAA Journal*, Vol.29, No.6, pp.874875.
- [13] 2000, Kim, C.S., Kim, C. and Rho, O.H., "Parallel computations of high-lift airfoil flows using two-equation turbulence models," *AIAA Journal*, Vol.38, No.8.
- [14] 2001, Kim, C.S., Kim, C., Rho, O.H., "Sensitivity Analysis for the Navie-Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Models," *AIAA Journal*, Vol.39, No.5.
- [15] 2001, Kim, C.S., Kim, C. and Rho, O.H., "Aerodynamic sensitivity analysis for turbulent flows on chimera overlaid grids," *AIAA paper 2001-267*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 39th, Reno, NV.
- [16] 2007, Kim, S.H. and Kim, C., "Flow control using synthetic jet on NACA23012," *KSAS Journal*, Vol.34, No.6.