

論文

Synthetic jet을 이용한 스마트 무인기(SUAV) 유동제어 Part 1 : 정지 비행 모드에서 synthetic jet을 이용한 유동제어

김민희*, 김상훈*, 김우례*, 김종암**, 김유신***

Flow Control of Smart UAV Airfoil Using Synthetic Jet Part 1 : Flow control in Hovering Mode Using Synthetic Jet

Min Hee Kim*, Sang Hoon Kim*, Woore Kim*, Chongam Kim** and Yushin Kim***

ABSTRACT

In order to reduce the download around the Smart UAV(SUAV) at hovering, flow control using synthetic jet has been performed. Many of the complex tilt rotor flow features are captured including the leading and trailing edge separation, and the large region of separated flow beneath the wing. In order to control the leading edge and trailing edge separation, synthetic jet is located at $0.01c$, $0.3c_{flap}$, $0.95c_{flap}$. As non-dimensional frequency, the flow pattern is altered and the rate of drag reduction is changed. The results show that synthetic jets shorten the vortex period and decrease the vortex size by changing local flow structure. By using leading edge jet and trailing edge jet, download is efficiently reduced compared to no control case at hovering mode.

초 록

스마트 무인기 익형 주위의 유동 구조를 파악하고 이를 바탕으로 synthetic jet을 이용하여 정지 비행 모드에서의 수익하중 감소 여부를 파악하였다. 스마트 무인기의 실제 비행 모드에 대하여 유동 구조를 분석하여 앞전 및 뒷전에서 발생하는 와류에 의해서 수익하중이 크게 증가함을 밝혔다. 이에 앞전과 뒷전에서 발생하는 유동의 박리를 제어하기 위하여 $0.01c$, $0.3c_{flap}$, $0.95c_{flap}$ 위치에 jet을 위치시켰다. 또한 무차원 주파수(F^+)의 변화에 따른 유동 구조 변화와 항력 감소율을 알아보았다. 그 결과, 와류의 유동 구조를 변화시켜 앞전과 뒷전에서 발생하는 거대한 와류의 박리 주기를 짧게 하고 와류의 크기를 감소시켜 정지 비행 모드에서 수익 하중을 효과적으로 감소시킬 수 있었다.

Key Words : Smart UAV(스마트 무인기), Flow Control(유동제어), Synthetic Jet (Synthetic 제트), wing loading(수익하중), Hovering Mode(정지비행)

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, 항속거리를 갖으며 회전익 항공기의 제자리 비행과 수직 이착륙

† 2009년 8월 28일 접수 ~ 2009년 11월 19일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부
교신저자, E-mail : chongam@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림9동 산 56-1

*** 정희원, 한국항공우주연구원

의 편리성을 갖고 있다. 하지만, 수직이착륙 및 천이비행 모드에서는 로터의 내리흐름에 날개가 넓은 면적으로 맞서고 있어 날개의 아랫면에 거대한 박리유동을 발생시키게 된다. 이것은 수익하중이 증가하게 되고, payload에 막대한 영향을 끼치게 될 뿐만 아니라 성능과 안정성 저하의 원인이 된다. 그러므로 틸트로터 항공기의 성능향상을 위해서는 거대 박리유동을 제어할 필요성이 요구되어 왔다.

이에 틸트로터형 항공기의 수익하중을 감소시키기 위하여 다양한 실험적 연구가 진행되었다. Fejtek와 Maisel는 XV-15의 시험 비행을 통해서 플랩각이 67°일 경우, 0°일 경우보다 로터로 인한 수익하중이 9% 감소됨을 확인하였으며, 플랩각을 증가시키므로써 로터의 내리흐름에 의해서 영향을 받는 날개의 면적을 감소시킬 뿐만 아니라 수익하중 또한 감소시킬 수 있음을 밝혀냈다[1,2]. McCroskey 등은 XV-15 익형에 대하여 정지비행모드에서 플랩각과 앞전의 형태의 변화에 따라서 수익하중의 변화에 대하여 연구를 수행하였다[3]. 그 후에 Felker는 익형의 형태에 따른 틸트로터형 항공기에서 수익하중의 영향에 대해서 연구했다[4].

이와 같이 틸트로터형 항공기의 수익하중의 감소가 중요시됨에 따라 능동유동제어를 통하여 박리유동을 제어할 필요성이 요구되었다. Kjellgren 등은 V-22 wing의 수익하중을 감소시키기 위하여 플랩에 oscillatory jet을 장착함으로써 정지비행 시 40%의 수익하중이 감소함을 실험적으로 나타내었다[5]. Synthetic jet을 이용하여 틸트로터형 항공기의 유동제어에 대한 수치적 연구로 Spalart 등은 플랩각이 85°인 V-22 익형에 대하여 플랩에서 synthetic jet을 구동했을 때의 유동 변화를 Detached-Eddy Simulation(DES)를 이용하여 알아보았다[6].

본 연구에서는 국내에서 개발하고 있는 스마트 무인기의 익형 주위의 유동 구조를 파악하고 synthetic jet을 이용하여 앞전과 뒷전에서 발생하는 박리를 제어한다. 이를 바탕으로 스마트 무인기의 정지 및 천이 비행 모드에서의 수익하중 감소 여부를 파악하고, synthetic jet의 구동 특성에 대한 연구를 수행하였다.

Part 1에서는 스마트 무인기의 정지 비행 모드에서의 익형 주위의 유동 구조를 파악하고 앞전과 뒷전에서 구동하는 synthetic jet을 이용하여 박리를 제어하여 정지 비행모드에서의 수익하중 감소 여부를 확인하였다.

II. 본 론

2.1 지배방정식 및 수치기법

2.1.1 지배 방정식 및 수치기법

본 연구에서는 2차원 비정상 비압축성 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식을 이용하여 해석을 수행하였으며, 지배방정식은 다음과 같다. 여기서 윗첨자 ()는 레이놀즈 평균값을 나타낸다.

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

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

비압축성 방정식은 속도장과 압력장이 연결되어 있지 않으므로 각 sub-iteration 마다 연속방정식을 만족시키는 pseudo compressibility 방법을 [10]을 적용하였다.

$$\frac{\partial p}{\partial \tau} = -\beta \nabla \cdot \bar{\mathbf{u}} \quad (3)$$

여기서 τ 는 pseudo-time, β 는 pseudo compressibility parameter를 나타낸다. 비정상 유동장을 해석하기 위하여 이중시간 전진법(dual time stepping)을 사용하였으며 비점성항은 flux difference splitting 방법[7]에 기초한 풍상차분법을, 점성항은 중앙 차분하였다. 또한 MUSCL을 이용하여 비점성항은 3차 정확도, 점성항은 2차 정확도로 계산하였다. 난류 유동장 해석을 위해서 k- ω SST 난류 모델을 사용하여 유동장 방정식과 결합하여 구하였다. 시간 전진은 내재적 시간 적분법인 LU-SGS 방법[8]을 사용하였다. 난류 유동장 해석을 위해서 k- ω SST 난류 모델을 사용하여 유동장 방정식과 결합하여 구하였다. 또한 난류 천이 과정에서 유동을 모사하기 위하여 Total stress limitation (TSL)을 사용하였다.[9] 계산에 사용된 코드는 in-house 코드로 충분히 검증되었다[10-12].

2.1.2 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 줄어든 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 형성

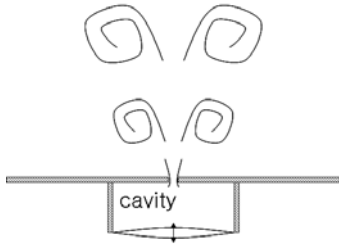


Fig. 1. Schematic of synthetic jet

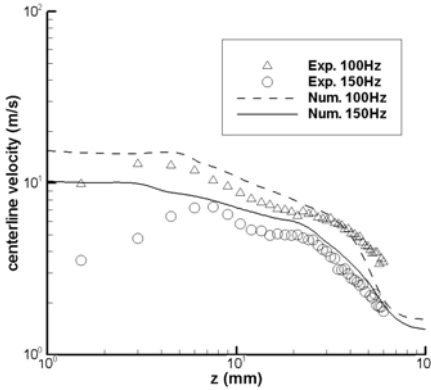


Fig. 2. Centerline velocity profile

시키게 된다. Fig. 2는 오리피스 중심에서의 출구 방향의 속도 분포를 나타낸 것으로 자체 실험을 통하여 획득한 실험 데이터와 비교하여 잘 일치하는 것을 알 수 있다[13].

Synthetic jet actuator를 모델링하기 위해서 흡입/분출 형태의 경계조건을 사용하였으며, Jet의 속도 크기는 다음과 같다.

$$u_{jet}(\xi, \eta = 0, t) = A_j f(\eta) \sin(\omega t) \quad (4)$$

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.

$$f(\eta) = \begin{cases} 1 & : \text{top hat} \\ \sin(\pi\eta) & \\ \sin^2(\pi\eta) & \end{cases} \quad (5)$$

L. Kral 등의 연구에 의하여 외부 유동장의 유동이 없을 경우 top-hat 형태의 속도 분포가 적절하다고 제안 하였다[14]. 본 연구에서는 L. Kral 이 제안한 top-hat 속도 분포를 사용하였으며, 이 모델은 jet 운동량이 난류 소산으로 외부 유동장에 전달되는 물리현상을 포함하고 있으므로 synthetic jet의 유동 제어 경향성을 파악하는데 적절하다고 판단된다.

2.2 계산 결과 및 분석

2.2.1 코드 검증[6]

본 논문에서 사용된 실험 데이터의 익형은 플랩각이 85°인 V-22 Bell A821801이다. 받음각은 -85°이며 레이놀즈수는 3.0×10^5 , 로터후류의 크기는 17m/s 이다.

Synthetic jet의 위치는 플랩 코드 길이의 30% 지점이며, jet의 속도는 33m/s로 익형표면과의 사이각이 32°가 되도록 분사한다. 또한 무차원 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.

$$F^+ = \frac{F c_f}{U_\infty} \quad (6)$$

$$c_\mu = \left(\frac{V_{max}}{U_\infty} \right)^2 \left(\frac{h}{c} \right) \quad (7)$$

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.

난류 모델에 따라서 synthetic jet을 구동 했을 때와 구동 하지 않았을 때의 압력 분포는 Fig. 3, 4와 같으며 이때의 항력 계수는 Table 1에서와 같이 나타난다. 스마트 무인기 정지비행 모드에서는 층류와 난류 영역이 동시에 존재하기 때문에 이를 모사하기 위하여 TSL이 가미된 저 레이놀즈수 k- ω SST 난류 모델이 실험치와 유사하게 일치하는 것을 확인할 수 있다.

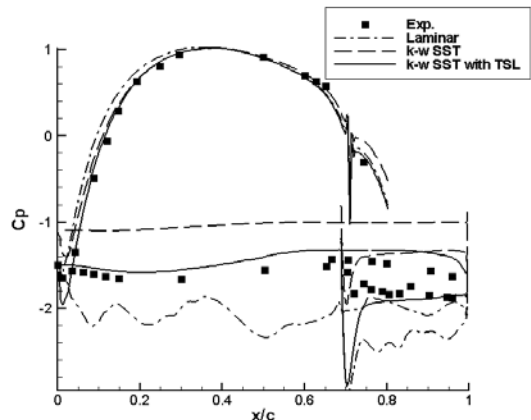


Fig. 3. Pressure distribution. (control off)

Table 1. Comparison of drag coefficient

	C_d
Exp.	1.49
k-w SST with TSL	1.501
k-w SST	1.253
Laminar	1.990

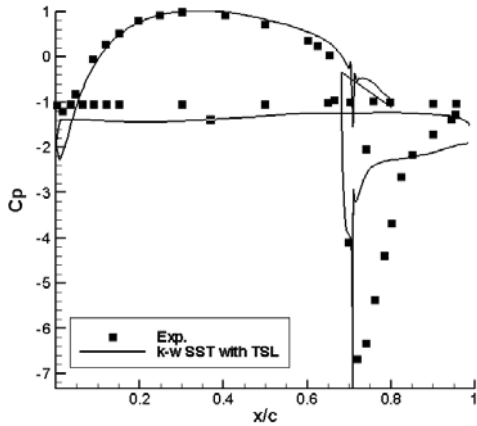


Fig. 4. Pressure distribution. (control on)

2.2.2 스마트 무인기 정지 비행 모드에서의 유동 구조 특성

스마트 무인기의 익형은 주 에어포일과 플랩으로 구성되어 있으며, 격자는 중첩격자 기법을 적용하였다. 격자는 Fig. 5(main airfoil 299×113, flap 192×72)와 같다. 정지 비행 모드에서의 유동 조건은 다음과 같다[15]. 로터 후류 속도는 스마트 무인기의 실제 disk loading (T/A) = $670N/m^2 \sim 770N/m^2$ 을 이용하여 결정하였으며, 로터 후류 속도는 momentum theory를 이용하여 17m/s로 예측했다. 또한 본 논문에서는 로터의 내리흐름에 대해서 유동 방향에 의해 틸트로터 항공기 익형이 받는 힘 중 수평으로 작용하는 힘을 항력으로 간주한다. 이에 틸트로터 항공기의 수직하중 감소여부를 확인하기 위하여 항력계수 분포를 살펴보았다.

정지 비행 시 항력분포에 따른 유동 구조는 Fig. 6과 같다. 앞전에서 박리된 유동은 익형 앞쪽의 아랫면에 부착되어 익형의 아랫면은 저압부를 형성하고 이로 인하여 로터의 내리흐름의 방향으로의 힘, 즉 항력이 증가하게 된다(1). 익형 앞쪽의 박리유동은 그 크기가 증가되다가(2) 유동의 방향으로 떨어져 나가게 되며 항력은 감소한다. 이후 플랩 윗면에서 박리된 유동은 플랩 표면을 따라서 흐르다가 플랩 아랫면에서 큰 와류를 생성하며 항력이 증가한다(3). 뒷전에서 생

Table 2. Flight condition.

모 드	틸트각 (deg)	플랩각 (deg)	유속 (m/s)	받음각 (deg)	Re
정지 비행	90	70	17	-90	9.0×10^5

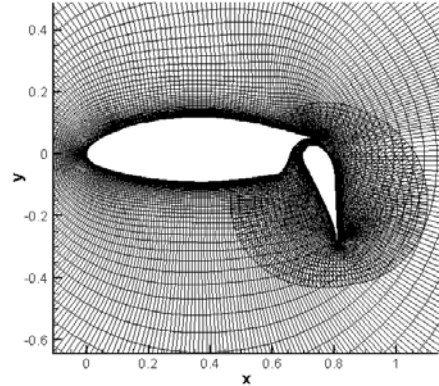


Fig. 5. Grid system around main airfoil with flap

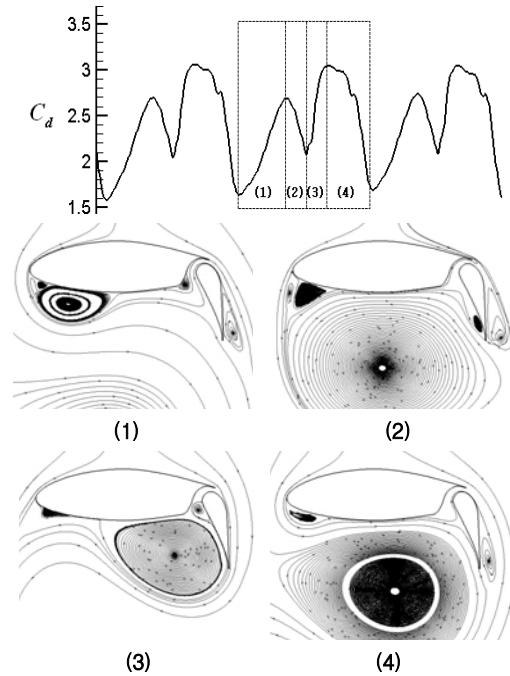


Fig. 6. Drag history and streamline in hover.

성되어 아랫면에 부착된 와류는 크기가 증가하다가 유동장의 방향으로 떨어져 나가면서 항력의 감소를 동반한다(4). 이와 같은 유동 구조의 반복으로 익형 앞쪽과 뒤쪽에서 순차적으로 발생된 와류가 익형 아랫면에 부착되고 즉, 앞전 와류와

뒷전 와류의 생성 및 소멸이 주기적으로 반복되며 익형 아래면에 부착된 와류로 인하여 수익 하중이 크게 증가한다.

2.2.3 스마트 무인기 익형의 박리 제어

정지 비행 모드에서의 유동 구조 분석을 통하여 앞전 및 뒷전에서 발생하는 와류에 의해서 수익 하중이 크게 증가함을 밝혔다. 이에 앞전에서 발생하는 와류 및 플랩에서 발생하는 박리 유동을 제어하기 위하여 앞전과 뒷전에 synthetic jet을 위치시킨다. 스마트 무인기 익형에 장착된 jet은 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[16]. 이에 익형 표면과의 사이각은 앞전에 위치한 jet의 경우 90°, 플랩에 위치한 jet은 코드 검증의 경우와 마찬가지로 32°가 되도록 하였다. 무차원 주파수는 플랩 코드 길이 ($c_f/c=0.32$)를 기준으로 하였다.

본 연구에서는 synthetic jet의 무차원 주파수 변화에 따른 스마트 무인기 정지 비행 모드에서의 수익 하중 감소 여부를 파악하고 구동 특성을 파악하는데 목적이 있으므로 유입류 운동량에 따른 synthetic jet 운동량 비 $c_\mu=0.0692$ 로 일정하게 유지하였다. 계산에 사용된 parameter는 Table 3과 같다. 스마트 무인기 익형의 박리를 제어할 경우 앞전 및 뒷전에서 발생하는 와류의 주기와 synthetic jet의 주기 차이가 발생하게 되는데 익형에 작용하는 항력은 익형에서 떨어져 나오는 와류에 의해서 발생한다. 이 때문에 Fast Fourier Transformation (FFT)의 low-path filter를 이용하여 synthetic jet에 의한 영향을 제거한 뒤 시간의 변화에 따른 항력 계수의 분포를 분석하였다.

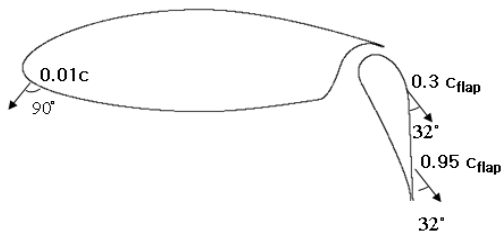


Fig. 7. Geometry of SUAV airfoil with synthetic jet

Table 3. Control parameter

location	0.01c, 0.3c _{flap} , 0.95c _{flap}
F+	0.5, 1, 2, 5

2.2.3.1 뒷전 박리 제어

플랩 윗면에서 발생하는 박리와 익형 뒷전에서 떨어져 나가는 와류를 제어하기 위하여 0.3c_{flap}, 0.95c_{flap}에 위치한 synthetic jet을 작동시킨다. Synthetic jet의 작동 위치와 박리점의 위치가 일치할 경우 박리 유동 제어 효과가 가장 크기 때문에[10] 이를 고려하여 정지 비행 시 플랩 윗면에서 박리가 발생하는 0.3c_{flap} 지점에 synthetic jet을 위치 시켰으며, 익형 표면을 따라서 흐르는 유동이 뒷전에서 떨어져 나가면서 큰 와류를 형성하므로 이를 제어하기 위하여 0.95c_{flap} 지점에 jet을 위치시킨다.

0.3c_{flap}, 0.95c_{flap}에 위치한 jet을 F+=1로 하여 작동시킬 경우 항력분포는 Fig. 8에서와 같이 나타난다. 뒷전에 위치한 jet은 유동에 교란을 일으켜 뒷전에 위치한 와류가 빠르게 이탈하도록 하며 이는 앞전에 위치한 와류의 생성 및 이탈에도 영향을 주기 때문에 전체적인 항력이 감소된다.

특히, 0.95c_{flap} jet의 경우, 0.3c_{flap} jet에 비해 뒷전에서 와류가 생성할 시 최대 항력 값이 감소하게 되는데 이는 0.95c_{flap} jet의 경우 Fig. 9에서와 같이 blowing과 suction 주기에 따라서 플랩 끝 쪽에서 익형 표면을 따라서 흐르는 유동이 뒷전 와류를 생성하는 것을 효과적으로 교란시키기 때문이다.

0.3c_{flap} jet의 무차원 주파수 변화에 따른 항력은 Fig. 10과 같이 나타난다. F+=0.5,1,2인 경우 항력 값이 유사한 결과를 나타내고 있지만 F+=5일 경우 항력이 전체적으로 감소한 것을 확인할 수 있다. F+=5인 경우 synthetic jet의 주기가 짧으므로 synthetic jet 위치의 뒷부분인 국부적 위치에서 유동 박리를 확실하게 제어하고 뒤의 박리유동이 안정적으로 익형 윗면에 부착되게 한다.[16] Fig. 11은 maximum blowing과 suction에서 F+=5인 0.3c_{flap} jet의 유동장이다. 그림에서

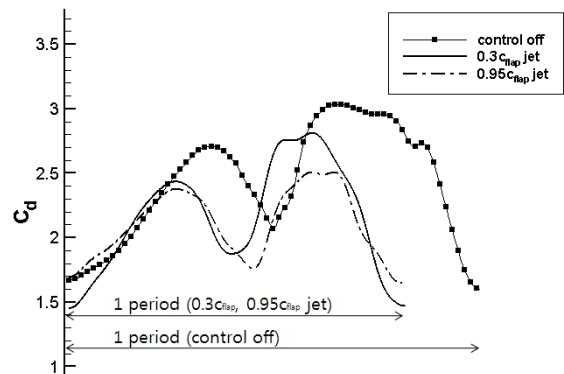


Fig. 8. Drag histories at flow control (F+=1)

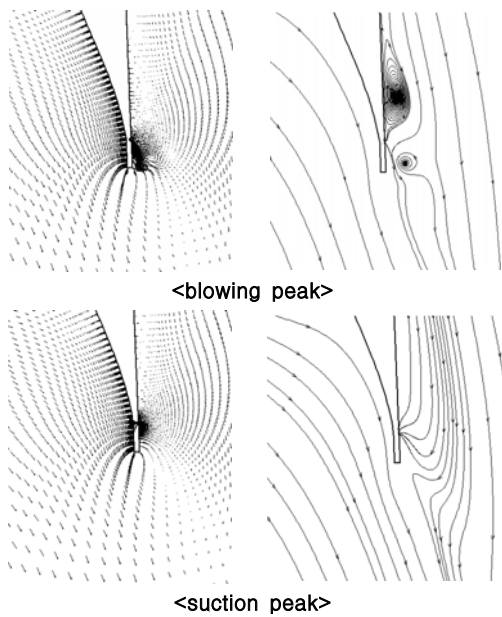


Fig. 9. Flow at the synthetic jet slot. (0.95 c_{flap} jet, $F+=1$)

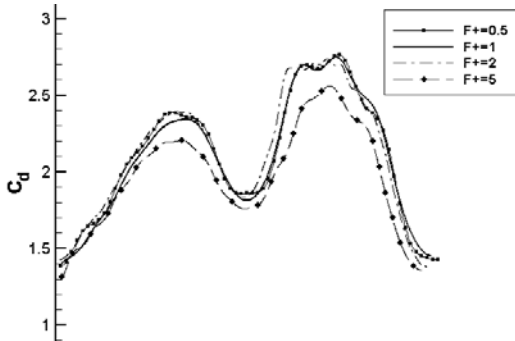


Fig. 10. Drag histories at flow control (0.3 c_{flap} jet, $F+=0.5, 1, 2, 5$)

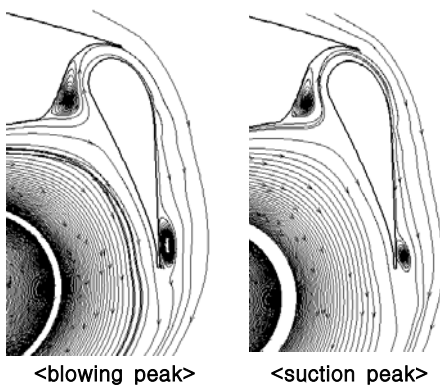


Fig. 11. Close-up view of streamlines at blowing/suction peak ($F+=5$ 0.3 c_{flap} jet)

와 같이 jet의 뒷부분인 국부적인 위치에서 유동을 부착시키고 플랩 끝 쪽에서 유동의 박리를 발생시키므로 플랩 끝 쪽의 유동장을 교란시킬 수 있게 된다. 이는 $F+=1$ 인 0.95 c_{flap} jet과 유사한 유동장을 가짐을 알 수 있다. Fig. 12에서와 같이 $F+=5$ 인 0.3 c_{flap} jet과 $F+=1$ 인 0.95 c_{flap} jet의 항력 분포를 비교하면 뒷전 박리가 발생하는 부분에서의 항력 분포가 유사하게 됨을 알 수 있다. 이는 플랩 코드길이의 30%에 위치한 jet을 $F+=5$ 로 구동시킬 경우 플랩 끝 쪽에서 유동을 제어하여 뒷전에서 생성된 와류의 크기를 감소시키는 효과를 얻을 수 있음을 말한다.

0.95 c_{flap} jet의 무차원 주파수 변화에 따른 항력 변화는 Fig. 13과 같이 나타난다. 무차원 주파수가 증가할수록 jet의 주기가 짧아지게 되어 플랩 끝 쪽에서 유동을 효과적으로 교란시킴으로써 익형의 뒷전에서 와류가 형성하는 것을 억제시키기 때문에 무차원 주파수가 증가할수록 전체적인 항력이 감소하는 것을 볼 수 있다.

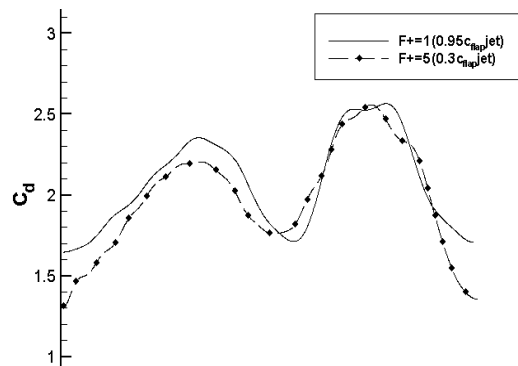


Fig. 12. Drag histories at flow control ($F+=5$ 0.3 c_{flap} jet and $F+=1$ 0.95 c_{flap} jet)

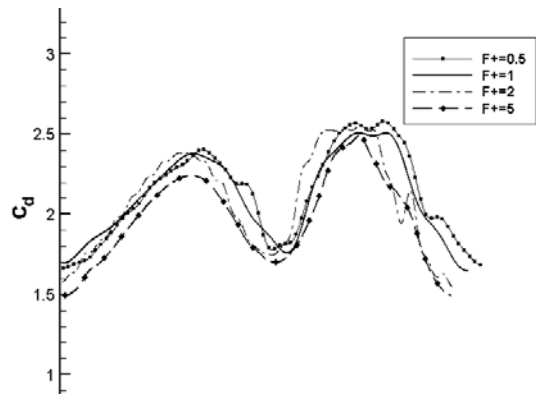


Fig. 13. Drag histories at flow control (0.95 c_{flap} jet, $F+=0.5, 1, 2, 5$)

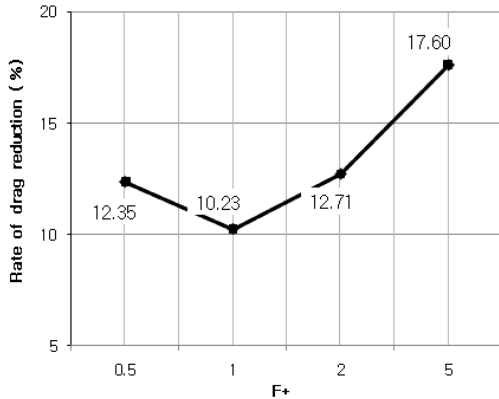


Fig. 14. Rate of drag reduction vs. non-dimensional frequency at flow control(0.3Cflap jet)

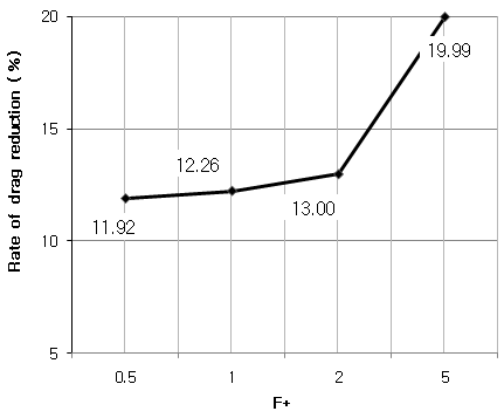


Fig. 15. Rate of drag reduction vs. non-dimensional frequency at flow control(0.95Cflap jet)

0.3Cflap jet, 0.95Cflap jet의 무차원 주파수를 각각 0.5, 1, 2, 5로 변화시켰을 경우 그에 따른 항력 감소율은 Fig. 14, 15와 같이 나타난다. 뒷전에 위치한 jet의 경우 F+=5일 경우 항력 감소율이 가장 크며 뒷전에 위치한 jet을 구동시킬 경우 최대 약 20%의 항력을 감소시키게 된다.

2.2.3.2 앞전 박리 제어

스마트 무인기의 정지 비행 모드에서 수익하중을 감소시키기 위해서는 익형 뒷전에서 발생하는 박리를 제어함과 동시에 앞전 와류를 제어하는 것이 중요하다. Chord 길이의 1% 지점에 위치한 jet을 구동시킬 경우 항력 분포는 Fig. 16과 같다.

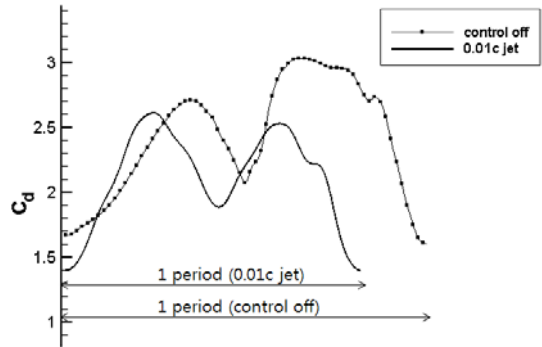


Fig. 16. Drag histories at flow control (0.01c jet, F+=1)

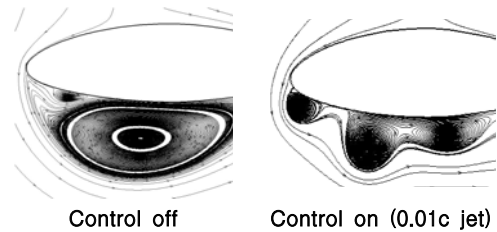


Fig. 17. Close-up view of streamlines of SUAV leading edge(0.01c jet, F+=1)

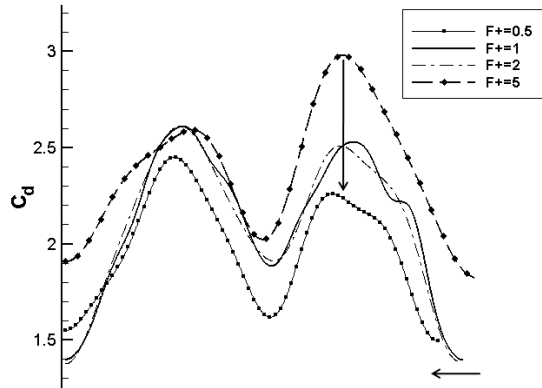


Fig. 18. Drag histories at flow control (0.01c jet, F+=0.5,1,2,5)

앞전에 위치한 jet은 Fig. 17과 같이 앞전에 위치한 와류의 유동 구조를 변화시킨다. 이에 유동 제어를 하지 않았을 때의 항력 분포와 비교하면 앞전에 위치한 jet은 앞전 와류의 부착 및 이탈, 뒷전 와류의 부착 및 이탈의 전체적인 유동 구조 주기를 짧게 한다. 또한 뒷전 와류로 인해 발생하는 항력 값이 효과적으로 감소된 것으로 보아 앞전에 위치한 jet을 이용하여 박리를 제어할 경우 뒷전 와류의 생성에도 영향을 끼치고 있

음을 알 수 있다.

앞전에서 박리를 제어했을 경우 무차원 주파수에 따른 항력분포는 Fig. 18과 같이 나타나며 앞전 와류와 뒷전 와류의 크기가 최대 일 때 무차원 주파수의 변화에 따른 유동장은 Fig. 19와 같다. 무차원 주파수가 감소하게 되면 jet에 의해서 발생하는 와류의 크기가 커지게 되고 이로 인하여 앞전에 부착되는 와류의 유동구조를 효과적으로 변화시키게 된다. 또한 앞전에서 jet에 의해서 발생하는 와류가 뒷전 와류의 유동 구조에 영향을 미치게 되어 무차원 주파수가 작을수록 뒷전에 부착되는 와류의 크기가 작아지는 것을 알 수 있다.

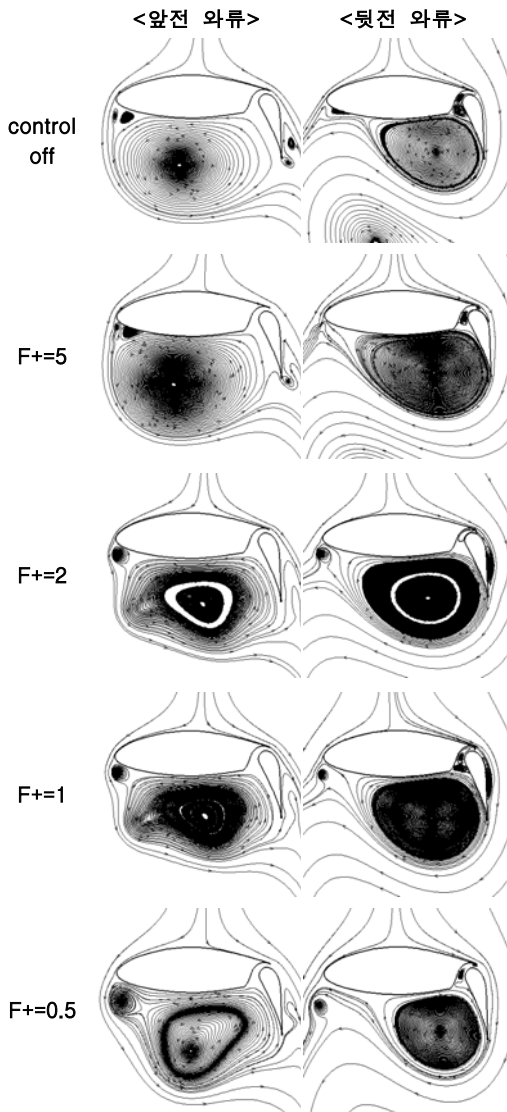


Fig. 19. Streamlines of SUAV at L.E. flow control

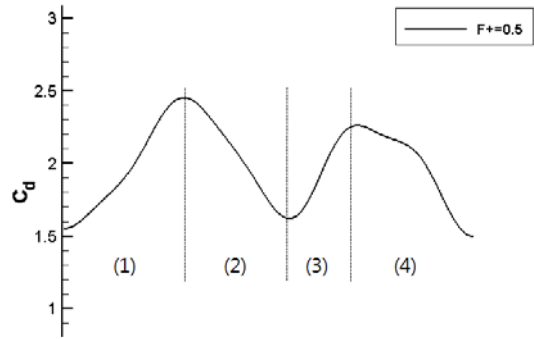


Fig. 20. Drag history at L.E. flow control (F+=0.5)

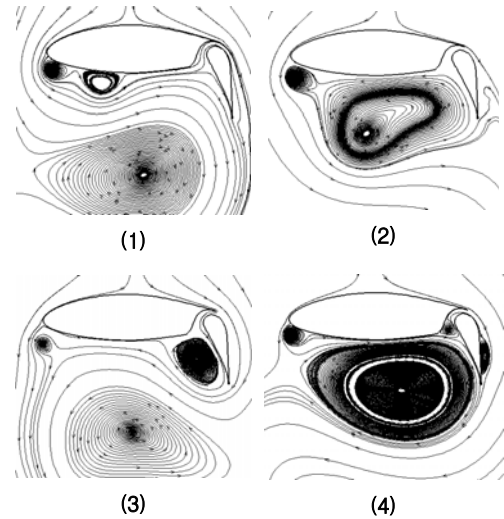


Fig. 21. Streamlines of SUAV at L.E. flow control(F+=0.5)

앞전에서 유동을 제어할 경우 앞전 및 뒷전의 유동 구조의 변화를 살펴보기 위하여 F+=0.5, 1, 2, 5의 무차원 주파수로 앞전에서 유동을 제어하였다. 이 때 가장 효과적인 항력 감소를 보인 F+=0.5일 경우의 항력 주기에 따른 유동장은 Fig. 20,21과 같다. (1)~(2)를 보면 앞전에서 jet에 의해서 발생하는 유동에 의해서 익형의 아랫면에 부착되는 와류의 유동 구조가 변하게 되어 유동을 제어하지 않았을 경우보다 익형 아랫면에 부착되는 와류의 크기가 감소함을 알 수 있다. 또한 (3)에서와 같이 뒷전에서 박리된 유동이 익형 아랫면에 부착될 때 jet에 의해 발생하는 유동이 뒷전의 익형을 따라서 흐르는 유동에 교란을 일으켜 뒷전 아랫면에 부착되는 와류의 크기를 감소시키는 것을 살펴볼 수 있다. 또한 (4)에서와

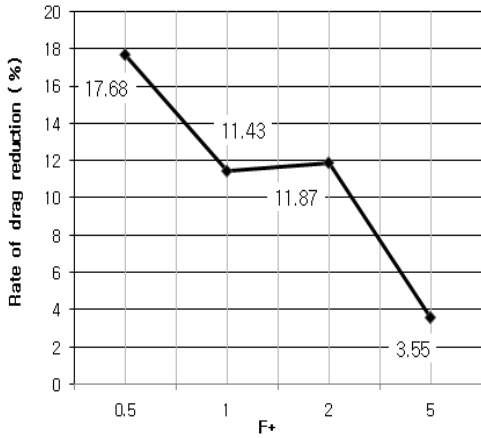


Fig. 22. Rate of drag reduction vs. non-dimensional frequency at flow control (0.01c jet)

같이 유동이 익형 아랫면에 부착될 때에도 앞쪽에서 계속적으로 발생하는 와류에 의해서 뒷전 와류의 이탈이 빠르게 발생하게 된다. 이는 뒷전 와류의 크기를 감소시키고 전체적인 유동의 주기를 단축시켜 항력을 감소시키는 역할을 하게 된다. 이에 앞전에 위치한 jet을 이용하여 유동을 제어할 경우 앞전 와류뿐만 아니라 뒷전에 위치한 와류 또한 제어할 수 있음을 알 수 있다.

무차원 주파수 변화에 따라 앞전에 위치한 jet을 이용하여 유동을 제어했을 경우의 항력 감소율은 Fig. 22와 같이 나타나며 $F+=0.5$ 인 synthetic jet을 이용할 경우 앞전에 부착되는 와류의 유동 구조를 효과적으로 변화시켜 약 18%의 항력을 감소시킬 수 있다.

2.2.3.3 뒷전 및 앞전 박리 제어

스마트 무인기 익형의 앞전과 뒷전에서 synthetic jet을 동시에 작동 시켰을 경우 유동 제어 조건은 Table 4와 같다.

유동을 제어하지 않은 경우와 뒷전 및 앞전의 박리를 동시에 제어했을 경우의 항력 분포 중 한

Table 4. Jet condition according to frequency

case	Jet condition
case 1	$0.01c(F+=1) + 0.3c_{flap}(F+=1)$
case 2	$0.01c(F+=1) + 0.95c_{flap}(F+=1)$
case 3	$0.01c(F+=0.5) + 0.3c_{flap}(F+=0.5)$
case 4	$0.01c(F+=0.5) + 0.95c_{flap}(F+=0.5)$

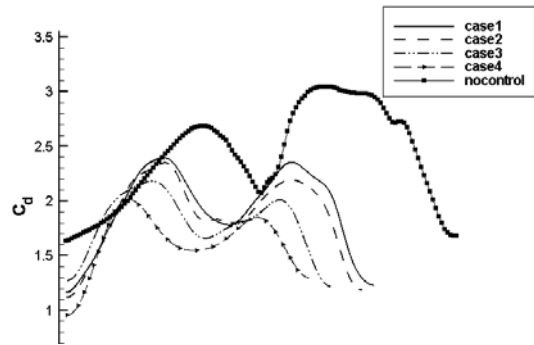


Fig. 23. Drag histories at flow control (L.E. & T.E. jet)

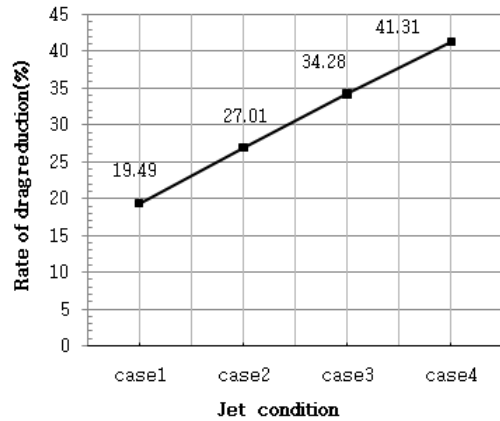


Fig. 24. Rate of drag reduction vs. non-dimensional frequency at flow control (L.E & T.E. jet)

주기만을 나타내보면 Fig. 23과 같이 나타난다. 또한 각각의 유동 제어 조건에 따른 항력 감소율은 Fig. 24와 같다. 뒷전에 위치한 jet의 경우 무차원 주파수가 동일 할 때, $0.3c_{flap}$ jet보다 $0.95c_{flap}$ jet이 더 효과적으로 뒷전 박리를 제어하지만 앞전에서 박리가 발생할 때의 항력 구조는 유사한 것을 밝혔다. 이에 앞전에 뒷전과 동일한 무차원 주파수의 jet을 동시에 구동 시킨 결과 case1과 2에서의 항력 분포에서와 같이 앞전에서의 항력 분포 또한 감소한 것을 보였다. 이를 통하여 앞전과 뒷전에서의 synthetic jet을 모두 작동할 경우, 앞전 혹은 뒷전에서의 jet만으로 유동을 제어할 경우보다 항력 감소율이 높은 것을 알 수 있다. $F+=1$ 일 때, 뒷전에서의 $0.3c_{flap}$ jet만을 작동할 경우 약 10%의 항력 감소율을 얻을 수 있으며 앞전에서의 $0.01c$ jet만을 작동할 경우 약 12%의 항력을 감소시킬 수 있게 된다. 하지

만 $0.3c_{flap}$ jet과 $0.01c$ jet을 동시에 작동시킬 경우 약 19%의 항력을 감소시킬 수 있게 된다. 또한 $0.95c_{flap}$ jet 만을 작동할 경우 약 12%의 항력을 감소시킬 수 있지만 $0.01c$ jet과 동시에 구동할 경우 약 27%의 항력을 감소시킬 수 있게 된다. 뒷전에 위치한 jet의 경우 $F+=1$ 일 때 $0.3c_{flap}$ jet과 $0.95c_{flap}$ jet의 항력 감소율은 약 2% 정도 차이가 나게 되지만 앞전에 위치한 jet과 동시에 작동할 경우 약 8% 차이가 나는 것을 확인할 수 있다.

또한 $0.01c$ jet의 경우 무차원 주파수 $F+=0.5$ 일 때 앞전에 위치한 와류의 크기를 효과적으로 감소시켜 항력 감소율이 가장 높고, 뒷전에 위치한 jet의 경우 $F+=5$ 일 때 가장 성능이 뛰어나게 되므로 이를 고려하여 앞전과 뒷전에 위치한 jet을 동시에 구동 시켰다. 이는 $F+=1$ 인 경우보다 약 1.5배의 항력 감소를 나타냄을 알 수 있다.

따라서 스마트 무인기의 정지 비행 시 발생하는 로터의 내리흐름에 의한 수익하중을 감소시키기 위하여 가장 효율적인 앞전과 뒷전에 위치한 synthetic jet을 이용할 경우 현저한 항력 감소를 예상할 수 있으며 이로 인하여 정지 비행 모드에서의 비행 성능과 안정성을 동시에 향상시킬 수 있다.

III. 결 론

정지 비행 모드에서 스마트 무인기 익형 주위의 유동 구조를 파악하고 이를 바탕으로 synthetic jet을 이용하여 수익하중 감소 여부를 파악하였다. 스마트 무인기의 정지 비행 모드에 대하여 유동 구조를 분석한 결과 앞전 및 뒷전에서 발생하는 와류에 의해서 수익하중이 크게 증가함을 밝혔다. 이에 뒷전에서 발생하는 와류의 크기를 감소시키고 플랩 윗면에서 발생하는 유동의 박리를 제어하기 위하여 $0.3c_{flap}$, $0.95c_{flap}$ 위치에 jet을 위치시키고, 무차원 주파수($F+$)를 0.5, 1, 2, 5로 변화시켜 그에 따른 유동 구조 변화와 항력 감소율을 알아보았다. 그 결과, 뒷전에 위치한 jet의 경우 모두 $F+$ 가 5일 때 항력 감소율이 가장 큰 것으로 나타났다. 또한 앞전에 위치한 박리를 제어하기 위하여 $0.01c$ 지점에 위치한 jet을 이용하여 유동제어를 할 경우에는 $F+=0.5$ 일 때 앞전에서 발생한 와류의 크기를 가장 효과적으로 감소시켜 익형의 아랫면에 부착되는 유동 구조를 변화시키기 때문에 가장 큰 항력 감소를 보였다. 또한 가장 높은 항력 감소율을 갖는 앞전과 뒷전의 jet을 동시에 구동시킬 경우 최대 약

41%의 항력을 감소시킬 수 있게 됨을 확인하였다. 이로써 틸트로터형 항공기의 로터의 내리흐름에 의한 수익하중을 감소시키기 위하여 앞전과 뒷전에 synthetic jet을 이용할 경우, 현저한 항력 감소가 가능함을 알 수 있다.

하지만, synthetic jet을 이용하여 스마트 무인기 전체 비행 모드에서의 수익하중을 감소시키기 위해서는 정지 비행 모드뿐만 아니라 천이 비행 모드에서 앞전과 뒷전에 위치한 jet을 이용하여 유동제어를 했을 경우의 수익하중 감소 여부를 파악해야 할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발) 및 방위사업청과 국방과학연구소의 지원(계약 번호 070041 AD)과 한국과학기술정보연구원 슈퍼컴퓨팅센터(KSC-2007-S00-1016), BK 21 사업의 지원을 통해 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Ian G. Fejtek, "Navier-Stokes Flowfield Computation of Wing/Rotor Interaction for a Tilt Rotor Aircraft in Hover", NASA TM-02-185011,1993.
- 2) Maisel, M. and Harris, D., "Hover Tests of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft", AIAA 81-250, AIAA SETP/SFTE/SAE/ITEA/IEEE 1st Flight Test Conf., Las Vegas, 1981.
- 3) 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, 1985.
- 4) Felker, F. F., "A Review of Tilt/Rotor Download Research", Paper No. 14, 14th European Rotorcraft Forum, Milano, Italy, 1988.
- 5) 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, 2000.
- 6) Philippe Spalart, Linda Hedges, Michael shur and Andrey travin, "Simulation of Active Flow Control on a Stalled Airfoil", Flow,

Turbulence and Combustion 71, pp 361-373, 2003.

7) Rogers, S. E., and Kwak, D., "Upwind Differencing Scheme for the Time-Accurate Incompressible Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol. 28, No. 2, 1990.

8) 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. 874, 875, 1991.

9) XIAOQING ZHENG, FENG LIU, "Staggered upwind method for solving Navier-Stokes and $k-\omega$ turbulence model equations", AIAA journal, Vol. 33. No. 6, pp. 991,998, 1995.

10) Kim, C. S., Kim, C., Rho, O. H., "Parallel Computations of High-Lift Airfoil Flows Using Two-Equation Turbulence Models", AIAA Journal, Vol. 38, No. 8, 2000.

11) Kim, S. H., Hong, W., Kim, C.,

"Separation Control Mechanism of Airfoil using Synthetic Jet," Journal of Mechanical Science and Technology", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 21, No. 9, 2007.

12) Kim, C. S., Kim, C., 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, 2001.

13) 김우례, 김상훈, 최광우, 김종암, "synthetic jet 유동 특성 연구", 2008 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2008.

14) L. D. Kral, J. F. Donovan, A. B. Cain and A. W.Cary, "Numerical Simulation of Synthetic Jet Actuators", AIAA paper, pp1824, 1997.

15) 최성욱, 김재무, "스마트무인기 파워 전기 체 비정상 유동해석", 한국전산유체공학회, 2007.

16) S. H. Kim, C. Kim, "Separation Control on NACA23012 using Synthetic Jet", Aerospace Science and Technology, 2008.