

## 제트 블로잉에 의한 에어포일의 실속후 특성 향상

Enhancement of Airfoil Post-Stall Characteristics via a Jet Blowing

**이 기 영\***  
Lee, Ki-Young

**정 형 석\*\***  
Chung, Heong-Seok

**조 동 현\*\***  
Cho, Dong-Hyun

**손 명 환\*\***  
Sohn, Myong-Hwan

### ABSTRACT

Active flow control, in the form of steady and unsteady momentum injection via jet blowing was studied. A jet was obtained by pressing a plenum inside the airfoil and ejecting flow out of a thin slot. The normal and drag forces were measured with leading edge or trailing edge blowing jet and compared with the results obtained with no blowing. The blowing jet has been shown to improve the aerodynamic performance of the airfoil. The steady jet proved more effective than pulsating jet in these experimental conditions. Furthermore for the case of leading edge steady blowing jet, the alleviation of non-linearity in the normal force curve slope can be seen at higher angles of attack. No effective trailing edge jet was observed in this highly separated flow. This shows that the stall control is highly depends on the characteristics of the boundary layer near the jet slot.

주요기술용어(주제어) : Jet Blowing(제트 블로잉), Post-Stall(실속후), Active Flow Control(능동유동제어), Boundary Layer Separation(경계층 박리), Aerodynamic Characteristics(공력 특성)

### 1. 머리말

날개의 실속 특성은 항공기의 이착륙 거리, 최대지속 선회율, 상승률, 비행고도 등 항공기의 제반 성능과 매우 밀접한 관계가 있다. 특히 항공기의 이·착륙시와 같이 저속의 높은 받음각 상태에서 매우 중요하다. 그러나 저속의 높은 받음각 상태에서는 고양력의 날개 위를 흐르는 유동은 박리될 수 있으며, 이는 양력의 감소와 항력의 증가로 나타난다. 이와 같은

유동의 박리는 항공기 뿐 아니라 제트엔진의 확산기 등과 같은 유동과 관련된 많은 장치들의 에너지 손실 및 성능의 저하를 가져온다. 따라서 유동의 박리를 억제하거나 지연시키는 방법에 대한 연구는 지난 세기동안 끊임없는 유체역학자들의 매력적인 연구주제로 되고 있다<sup>[1]</sup>.

유동의 박리는 경계층 내 유동의 속도가 한계치로 감속되면서 일어난다. 따라서 어떤 방법에 의해 잉여의 유동속도를 증가시켜주면 박리점을 하류로 이동시킬 수 있게 되어 날개의 실속을 지연시킬 수 있다. 자연계 생물들의 날개꼴은 대부분 둥근 앞전과 날카로운 뒷전을 갖고 있다. 둥근 앞전은 날개꼴 주위의 유동이 어느 정도의 받음각까지 부착유동을 지속하는데 결정적인 역할을 하기 때문에 항력을 최소화한다.

† 2007년 4월 9일 접수~2007년 6월 8일 게재승인

\* 공군사관학교 기계공학과

\*\* 공군사관학교 항공우주공학과

주저자 이메일 : kylee@afa.ac.kr

항공기의 경우에도 좀 더 높은 받음각까지 박리를 지연시킨다면 높은 양력을 이용하여 좀 더 가파른 이착륙 경로를 택할 수 있거나 고양력 장치와 같은 복잡한 기계적 복잡성을 줄일 수 있게 된다. 예를 들어, 미 공군 연구소(AFRL)에서는 정규 활주로가 아닌 곳에 병력과 물자를 수송하여 전개할 수 있도록 약 300m의 활주거리로 이착륙 가능한 SSTOL(Super Short Take-Off and Landing) AMC-X 다목적 수송기를 개발하고 있다. 이를 위해서는 고양력 장치 뿐 아니라 보다 간단한 플랩 시스템의 설계가 요구된다<sup>[2]</sup>.

실제로 수많은 박리제어 방법들이 민간용 항공기 뿐 아니라 군용 항공기 그리고 수중 운반체에 까지 적용되고 있다. 항공기 날개에서 박리를 억제하는 한 방법으로는 앞전 슬랫을 두어 상대적으로 높은 운동량을 갖는 유체를 경계층내로 유입시켜 유동의 박리를 억제하는 것이다. 뒷전 박리도 같은 원리로 뒷전 플랩을 사용하면 동일한 효과를 얻을 수 있다. 그러나 이와 같은 추가적인 공력면의 설치는 날개 중량의 증가와 복잡성이 증가하는 단점 이외에도 소음과 진동의 주요 원인이 된다. 또한 주 날개와 고양력 장치와의 간극에서 레이다 반사파로 인하여 전투기의 은밀성 확보에도 큰 장애가 된다. 아울러 이러한 수동 제어 장치는 고정익의 경우에는 효과적일 수는 있어도 로터 블레이드와 같이 회전하는 날개에의 적용은 실용적이지 못하다.

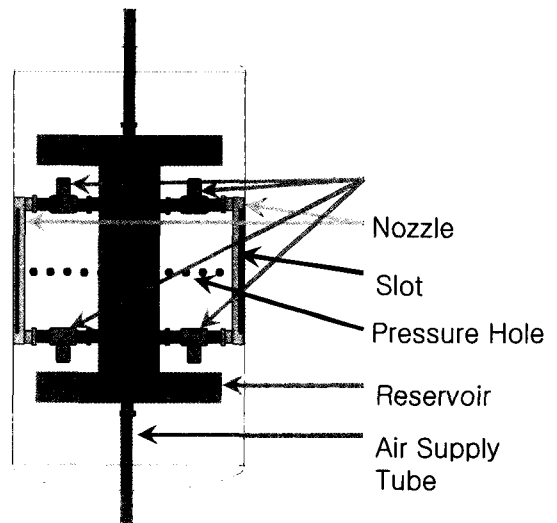
Becker 등<sup>[3]</sup>은 플랩의 앞전 부근에서의 간헐 제트 유동 여기방법으로 최대 22%의 양향비 향상을 보고하고 있다. 이는 플랩 없이 뒷전에서 블로잉으로 이러한 효과를 달성할 수 있다는 가능성을 제시해준다고 볼 수 있다. 최근의 무질량 유동 인조제트 방식은 날개끝의 양력을 증가시키면서 항력을 감소시키는 좋은 도구로 많은 연구가 진행되고 있다<sup>[3,4]</sup>. 국내에서도 다양한 수단과 방법을 사용한 실속제어 연구를 일부 수행하고 있으나 대부분 수치연구로 제한되어 있어 아직은 그 실증적 연구결과는 미미한 상태이다<sup>[5,6]</sup>.

따라서 본 논문은 직접 설계·제작된 날개끝과 유동제어 장치를 사용하여 실제적인 유동제어 효과를 측정할 실험논문이다. 즉, 높은 받음각에서의 실속 현상에 대한 유동 물리의 이해를 통해 유동박리를 지연 혹은 억제하는 방법으로서의 제트 블로잉 효과를 검

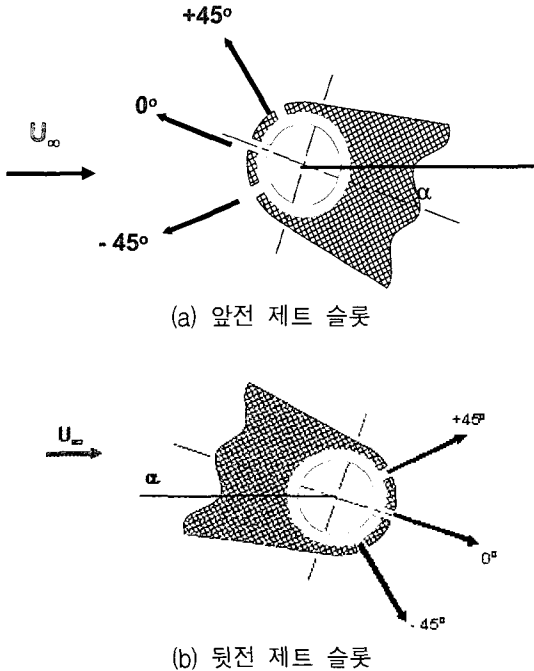
증하였다. 특히 앞전실속과 뒷전실속 등의 실속특성에 따른 제트 블로잉 위치 효과와 연속제트와 간헐제트 효과를 공력특성에의 영향 측면에서 규명하였다. 아울러 국내에서는 기본 공력특성 자료가 거의 없는 타원형 날개에 대한 공력 자료를 생산하여 그 특성을 제시하였다<sup>[7]</sup>.

## 2. 실험장치 및 방법

본 연구에 사용된 날개끝 모델은 시위선과 중앙스팬에 대하여 상하좌우가 모두 대칭인 타원형 단면의 이차원 날개끝으로 장축과 단축의 비는 8:1이다. 모델 날개의 시위와 스패는 각각 400mm, 1,500mm이며, 최대두께는 시위의 12.5%인 50mm이다. 날개 윗면에는 날개면 압력측정을 위한 45개의 압력공이 설치되어 있다. 날개의 앞전과 뒷전 중앙에는 그림 1과 같이 유동박리억제를 위한 폭 1mm, 길이 100mm의 제트 슬롯이 위치하고 있다. 제트슬롯은 탈·부착이 가능하도록 제작되었으며, 제트슬롯에서 분출되는 제트의 각도는 날개면으로부터 0°, +45°, -45°의 세 방향으로 조정할 수 있다(그림 2). 아울러 솔레노이드 밸브를 통해 연속 혹은 0~40Hz 범위의 간헐제트 방식으로 변환하여 사용할 수 있다.



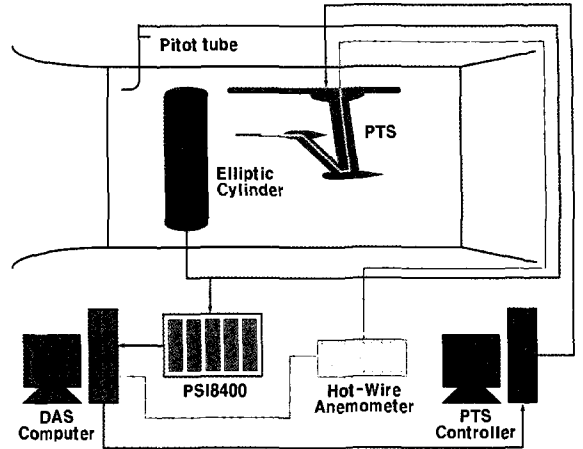
[그림 1] 압축공기 제트 구동기



[그림 2] 블로잉 제트 분출 방향

날개의 공력특성 해석을 위한 기본 데이터를 획득하기 위하여 날개면 압력장과 날개 후류에서의 전압장을 측정하였다. 날개면에서의 정압력 측정은 날개 안에 내장된 48채널의 ESP(Electronically Scanned Pressure) 압력측정 모듈과 PSI 8400 시스템에 의해 측정하였다. 측정된 날개면 압력분포로부터 수직력계수  $C_n$ 을 계산하였다. 모델 날개꼴의 항력계수  $C_d$ 는 날개꼴 상류에서의 자유유동 전압과 날개 후류에서의 전압의 측정에 의한 운동량 손실로 계산하였다. 후류에서의 전압 측정은 풍동의 정압이 도달할 수 있는 충분히 하류인 시위 길이만큼 후방에서 total head rake를 사용하여 측정하였다.

실험유속  $U_\infty$ 는 30m/s로 날개 시위선을 기준으로 한 레이놀즈수는  $Re_c=7.84 \times 10^5$ 이다. 블로잉 제트의 평균유속  $(V_j)_{rms}$ 는 자유유속의 2배인 60m/s이며, 제트운동량계수  $[C_\mu = \rho_j b (V_j)_s^2 / \rho U^2 c]$ 는 0.02의 크기이다. 제트 주파수  $f_j$ 는 연속제트와 40Hz의 간헐제트의 두 방식에 대하여 실험하였다. 간헐제트의 경우 무차원제트주파수( $f^* = f_j c / U$ )는 1.6의 크기이며 50% 개폐 사이클(half on, half off)로 작동시켰다. 블로잉 제트



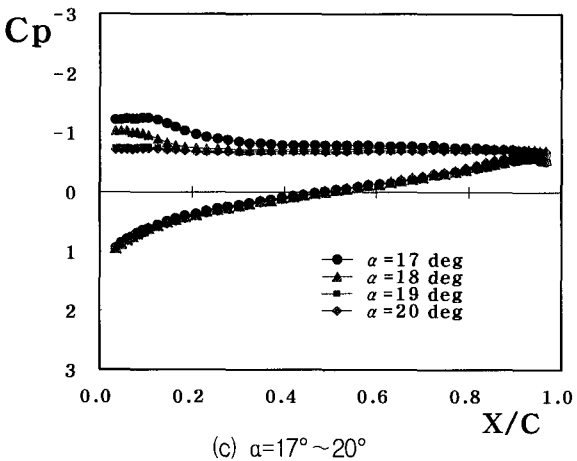
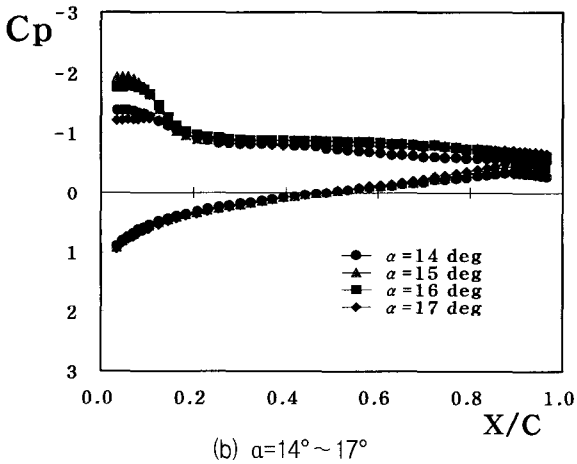
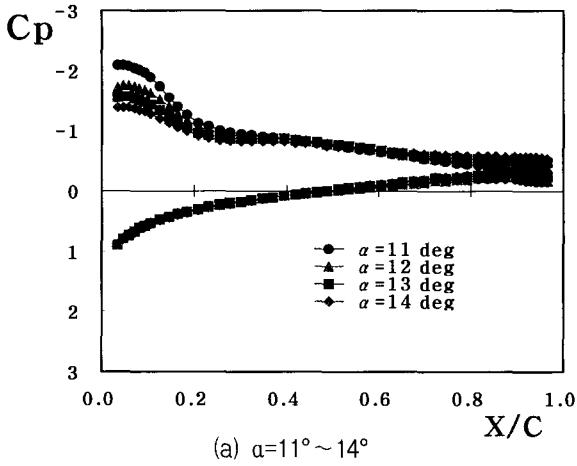
[그림 3] 압력측정 시스템 개략도

각도는 참고문헌 [8]의 결과를 준용하여 앞전 블로잉은 그림 2(a)의 +45°에서, 뒷전 블로잉은 그림 2(b)의 0°와 -45° 모두 3가지 경우에 대하여 수행하였다. 날개의 받음각은 1° 간격으로 측정하였다. 모든 실험은 측정부의 크기가 2.45m(H) × 3.5m(W) × 8.7m(L)인 공군사관학교의 중형 아음속 풍동을 사용하였다. 실험조건들은 TCS(Tunnel Control System)와 날개구동시스템에 연동된 전용 PC에 의해 제어하였다. 그림 3은 이와 같은 압력측정 시스템의 개략도를 보인 것이다.

### 3. 실험결과 및 고찰

#### 가. 타원형 날개의 공력특성

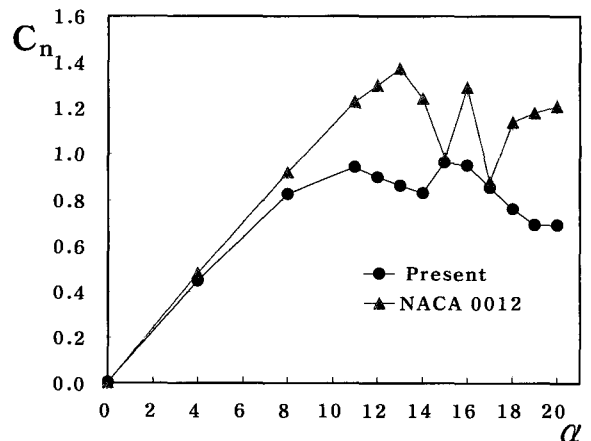
그림 4는 공력특성 변화가 큰 실속전후의 받음각 11°~20°에서 모델날개의 중앙스팬에서 시위방향으로 측정된 압력계수( $C_p$ ) 분포를 보인 것이다. 흡입압력계수는 받음각 증가와 함께 증가하며, 받음각 11°에서 최대압력  $(C_p)_{max}=-2.1$ 을 보이며 이후 감소한다(그림 4a). 하지만 받음각 15°와 16°에서 다시 증가하여 국소피크치  $(C_p)_{max}=-1.9$ 를 나타내고(그림 4b) 17° 이후에는 흡입압력 곡선이 붕괴되는 전형적인 실속특성의 압력 곡선을 보인다(그림 4c). 통상적인 날개꼴의  $C_p$  곡선에서와 같이 앞전부근에서의 날카로운 피크치 이후의 급격한 감소 특성을 볼 수 없는 것은 전술한



[그림 4] 날개면 흡입압력계수 분포

바와 같이 블로잉 제트 슬롯이 앞전에 설치되어 있어 최대 흡입압력이 발생하는 앞전근처에서의 압력을 측정할 수 없기 때문이다. 첫 번째 압력공은 앞전으로부터  $0.04c$  후방에 설치되어 있다. 본 실험모델보다 다소 두꺼운 최대두께  $(t/c)_{max}=0.2$ 인 타원형 단면 날개꼴에 대한 공력자료<sup>[3]</sup>와 비교해보면 시위증가와 함께 압력계수가 급격히 감소하는 특성을 보인다. 이는 상대적으로 날씬한 날개의 경우 부압력 구배로 인한 앞전실속 가능성이 증가함을 의미한다.

그림 5는 시위방향 압력계수분포를 적분하여 구한 날개면의 수직력계수( $C_n$ )를 NACA 0012와 비교하여 보인 것이다<sup>[9]</sup>. 본 연구에 사용된 타원형 단면의 날개꼴은 곡률반경  $R/c$ 가 1.5%이고, 최대두께  $(t/c)_{max}$ 가 12.5%인 비교적 날씬한 형상의 날개꼴로 NACA 0012( $t/c=12\%$ ,  $R/c=1.58\%$ )에 가까운 기하학적 특성을 가지고 있다. 전술한 바와 같이 앞전부근의 압력공 설치 제한으로 인하여 실제의 수직력계수는 다소 상회한다. 받음각 증가에 따른 수직력은 압력계수 피크치의 변화와 마찬가지로 받음각  $11^\circ$ 에서 피크치( $C_n=0.95$ )를 갖지만 이후 감소하다가  $15^\circ$ 에서 다시 피크치( $C_n=0.97$ )를 갖는 진동 현상을 보인다. 이는 받음각  $11^\circ$ 와  $15^\circ$  사이에서 경계층 박리의 특성이 변화됨을 의미한다. 즉, 받음각  $11^\circ$ 에서는 뒷전 박리된 흐름이 앞전 쪽으로 확장되면서 가벼운 실속 받음각에 진입하는 것으로 생각된다. 이후 난류 혼합에 의한 운동량 수송의 증가로 박리유동이 재부착되어 받음각

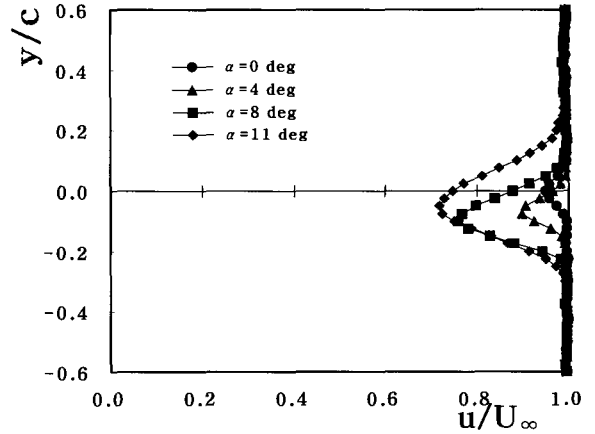


[그림 5] 받음각에 따른 수직력계수 변화

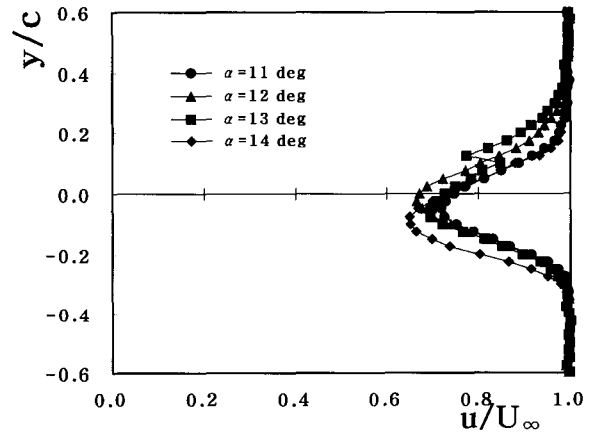
15°~16°까지 양력증가 지속된다. 받음각 17° 이후에는 앞전에서부터 유동이 박리되는 완전 실속상태에 진입하는 것으로 생각된다. 이와 같은 수직력 곡선의 비선형성은 받음각 증가와 함께 유동의 박리특성이 뒷전박리에서 앞전박리로, 그리고 박리버블의 생성과 붕괴 그리고 재박리에 의한 유동패턴의 변화에 기인하는 것으로 생각된다. 이는 레이놀즈수의 크기가  $10^5 \sim 10^6$  범위의 유동영역이 층류에서 난류로 천이되는 유동특성에 기인하는 것으로 생각된다. 그림 5에 보인 NACA 0012에서도 타원형 단면 날개꼴과 유사한 비선형적인 수직력 특성을 보인다. 층류박리버블의 형성과 붕괴와 재박리 등 받음각에 따른 매우 높은 비선형적 공력특성은 날개의 진동 등 안정적 운영을 저해하는 요소가 된다. 따라서 이와 같은 비선형적 공력특성을 제거하기 위해서는 약한 실속상태에 진입하는 받음각 11°에서부터 완전실속에 진입하는 받음각 15°~16°에서 유동제어가 필요함을 보여주고 있다.

그림 6은 각 받음각 영역별로 모델 날개의 시위만 큼 하류에서 측정된 후류속도 분포이다. 그림에서와 같이 받음각 증가와 함께 운동량 손실이 증가함을 알 수 있다. 가벼운 실속이 발생하는 받음각 11° 부근에서의 운동량 손실 증가가 다소 작아지다가(그림 6b) 받음각 14°도 이상에서 다시 증가한다. 특히 받음각 17°에서 운동량 결손이 급격히 증가함을 관찰 할 수 있다(그림 6c). 이는 그림 4의 받음각에 따른 날개면 압력장 변화와도 잘 일치하고 있다. 즉, 가벼운 실속 후 앞전에서의 박리버블의 생성과 재부착에 의한 운동량 손실률의 감소로 유추할 수 있다.

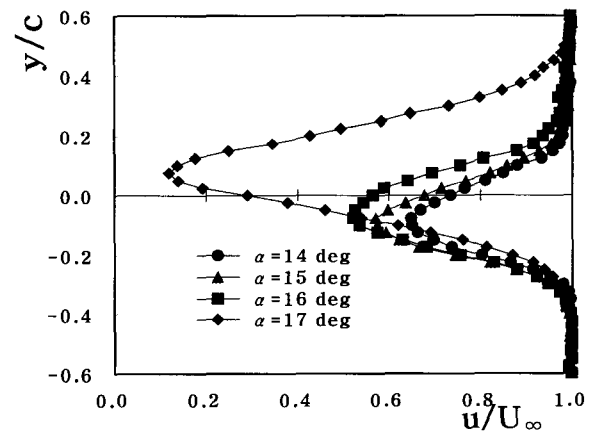
후류속도장 분포에 의한 운동량 결손으로 계산된 받음각에 따른 항력(형상항력)변화 곡선이 그림 7이다. 운동량 결손에 의한 항력의 계산은 상당히 정확한 방법이기기는 하지만 높은 받음각 상태의 박리후류 영역에서는 재순환 영역 등 유동의 비정상성으로 인하여 측정의 불확실성이 증가한다<sup>[10]</sup>. 모델 날개의 항력은 받음각 증가와 함께 거의 선형적으로 증가하는 특성을 보이고 있어 실속 받음각 이후에 급격히 증가하는 날개꼴들과는 차별성을 보인다. 즉, 가벼운 실속 받음각인 11°를 지나서 받음각 13°에서 국소피크치  $C_d=0.18$ 를 보이고 받음각 14°에서는 감소하였다가 받음각 15°부터 급격히 증가한다. 이와 같은 항력 곡선



(a)  $\alpha=0^\circ \sim 11^\circ$

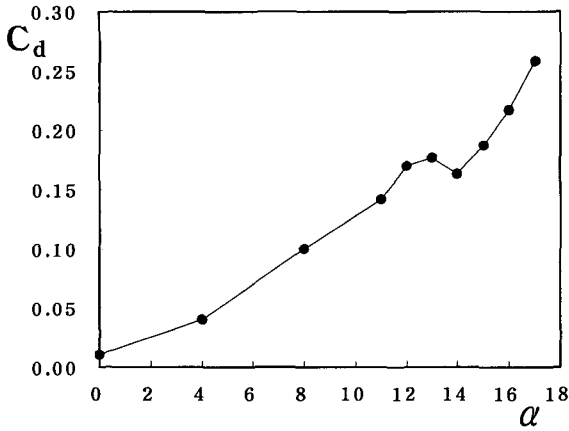


(b)  $\alpha=11^\circ \sim 14^\circ$



(c)  $\alpha=14^\circ \sim 17^\circ$

[그림 6] 후류 속도 분포



[그림 7] 받음각에 따른 항력계수 변화

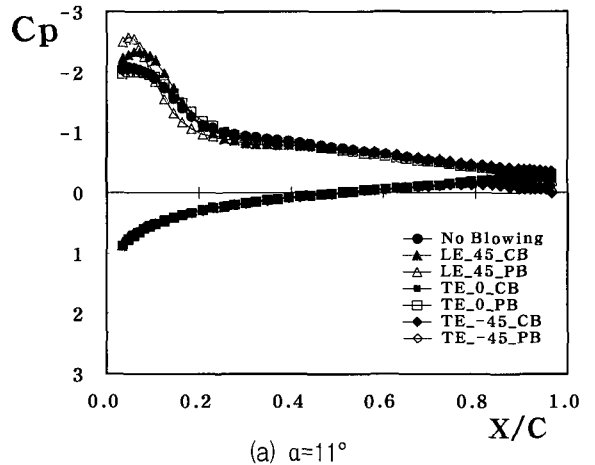
의 진동 현상은 그림 5의 수직력의 진동현상과 유사성을 갖는다.

타원형 단면 날개꼴에 대한 공력자료는 제한된 형상과 레이놀즈수를 제외하고는 거의 전무하기 때문에 비교 분석하기가 매우 어렵다<sup>[11]</sup>. 본 연구날개 모델보다 두꺼운 이기영 등<sup>[3]</sup>의  $(t/c)_{max}=0.2$ 의 경우와 비교하면 상대적으로 두꺼운 날개에서 관찰되는 부드러운 실속특성곡선에 비해 특정 받음각 이상에서는 앞전실속과 유동의 재부착 및 재박리에 따른 양·항력의 진동 현상이 공통적으로 발생하여 공력특성이 날개 두께 등의 형상특성에 매우 민감함을 알 수 있다.

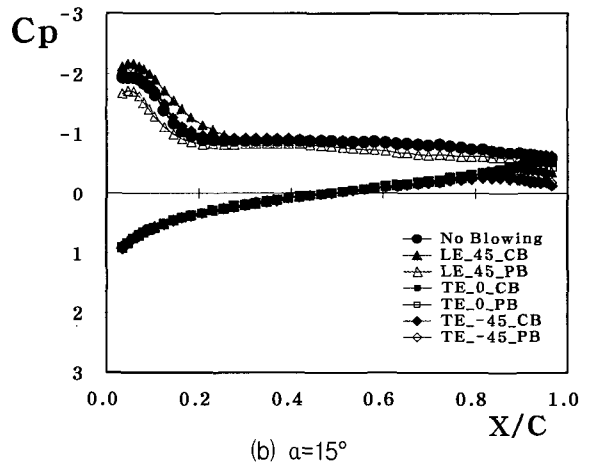
#### 나. 블로잉의 공력특성에의 영향

그림 8~그림 11은 모델날개의 앞전과 뒷전에서 연속 혹은 간헐제트 블로잉을 부여한 경우의 날개면 압력분포와 후류 속도분포 그리고 이들로부터 구한 수직력 및 항력을 비교하여 보인 것이다. 그림에서 CB는 연속제트 블로잉(Continuous Jet Blowing)을, PB는 간헐제트 블로잉(Pulsating Jet Blowing)을, 그리고 숫자는 그림 2에서와 같은 블로잉 제트 분출 각도를 가리킨다. 연속제트는 경계층 흐름에 운동량을 증가시키는 효과를, 간헐제트는 경계층 흐름의 여기를 통한 외부흐름과 경계층 흐름의 혼합효과를 촉진하기 위하여 사용되었다. 간헐제트는 40Hz로 여기시켰으며, 50%의 개폐 사이클을 이용하였다.

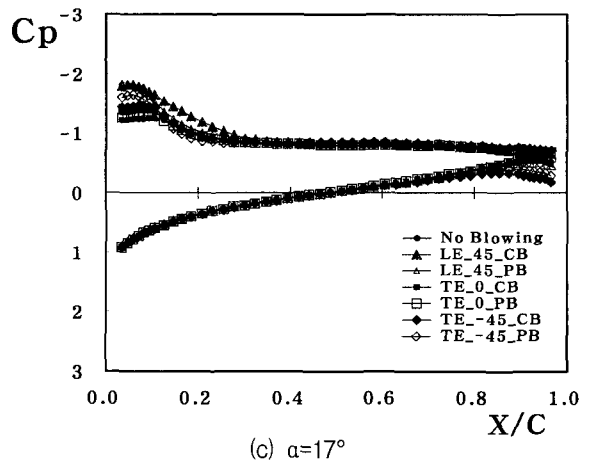
그림 8은 가벼운 실속 받음각인 11°와 실속후 받음각인 15°와 17°에서 블로잉에 의한 압력분포 변화



(a)  $\alpha=11^\circ$



(b)  $\alpha=15^\circ$



(c)  $\alpha=17^\circ$

[그림 8] 제트 블로잉에 의한 날개면 흡입압력 분포 변화

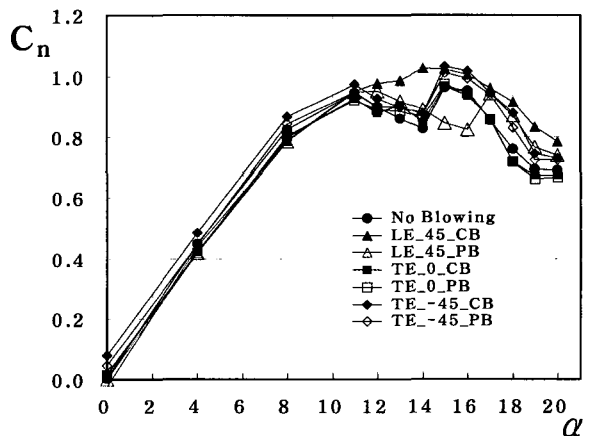
를 보인 것이다. 가벼운 실속 받음각인 11°에서의 날개 윗면에서의 압력분포를 보면 앞전에서의 블로잉(LE\_45)은 앞전 부근에서의 압력회복 효과가 크다. 특히 간헐제트보다 연속제트가 더욱 효과적임을 관찰할 수 있다(그림 8a). 하지만 뒷전에서의 블로잉(TE\_0, TE\_-45)은 연속 및 간헐제트 모두 블로잉이 없는 경우와 차이가 없는 압력분포를 보인다. 블로잉이 없는 경우에 수직력이 국소피크를 이루는 받음각 15°의 경우, 앞전에서의 연속 제트 블로잉에 의한 압력회복이 여전히 유효함을 알 수 있다. 하지만 앞전에서의 간헐제트는 오히려 흡입압력을 저하시키는 특이한 현상을 보인다(그림 8b). 아울러 뒷전에서의 블로잉은 블로잉 각도와 형태에 관계없이 블로잉이 없는 경우와 압력분포 변화가 없다. 이는 받음각 15° 이후에는 뒷전 바리 영역이 앞전까지 완전히 확장된 완전실속영역에 진입하기 때문에 앞전 실속 후의 뒷전 블로잉은 흡입압력 회복에 영향을 주지 못하는 것으로 생각된다. 완전실속 상태인 받음각 17°에서는 앞전 및 뒷전에서 간헐제트 연속제트 모두 흡입압력을 상승시키는 효과를 보여주고 있다(그림 8c). 특히 앞전에서의 연속제트 블로잉의 압력확립 효과가 현저하다. 이는 앞전 블로잉에 의한 운동량 증가와 더불어 캠버효과도 있는 것으로 생각된다. 완전실속인 경우는 뒷전에서의 블로잉도 그 효과가 크지는 않으나 날개면에서의 흡입압력 회복에 기여함을 보여주고 있다.

이와 같은 블로잉의 위치 및 블로잉 방법의 공력특성에의 영향은 그림 9의 받음각에 대한 수직력 변화에서 확인할 수 있다. 가벼운 실속전 받음각인 11°이하에서는 뒷전에서의 블로잉의 뒷전바리 억제 효과로 3.2~4.8%의 양력증가가 있다. 특히 뒷전에서의 -45° 방향의 제트(TE\_-45)는 캠버효과가 부가된 것으로 보인다. 반면에 완전실속 이후의 받음각인 받음각 15° 이상에서는 앞전에서의 블로잉이 실속억제에 효과적이어서 5.2~20.3%의 양력증가 효과를 보인다. 특히 앞전에서의 연속제트에 의한 경계층내로의 운동량 증가가 수직력 상승에 가장 효과적임을 알 수 있다. 흥미로운 현상은 앞전에서의 연속제트 블로잉으로 두 개의 피크치를 갖는 수직력의 진동현상을 하나의 피크치와 받음각에 따라 수직력이 완만하게 감소하는 실속특성 곡선으로 변화시키는 반면 간헐제트는 수직

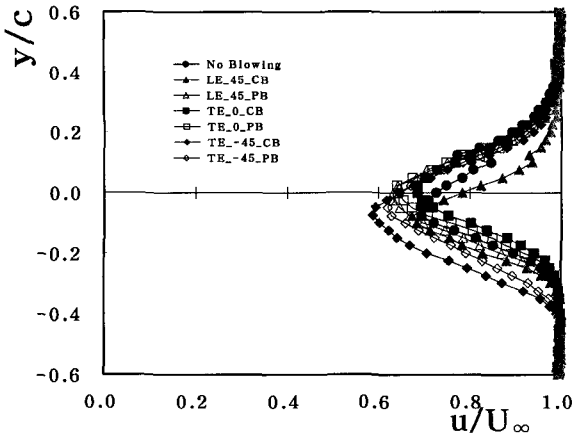
력 진동현상이 2도 지연되어 나타나 실속지연에 의한 유동제어 가능성을 뒷받침 해준다.

그림 10은 받음각 11°, 15° 그리고 17°에서의 블로잉 제트에 의한 후류속도 분포의 변화를 각각 보인 것이다. 가벼운 실속 받음각인 11°에서는 뒷전에서의 접선방향 블로잉(TE\_0)은 블로잉 형태에 관계없이 모두 속도결손이 현저히 감소한다. 하지만 뒷전에서의 하방 블로잉(TE\_-45)는 오히려 속도결손이 증가함을 보인다(그림 10a). 그러나 앞전 블로잉은 후류속도 분포에 거의 영향이 없다. 실속후 받음각인 15°에서는 뒷전에서의 하방 블로잉에 의한 속도결손의 증가만이 현저할 뿐, 다른 방식의 블로잉에 의한 속도결손에의 영향은 미미한 수준이다(그림 10b). 하지만 강한 앞전실속 상태의 받음각 17°에서는 다른 양상을 보인다. 즉, 후류속도 분포에의 영향이 거의 없었던 앞전 블로잉에 의한 속도결손 감소 효과가 현저하게 나타남을 알 수 있다(그림 10c). 특히, 날개면 압력분포와 마찬가지로 앞전에서의 연속제트가 속도결손을 감소시키는데 가장 효과적임을 알 수 있다. 반면에 뒷전에서의 블로잉은 속도결손을 오히려 증가시킴을 알 수 있다.

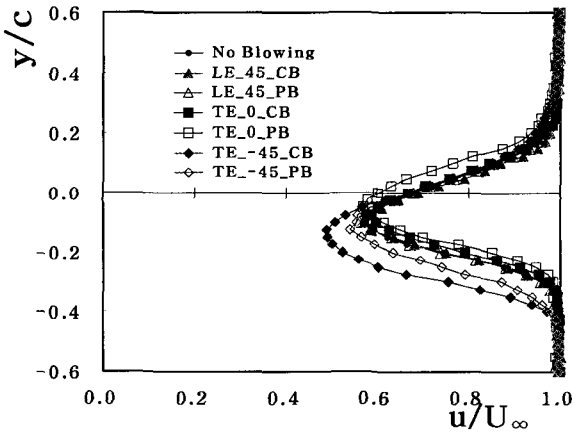
후류속도 분포로부터 계산된 받음각에 따른 형상항력 변화를 그림 11에 보였다. 그림에서와 같이 낮은 받음각을 제외하고는 앞전 및 뒷전 블로잉 모두 항력을 감소시킨다. 특히 뒷전에서 접선방향으로의 블로잉(TE\_0)은 실속진입 전 받음각에서 6.8~30.3%의



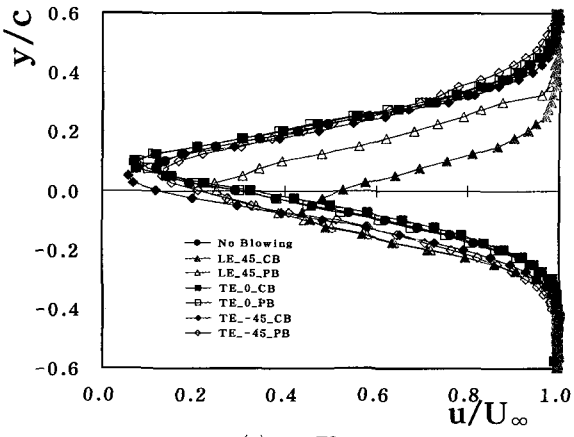
[그림 9] 제트 블로잉에 의한 수직력 변화



(a)  $\alpha = 13^\circ$



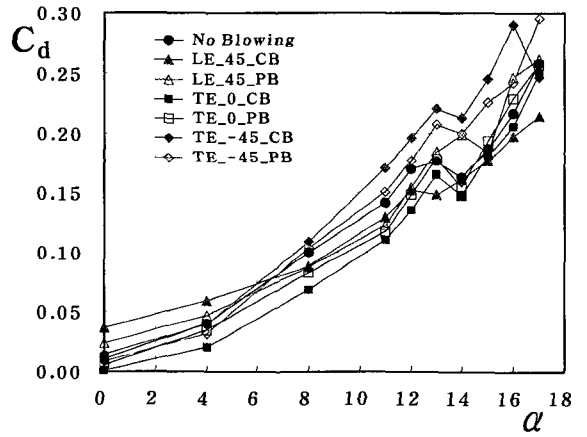
(b)  $\alpha = 15^\circ$



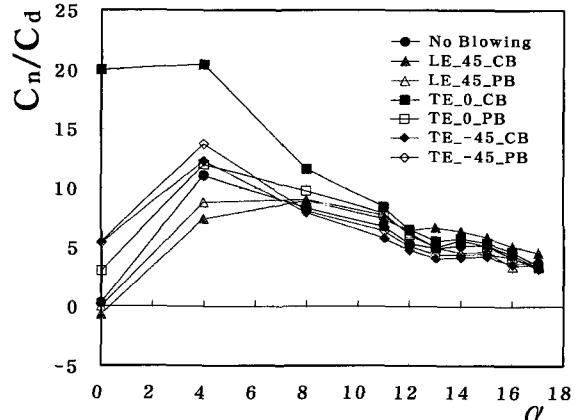
(c)  $\alpha = 17^\circ$

[그림 10] 제트 블로잉에 의한 후류속도 분포

항력 감소효과가 있다. 반면에 완전실속 이후인 받음각  $15^\circ$  이상에서는 앞전에서 블로잉이 가장 효과적이어서 5.6~16.9%의 항력감소 효과를 보인다. 하지만  $-45^\circ$  방향의 뒷전 블로잉은 오히려 항력을 증가시킨다. 뒷전에서 간헐제트의 경우에는 유동 박리점의 주기적 이동으로 항력감소에 기여하지 못하는 것으로 생각된다. 아울러 그림 9에서와 같이 받음각에 따른 항력곡선도 앞전에서 연속제트는 유연한 항력곡선으로 변화시키고, 간헐제트는 블로잉이 없는 경우보다 받음각  $1^\circ$  지연되어 나타난다. 본 실험 날개 모델의 블로잉에 의한 수직력-항력특성 변화를 그림 12에 보였다. 가벼운 실속받음각인  $11^\circ$ 이하의 낮은 받음각에서는 뒷전 블로잉에 의한 양향특성 향상이



[그림 11] 제트 블로잉에 의한 항력특성



[그림 12] 제트 블로잉에 의한 수직력/항력 특성



현저하나 받음각 15° 이상에서는 항력의 증가가 양력 상승보다 더 커 양항특성이 오히려 악화된다. 반면에 앞전에서의 블로잉은 받음각 15° 이상의 완전실속 상태에서의 양항특성 개선 효과가 현저하여 약 12.4~52.7%가 상승되었다.

본 연구와 같이 받음각이 고정된 상태에서 발생하는 경계층 박리에 의한 실속의 경우에는 간헐제트 보다는 경계층 내로 운동량을 직접 부가시키는 연속제트 방식이 더 효과적임을 알 수 있다. 따라서 앞전에서의 블로잉에 의한 실속 억제 효과를 증진하기 위해서는 가능한 한 날개면에 근접한 접선 방향 제트가 유동을 부착하는데 효과적임을 유추 할 수 있다.

#### 4. 요약 및 결론

블로잉 제트에 의한 타원형 날개꼴의 공력특성 변화를 날개면 압력장 및 후류 전압장 측정방법으로 연구하여 다음의 결과를 얻었다.

- (1) 타원형 단면 날개꼴의 수직력 특성은 받음각 11°와 15°에서 각각 국소피크치를 갖는 진동 특성을 갖는다.
- (2) 가벼운 실속 받음각인 11°이하에서는 뒷전에서의 블로잉이 완전실속 받음각인 15° 이상에서는 앞전에서의 블로잉의 양력상승 효과가 가장 크다.
- (3) 실속후 받음각에서 앞전에서의 연속제트 블로잉은 수직력 진동현상을 소멸시켜 유연한 실속 곡선으로 변화되며, 앞전에서의 간헐제트 블로잉은 실속 받음각이 2도 지연된 특성으로 변화시킨다.
- (4) 앞전 및 뒷전 블로잉 모두 항력을 감소시킨다. 특히 뒷전 블로잉은 실속전 받음각에서, 앞전 블로잉은 실속후 받음각에서 항력감소 효과를 보인다.
- (5) 실속전 받음각에서는 뒷전 블로잉이, 실속후 받음각에서는 앞전 블로잉의 양항특성 개선 효과가 크다.
- (6) 경계층 박리에 의한 실속의 경우에는 간헐제트 보다는 경계층 내로 운동량을 직접 부가시키는

연속제트 방식이 실속 억제에 더욱 효과적임을 알 수 있다.

#### 후 기

본 연구 논문은 06년도 학술진흥재단의 지원(KRF-2006-D00360)과 공군사관학교 국고연구비(KAFA 07-23) 예산 지원으로 수행된 결과입니다.

#### 참 고 문 헌

- [1] Becker, R., King, R. Petz, R. and Nitsche, W., "Adaptive Closed-Loop Separation Control on a High Lift Configuration Using Extremum Seeking", AIAA Paper 2006-3493, 2006.
- [2] Manley, D. J. and von Klein, W., "Design and Development of a Super-Short Take-off and Landing Transport Aircraft", AIAA Paper 2002-9023, 2002.
- [3] Amitay, M., Smith, B. L. and Glezer, A., "Aerodynamic Flow Control Using Synthetic Jet Technology", AIAA Paper 98-0208, 1998.
- [4] Hassan, A. A., Nagib, H. and Wygnanski, I., "Oscillatory Jet-Benefits and Numerical Modeling Issues", 58th Annual Forum of the American Helicopter Soc., Montreal, Canada, June 11-13, 2002.
- [5] 최성윤, 권오준, "연속적 블로잉에 따른 NACA 0015 익형 공력 특성 변화에 대한 수치적 연구," 한국항공우주학회지 Vol. 34, No. 5, pp.1~11, 2006.
- [6] 김상훈, 김종암, "NACA23012 익형에서 synthetic jet를 이용한 유동제어," 한국항공우주학회지 Vol. 34, No. 6, pp. 10~17, 2006.
- [7] 이기영, 손명환, 김해원, "타원형 날개의 공력 특성 연구," 한국군사과학기술학회지 Vol. 6, No. 4, pp.29~37, 2003.
- [8] 이기영, 손명환, 정형석, "이차원 타원형 날개꼴

의 실속제어에서 간헐제트 블로잉의 효과,” 한국  
항공우주학회지, Vol. 33, No. 7, pp.1~8, 2005.

[9] Bingham, G. J. and Noonan, K. W., “Two-  
Dimensional Aerodynamic Characteristics of  
Three Rotorcraft Airfoils at Mach Number

from 0.35 to 0.90”, NASA TP-2000,  
AVRADCOM TR-82-B-2.

[10] Barlow, J. B., Rae, W. H. and Pope, A.,  
*Low-Speed Wind Tunnel Testing*, 3rd ed.,  
Wiley Interscience, 1999.