

Synthetic jet을 이용한 3차원 동체-날개 혼합형 날개의 고 받음각 유동 박리 제어를 위한 실험적/수치적 연구

1. 서론

유동제어는 고성능, 고효율 항공기 개발에 전제되는 핵심기술이고, 동시에 성능, 안전성 등의 요구를 만족시킴으로써 차세대 항공기의 패러다임의 변화를 앞당길 수 있는 선도적 기술로 평가되고 있다. 이에 시대적 개발 요구에 따라 보다 높은 양항비를 안정적으로 얻기 위한 공기역학적 연구는 그 중요성이 커지고 있다. 특히, 박리 현상 내의 압력 변화는 양력 감소 및 항력 증가를 야기하므로 결과적으로 비행체의 양항비 성능에 치명적인 결과를 가져오기도 한다. 이에 유동 박리를 효과적으로 제어하기 위한 유동 제어 기법 및 장치에 대한 많은 연구가 수행되어 왔다. 그 중 능동 유동 제어 기법 중 하나인 synthetic jet은 주기적으로 jet을 흡입/분출하는 원리를 이용한 능동 유동 제어 장치로서 suction, blowing 등의 고전적인 장치에 비해 적은 에너지 소비로 우수한 제어 효과를 발휘하기 때문에 차세대 유동 제어 기술로 활발히 연구되고 있다.

동체-날개 혼합 형상은 기존의 형태 보다 높은 양항비를 얻을 수 있기 때문에 연료 소모 효율 측면에서 효과적이고, 미래 항공기 개발 분야에서 다양하게 연구되고 있다. 동체-날개 혼합 형상도 기본적으로 델타윙 형상의 특징을 가지고 있기 때문에 고 받음각 상황에서는 앞전 와류가 발생하게 되고 이로 인해 양력 증가를 얻을 수 있지만 동시에 항력도 증가하게 된다. 따라서 고 받음각 상황에서 안정적인 공력 성능을 얻기 위해서는 앞전 와류를 적절하게 조절해야 한다.

이에 본 논문은 실험적, 수치적 방법을 통하여 synthetic jet 시스템을 이용한 동체-날개 혼합 형상의 고 받음각 유동 박리를 효과적으로 제어하는 기법에 관한 연구를 수행하였다. 첫 번째 단계에서는 동체-날개 혼합 형상의 기본적인 공력 특성을 확인하기 위해 jet-off 조건에서 실험 및 수치해석을 수행했다. 시험 모델의 받음각을 변화시키며 공력 실험을 수행했고, 주요 공력 데이터와 함께 전산 수치 해석을 통해 도출한 유동 구조와 함께 분석하였다. 그 다음 단계로서 실속 받음각에서 synthetic jet의 유동 제어 성능을 검증하기 위해 다양한 조건의 실험을 수행했고, 주요 공력 데이터는 전산 수치 해석을 통해 도출한 유동 구조를 활용하여 분석했다. 그 결과 synthetic jet의 입력 조건, 받음각, 위치에 따라 효율적인 synthetic jet 작동 기법을 도출할 수 있었다.

2. 풍동 실험 장치 및 절차

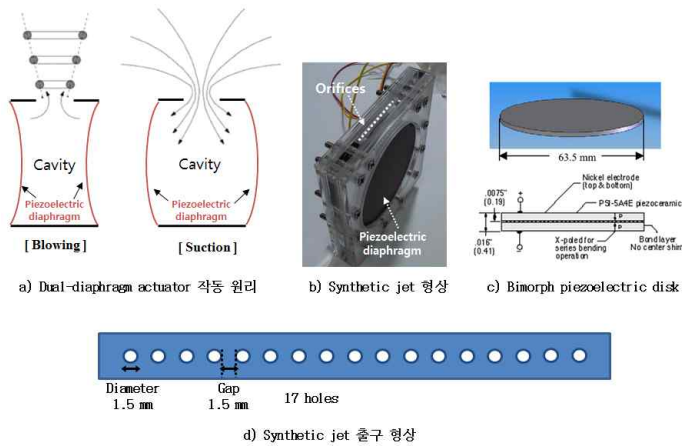


Fig. 1 Synthetic jet 작동 원리 및 형상

Fig. 2는 동체-날개 혼합형 풍동 시험 모델로 span 길이는 2 m, 중심 chord 길이는 1.184 m 이다. 유동 박리 제어를 위해 좌/우측 날개의 앞전 부근에 각각 7개의 synthetic jet 모듈이 설치되었다. 시험 모델의 표면에는 공력 성능을 측정하기 위한 정적 압력탭 45개를 설치하여 각 section 별로 데이터를 분석하였다. 또한 외장형 풍동 저울을 이용하여 6분력을 측정했다. 풍동 실험은 항공우주연구원의 중형 풍동을 사용했다.

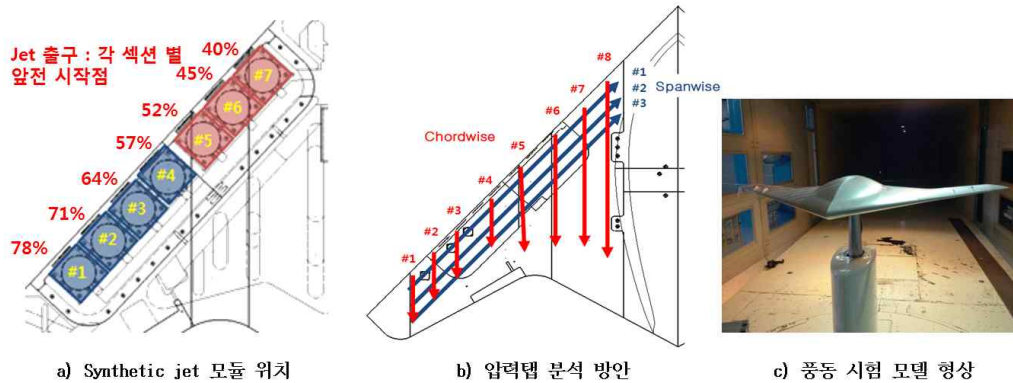


Fig. 2 동체-날개 혼합형 풍동 시험 모델

3. 기본 공력 특성

날개-동체 혼합형 시험 모델에 대한 유동 제어 전략을 수립하기 위해 기본 공력 특성을 분석했다. Synthetic jet-off 조건에서 받음각을 변화시키며 공력 측정 실험을 수행하고, 실험 결과는 수치해석을 통해 획득한 유동 구조를 이용하여 분석했다. 그 결과, 받음각 변화에 따른 공력 계수 경향을 통해 실속 받음각은 $\alpha = 10$ 도라는 것을 확인할 수 있었다. Figures 4-5의 좌측 그림은 tuft 유동 가시화를 나타내고, 우측 그림은 표면 압력 계수 분포와 유선을 나타내고 있다. 실속 받음각 ($\alpha = 0$ 도)에 이르면 앞전 부분의 tuft가 span 방향으로 불안정하게 흔들리기 시작하고, 저압부 영역 확대되고 있다. 아직 앞전 와류가 본격적으로 붕괴되지는 않으며 wing tip 부근의 박리 영역이 서서히 확대되

고 있다. 받음각이 좀 더 증가한 $\alpha = 12$ 도에서는 본격적인 앞전 와류 붕괴 현상이 관찰되기 시작한다. 앞전 와류 붕괴 시작 지점은 concave trailing-edge 부근까지 inboard 방향으로 이동하였고, 박리 영역도 이 지점까지 확대되고 있다.

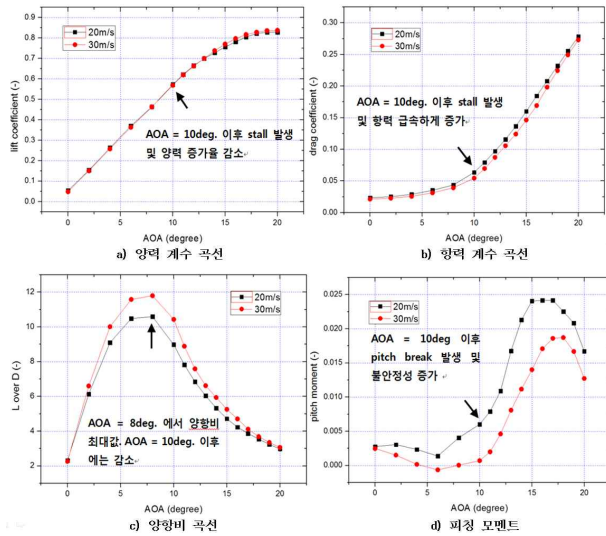


Fig. 3 Jet-off 조건의 받음각 별 공력 데이터

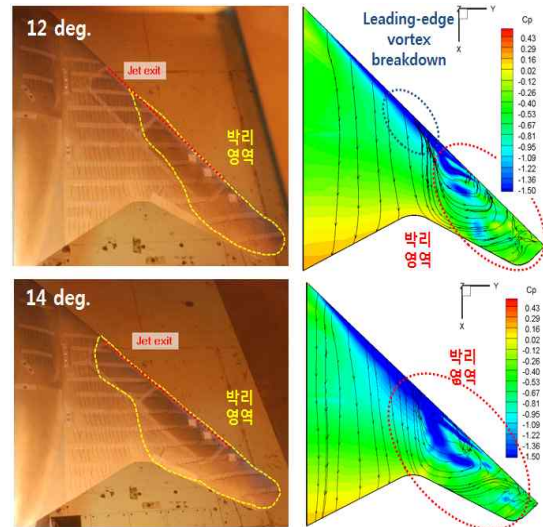


Fig. 4 유동 가시화 및 수치해석 결과

4. Synthetic jet 유동 제어 실험

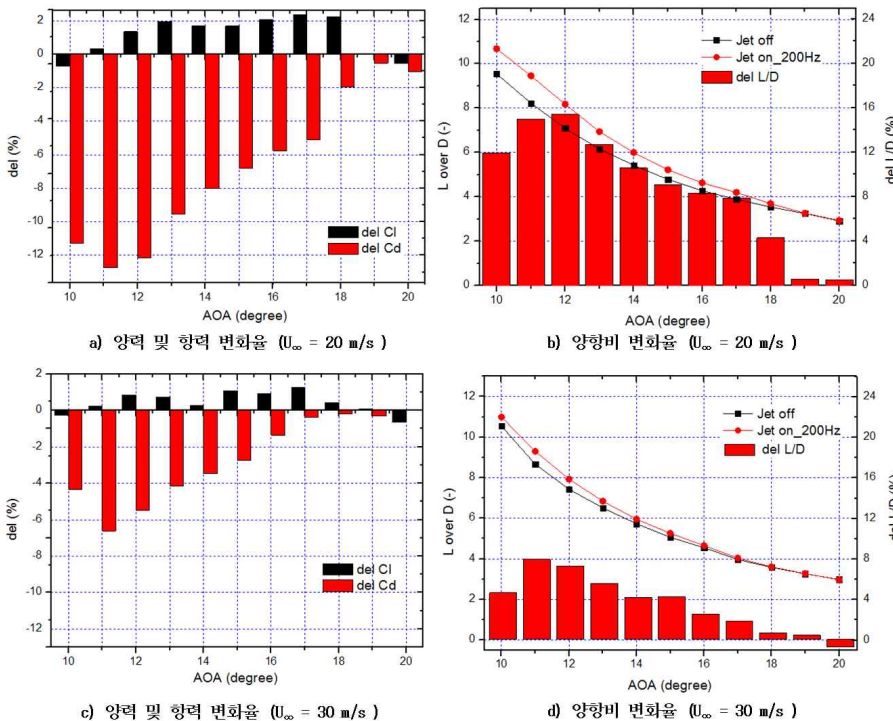


Fig. 5 실속 받음각 구간의 유동제어 특성

Synthetic jet-off 조건의 기본 공력 데이터를 바탕으로 유동 제어 실험 수행했다. 각 외부 유동 조건에 적합한 유동 제어 기법을 연구하기 위해 다양한 조건에서 실험을 수행했다. 동체-날개 혼합형 형상의 경우, 유동 박리 특성은 앞전 와류 붕괴 현상과 밀접하게 관련이 있다. 앞전 와류 현상을 제어하여 공력 성능을 향상시키기 위해서는 synthetic jet 작동 조건을 최적화하여 적절하게 조절할 필요가 있다. 이에 다양한 synthetic jet 파라미터 변화에 따른 유동제어를 수행하였고, 기본 공력 데이터와 비교하여 향상된 공력 성능을 각 조건별로 정량적으로 분석했다. 이를 통해 효과적인 유동 제어 성능을 발휘하는 synthetic jet 작동 조건을 도출하였다.

능을 향상시키기 위해서는 synthetic jet 작동 조건을 최적화하여 적절하게 조절할 필요가 있다. 이에 다양한 synthetic jet 파라미터 변화에 따른 유동제어를 수행하였고, 기본 공력 데이터와 비교하여 향상된 공력 성능을 각 조건별로 정량적으로 분석했다. 이를 통해 효과적인 유동 제어 성능을 발휘하는 synthetic jet 작동 조건을 도출하였다.

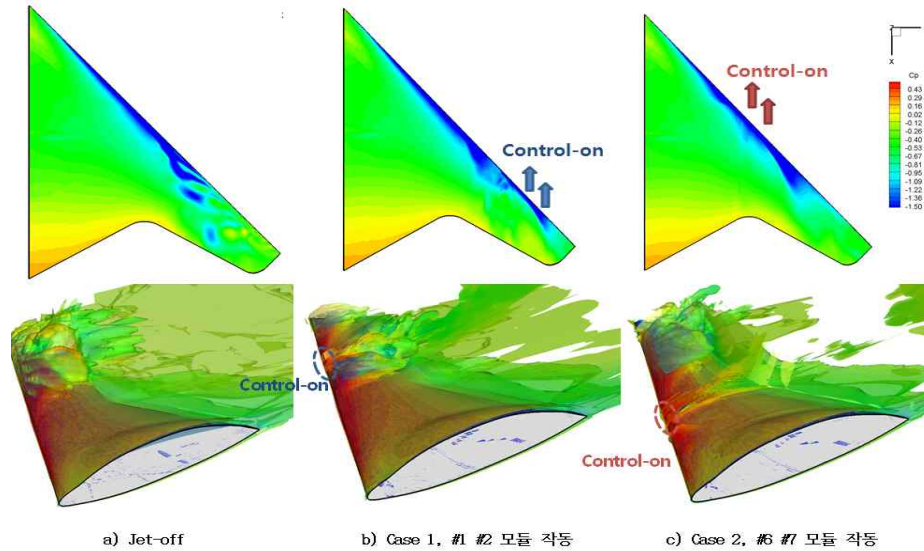


Fig. 6 위치별 작동에 대한 Cp 분포 및 iso-vorticity contour ($\alpha=12^\circ$, $U_\infty=20\text{m/s}$)

5. 결론

본 논문에서는 3차원 동체-날개 혼합형 (blended wing body configuration) 모델의 고 받음각에서 발생하는 유동 박리를 제어하기 위해 실험적 및 수치적 방법을 통하여 효과적인 synthetic jet 유동 제어 연구를 수행하였다.

먼저, 날개-동체 혼합형 시험 모델에 대한 유동 제어 전략을 수립하기 위해 synthetic jet-off 조건에서 받음각별 공력 데이터 및 유동 가시화 분석을 통해 실속 받음각 이후로 비행체의 안정성이 급격하게 악화되고 있음이 확인되었고, 이와 같은 현상은 앞전 와류 붕괴 및 박리 영역 확장이 주요 원인인 것으로 분석되었다. Synthetic jet-off 조건에서 공력 특성을 바탕으로 효과적인 유동 제어 전략을 수립하기 위해 synthetic jet 작동 조건을 변화시키며 실험 및 수치해석을 수행했다. Synthetic jet 입력 조건 변화 실험을 통해 효과적인 유동 제어 성능을 발휘하는 입력 조건을 확인할 수 있었다. 또한 받음각 변화에 따른 유동 제어 실험을 통해 실속 받음각 구간에서 앞전 부근의 synthetic jet 작동을 통해 양항비가 상당히 향상되고 있음을 확인하였다. 또한 위치별 선택적 작동 및 각 모듈별 작동 위상차를 적용하여 보다 효율적인 유동 제어가 가능함을 확인했다. 다양한 조건에 대한 풍동 실험과 수치해석을 통해 동체-날개 모델에서 발생하는 박리 영역을 효율적으로 제어할 수 있는 synthetic jet 작동 조건을 도출하였다.

본 연구에서 진행된 synthetic jet actuator를 적용한 유동제어 시스템 기술, 비행조건에 따라 최적의 공력 특성을 갖도록 하는 유동제어 기술, 3차원 날개의 풍동 시험 및 수치해석 기술은 고성능/고기동성의 저소음, 스텔스 항공기 개발에 필요한 연구 능력 확보할 수 있는 발판이 될 것이며 한국형 항공기 개발에 필요한 핵심 유동제어 기술로 활용될 것이다. 또한 능동 유동 제어 장치의 설계 및 제작 기술은 MEMS 기반의 차세대 항공기 핵심 부품 개발 기술을 확보하는데 기여할 수 있을 것이다.