

진동하는 익형(NACA0012)의 공력특성 : $Re \sim 8 \times 10^5$, $k < 0.1$

조태환*, 윤성준**, 장병희***

Aerodynamic characteristics of the Oscillating
Airfoil(NACA0012) : $Re \sim 8 \times 10^5$, $k < 0.05$

Tae-Hwan Cho*, Sung-Jun Youn**, Beong-Hee Chang***

Abstract

The aerodynamic characteristics of the oscillating airfoil(NACA0012) were measured by experimental methods by using the airfoil oscillating test rig installed at KARI 1m wind tunnel. The chord of the airfoil is 0.2m and the span is 0.75m. The lift and pitching moments were calculated by integrating the surface pressure measured by strain-gage type pressure sensors. The test condition is like this : the reduced oscillating frequency(k) < 0.1 , $Re \sim 820,000$, $Mach < 0.25$. The test results were compared with the reference data published by other facilities.

초 록

진동하는 익형(NACA0012)의 공력특성을 KARI 1m 풍동에 설치된 익형진동장치를 사용하여 시험적으로 측정하였다. 사용된 익형의 기준시위는 0.2m 스패는 0.75m이다. 익형표면에 설치된 스트레인-게이지 형식의 압력센서를 사용하여 측정된 압력을 적분하여 익형의 양력과 피칭모멘트를 계산하였다. 시험조건은 표준진동계수 $k < 0.1$, $Re \sim 820,000$, $Mach < 0.25$ 이며, 시험결과를 타 기관에서 시험한 결과와 비교하였다.

키워드 : 동적실속(dynamic stall), 익형진동(oscillating airfoil)

1. 서 론

동적실속은 헬리콥터 회전익이나 항공기 날개가 비정상(unsteady) 운동을 할 경우 익형주위의 복잡한 유동현상에 의해 발생하는 실속지연(stall delay) 현상을 나타낸다. 실속지연은 실속각 지연 및 실속각에서 양력 및 피칭모멘트의 급격한 증가를 동반하며, 1970년대 동적실속에 대한 연

구가 진행된 이후에 최근까지 다양한 방법으로 동적실속에 대한 연구가 진행되고 있다. 이러한 동적실속에 대한 지속적인 연구는 동적실속 현상이 갖는 복잡성과 중요성을 대변하고 있다. 헬리콥터의 로터 블레이드, 전투기와 같이 급기동을 요구하는 항공기, 발전기에 사용되는 터빈, 제트엔진 압축기 블레이드 등 많은 영역에서 동적실속 현상을 응용한 연구가 진행되고 있다.

* 공력성능그룹/thcho@kari.re.kr

*** 공력성능그룹/cbh@kari.re.kr

** 공력성능그룹/ysjp41@kari.re.kr

동적실속 현상에 대한 초기 연구는 헬리콥터 설계 시 익형 공력해석 결과를 사용하여 예측한 로터의 효율과 실제 효율과의 차이를 해석하는 과정에서 발견되었다. 이후 Ham과 Garelick에 의해 진동하는 익형에서도 동적실속 현상이 발생하며, 동적실속에 따른 양력증가는 비정상 운동을 하는 익형에서 발생하는 와류와 연관이 있다는 것이 밝혀졌다. 이후 Carta, McCroskey, Fisher와 같은 연구자들에 의해 회전익에 대한 많은 동적실속 시험이 수행되었다.

프로펠러 익형의 성능을 정확히 평가하기 위해서는 동적실속을 고려하여 성능을 예측하여야 하며, 이를 위해서는 해당 익형의 진동수, 마하수, 레이놀즈 수에 대한 영향이 적절히 고려되어야 한다.

2. 본 론

2.1 동적실속 시험장치

항공우주연구원 동적실속 시험장치는 그림 1, 그림 2에 나타난 것과 같이 시험부 교체형으로 2004년에 제작/설치되었다. 시험장치는 최대 900RPM까지 익형을 sine파형으로 진동시킬 수 있으며, 익형의 평균반음각 및 진폭을 조절할 수 있다. 시험에 사용한 익형은 NACA 0012로 그림 3과 같이 익형 내부단면에 스트레인-게이지 형태의 압력센서(Entran EPI-5)를 삽입할 수 있도록 하였다. 익형 표면 압력공으로부터 압력센서의 거리는 0.1m가 넘지 않도록 설치하였다. 압력공은 익형 상/하부에 각 14개의 압력공을 사용하였다.



그림 1. 익형진동장치 설계도



그림 2. 시험장비 설치

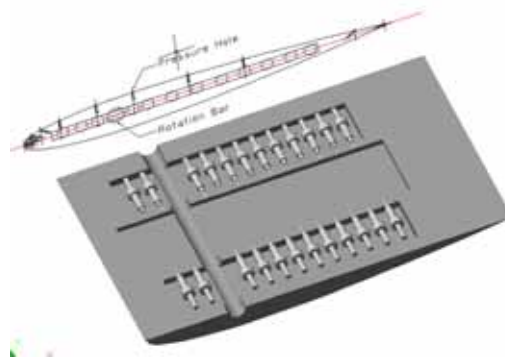


그림 3. 익형내부 단면

2.2 동적실속 시험

익형에 설치된 압력센서는 기준추 압력교정기를 사용하여 시험실에서 교정하였다. 압력교정 범위는 0~33kPa이며, 교정시험 전/후의 압력센서의 영점복원도는 약 100Pa 정도로 나타났다. 시험은 시험시스템을 검증하기 위한 유사정적시험과 비교시험을 우선 수행한 후, 진동계수 k 와 마하수를 변경하며 수행하였다. 양력 및 피칭모멘트는 압력측정값을 적분하여 계산하였으며, AKIMA 보간법을 사용하여 각 위치($dx/c=0.01$)에서 압력계수를 구한 후, 2차 적분식을 사용하였다.

3. 시험결과

3.1 검증시험결과

시험장비의 검증을 위해 매우 낮은 진동수에서 익형의 공력특성을 측정하여 타기관의 자료와 비교하였다. 그림 4에서 $k=0.0005$ 일 때 유사정적특성을 보이고 있으며, 참고문헌[1]의 비교자료와 양력 기울기가 일치하고 있다. 비교자료는 $Re=42 \times 10^5$ 로 시험자료에 비해 5배정도 높은 영역이므로 실속 각은 두 자료가 일치하지 않는다.

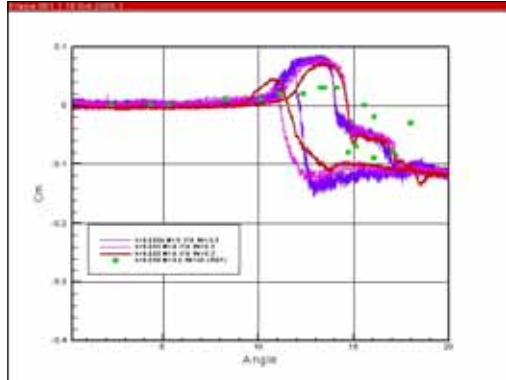
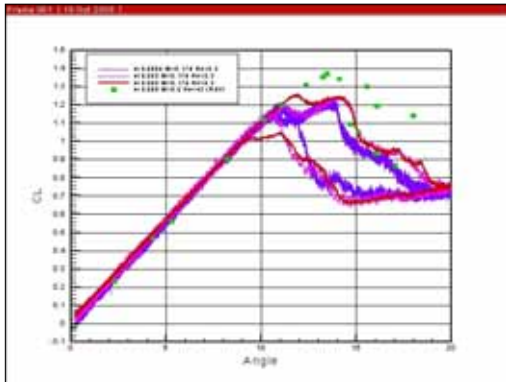


그림 4. 익형정적특성 비교

마하수 0.1, $k=0.1$ 의 경우 시험결과를 참고문헌과 비교하였다. 본 시험결과 $Re(*10^5) \sim 4.9$ 이며, 참고문헌 1의 시험결과는 14, 참고문헌 2의 시험

결과는 25, 참고문헌 3의 시험결과는 2.6이다. 강한 실속 현상이 나타나지 않은 참고문헌 3의 자료를 제외하면 각 시험결과가 유사한 값을 보이고 있다. 참고문헌 1과 참고문헌 2는 동일한 풍동, NASA Ames(2.1 x 3m)에서 기준시위가 다른 익형으로 시험한 결과이다. 두 결과는 경향은 유사하나, 최대양력, 양력계수 형상 등에서 차이가 있다. 본 시험결과는 참고문헌 1에 비해 1/3의 레이놀즈수에서 시험이 수행되었으므로 레이놀즈수에 의한 영향을 나타내는 두 자료의 차이를 감안할 때 검증시험은 성공적으로 수행된 것으로 판단된다.

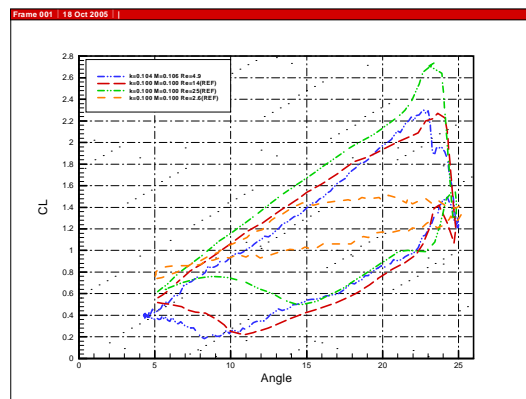


그림 5. $k=0.1$, Mach=0.1 비교시험

3.2 $M=0.176$ 에서 k 값의 영향

마하수를 0.176($Re * 10^5 = 8.2$)로 고정된 상태에서 진동수 k 를 변화하며 공력특성을 측정하였다. 시험은 $k=0.0005 \sim 0.05$ 범위에서 수행되었다. 시험결과 진동수 증가에 따른 최대양력 증가현상이 명확히 나타나고 있다. $k=0.002$ 에서도 동적실속의 경향이 나타나고 있으며, 피칭모멘트가 변화하는 모멘트 실속 이후에도 와류가 익형 표면에 머무름으로 인해 일정정도 양력증가가 지속되는 현상을 관찰할 수 있다. $k=0.025$ 영역까지는 약한 실속에 의한 둔감한 양력감소와 실속 이후의 두 번째 양력피크가 관찰되나, $k=0.05$ 상태에서는 실속현상이 강한 실속으로 변경되는 것으로 나타났다.

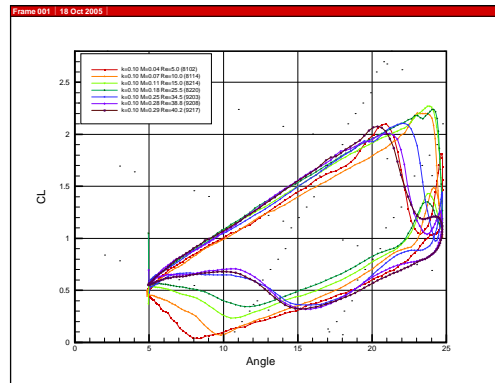
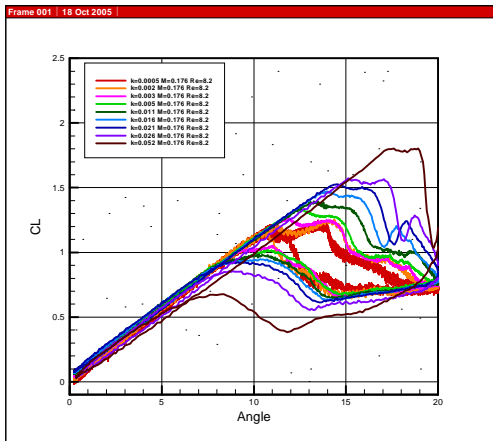


그림 7. $k=0.1$ 에서 마하수에 의한 영향(참고문헌 1)

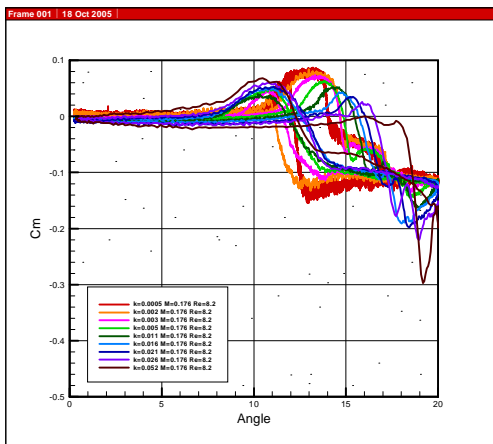


그림 6. $M=0.176$ 에서 k 값의 영향

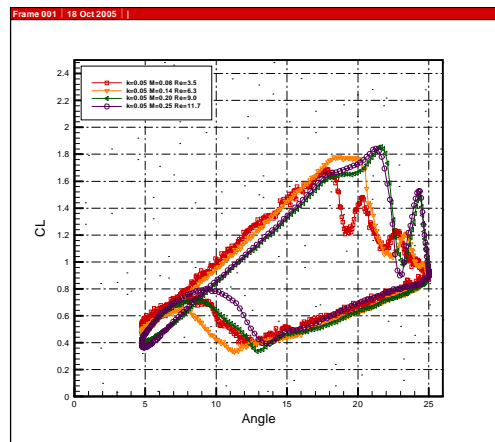


그림 8. $k=0.05$ 에서 마하수에 의한 영향

3.3 $k=0.05/0.1$ 에서 마하수의 영향

진동수 k 를 0.05와 0.1로 고정된 상태에서 마하수를 0.08~0.25로 변경하며 마하수가 익형의 실속현상에 미치는 영향을 관찰하였다. $k=0.05$ 의 경우 마하수를 증가시킬 때 약한 실속에서 강한 실속으로 현상이 변하며, 최대 양력은 증가하고 있다. 마하수 0.2를 초과할 경우 최대양력은 오히려 감소하는 경향을 보이고 있다. $k=0.1$ 의 경우 마하수 0.14 이후에 최대양력이 오히려 감소하는 경향이 보다 뚜렷이 나타나고 있다. 이러한 경향은 참고문헌 1의 시험에서도 나타나고 있다. $k=0.1$ 일 때 마하수 0.18 이상에서는 최대양력이 오히려 감소하는 경향을 보이고 있다.

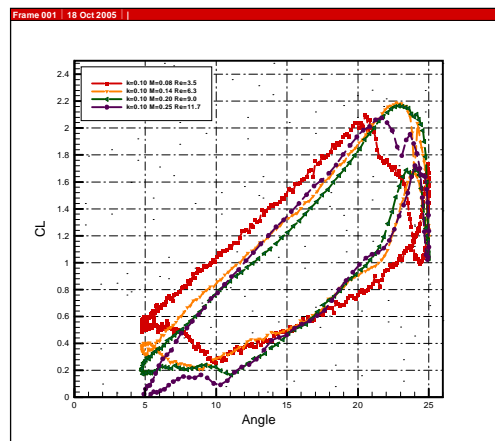


그림 9. $k=0.1$ 에서 마하수에 의한 영향

일정한 진동수에서 마하수에 의한 최대 양력의 변화가 그림 10에 나타나 있다. 그림에서 REF는 참고문헌 1의 자료를, REF2는 참고문헌 2의 자료를 나타낸다. $k=0.1$ 의 경우 본 시험결과와 참고문헌 1의 결과는 매우 유사한 값을 보이고 있다. $k=0.05$ 일 때는 최대양력이 1.8부근이며, $k=0.1$ 일 때는 2.2부근으로 나타났다.

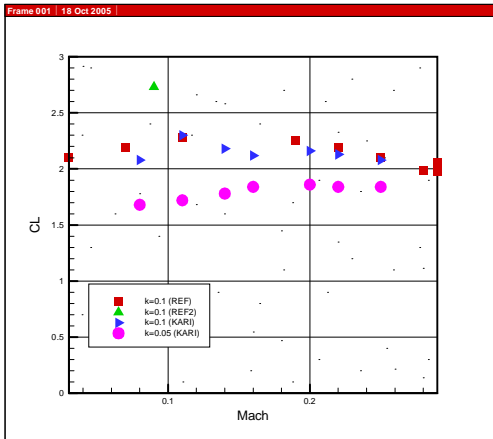


그림 10. 마하수에 의한 최대양력의 변화

3.4 RPM=270에서 k의 영향

익형을 일정한 속도, RPM=270으로 진동하였을 경우 공력특성을 측정하였다. k값에 따른 고력특성의 변화가 그림 11에 나타나 있다. 그림 12에 상부익형의 압력계수 C_p 가 나타나 있다. 그림에서 각도 -90은 익형각 0도, 90은 최대 받음각을 나타낸다. 각도 30도 부근에서 최대 압력이 발생한 후 50도 부근에서 지역적인 압력피크가 발생하고 있다. 각도가 하강할 경우 익형 상부익형의 압력계수는 200도 이후에 압력복원이 일어나고 있다.

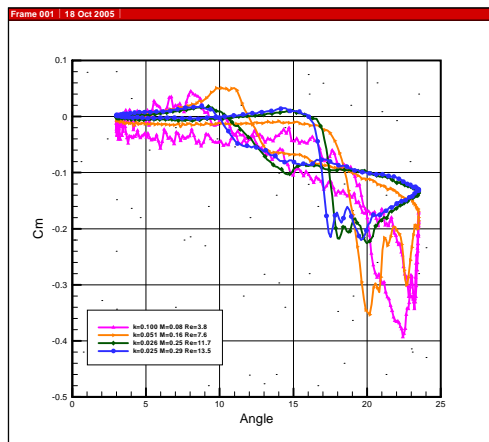
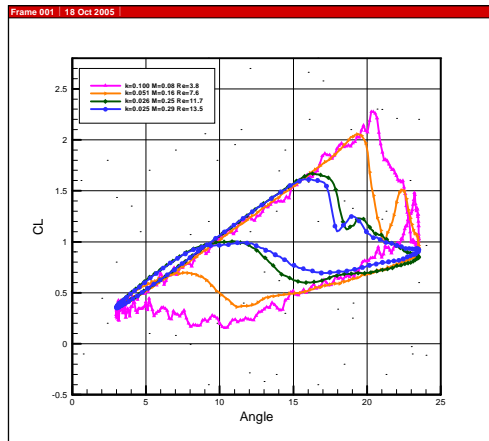


그림 11. RPM=270

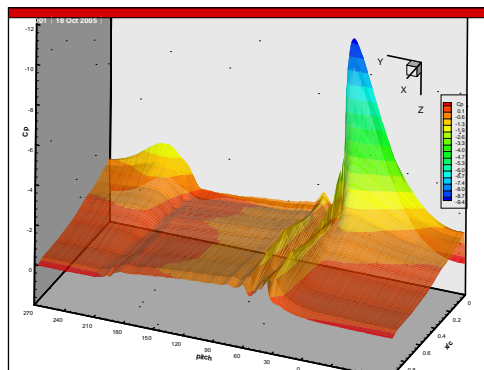


그림 12. $k=0.05$, $M=0.16$ 에서 C_p

4. 결 론

항공우주연구원 1m 풍동에 설치된 익형진동장치를 사용하여 진동하는 NACA0012 익형의 공력특성을 측정하였다. 시험결과 진동하는 익형의 공력특성은 진동수 k 뿐만 아니라 마하수, 레이놀즈 수의 영향을 모두 받는 것으로 나타났다.

후 기

본 연구는 기본연구과제 “프로토타입/풍력터빈 공력/소음 풍동시험 연구”의 지원에 의해 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. W.J. McCrosky, “Dynamic stall on advanced airfoil section”, NASA TM-84245.
2. K.W. McAlister, “Dynamic Stall Experiments on the NACA 0012 Airfoil”, NASA TP-1100.
3. A.B. Linn, “Determination of averaged lift on a rapidly pitching airfoil”, Worcester polytechnic Ins. Master thesis, 1999.