

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.10.846>

모핑 에어포일 형상의 공력특성 실험연구

고승희*, 배재성**, 김학봉**, 노진호**, 안석민***

Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Morphing Airfoil Configuration

Seung-Hee Ko*, Jae-Sung Bae**, Hark-Bong Kim**, Jin-Ho Roh** and Seok-Min Ahn***

ABSTRACT

The present paper is the preliminary study of the development of a morphing aircraft wing and investigates experimentally the aerodynamic characteristics of a base airfoil and a morphing airfoil. The wind tunnel tests are conducted for a base Clark-Y airfoil, an airfoil with a mechanical flap, and a morphing airfoil. Lifts, drags, and pitching moments are measured by using a three-axis load cell and they are calibrated by considering solid blockage and wake blockage. The wind tunnel tests are conducted for various air speeds, Reynolds' numbers, and angles of attack. The experimental results show that the aerodynamic characteristics of the morphing airfoil in lift-drag and lift-pitching moment are better than those of the airfoil with a mechanical flap.

초 록

본 연구는 모핑 항공기 날개를 설계/제작하기 위한 선행 연구로서 기본날개단면 및 모핑날개단면에 대한 공력특성을 실험적으로 조사하였다. 이를 위해 Clark-Y형 에어포일을 가진 기본날개, 기계식 플랩을 가진 날개, 모핑플랩을 가진 날개를 제작하여 풍동실험을 수행하였다. 3축 로드셀을 이용하여 날개에 작용하는 양력, 항력 및 피칭모멘트를 측정하였으며, 풍동실험데이터는 Solid Blockage 와 Wake Blockage를 고려하여 보정하였다. 풍동실험은 각 날개별로 다양한 속도, 레이놀즈, 받음각에 대해 수행되었다. 실험결과는 모핑 에어포일의 양력-항력 및 양력 피칭모멘트 특성이 기계식 플랩을 가지는 에어포일에 비해 우수한 것을 보여준다.

Key Words : Wind Tunnel Test(풍동실험), Mechanical Flap Wing(기계식 플랩 날개), Morphing Aircraft Structure(모핑항공기구조), Morphing Airfoil(형상가면 에어포일)

I. 서 론

† 2012년 5월 27일 접수 ~ 2012년 9월 28일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 한국항공대학교 기계항공공학부

교신저자, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

*** 정희원, 한국항공우주연구원

항공기 형상의 변화는 여러 종류의 비행 임무를 수행할 수 있도록 할 뿐만 아니라, 더 나은 비행 성능을 가질 수 있도록 할 수 있다. 또한, 기존의 불연속적인 제어면(control surface) 없이 날개 단면의 형상 변형으로부터 기동에 필요한

조종력을 얻을 수도 있다.

최근 들어 이러한 개념을 바탕으로 형상이 변하는 모핑 항공기(morphing aircraft)에 관한 연구가 진행되어 왔다. 모핑 항공기는 다양한 임무를 수행하거나 더 나은 비행 성능을 얻기 위해 날개를 포함한 항공기의 형상을 변화시키는 항공기를 의미한다. 이러한 모핑 항공기 연구의 최종 목표는 새와 같은 항공기를 개발하는 것이다[1].

날개 모핑의 방법에는 캠버 변화(camber change)[2,3], 날개의 비틀림(wing twist)[4], 후퇴각 변화(sweep change), 가변 스패ن(wingspan change)[5,6] 등이 있다. 캠버의 변화는 적응에어포일(adaptive airfoil)과 같이 불연속적인 제어면 없이 원하는 양력을 얻기 위해 캠버의 형상을 변화시키는 것이며, 날개의 비틀림은 항력을 줄이고 양력을 증가시키기 위해 날개의 비틀림 각을 변화시키는 것이다. 날개 후퇴각 변화와 스패 변화는 다양한 비행 조건에 적합하도록 항공기 날개 형상을 변화시키는 것이다.

본 연구는 기존의 기계식 작동기 및 불연속적인 조종면을 대체하기 위한 모핑항공기 날개 개발의 선행연구로서 모핑날개 형상의 공력특성을 조사하고자 한다. 기존 기계식 플랩의 불연속면을 없애고, 캠버를 변형시킴으로써 날개단면 전체의 형상을 연속적으로 변화시키는 모핑 플랩 날개의 설계 및 성능검증을 위한 풍동시험을 수행하였다. 이를 위해 기본날개 및 기계식 플랩이 있는 날개, 모핑 날개형상의 에어포일을 제작하였고, 각 모델에 대한 공력특성을 풍동시험을 통해 조사/비교하였다.

II. 본 론

2.1 개요

모핑날개를 적용할 소형무인항공기(MTOW 40kg급)를 선정 후, 축소된 모핑 날개를 제작하기 위해 이보다 작은 급의 동일한 항공기를 확보하였다. 적용모델은 1/4 Scale Super Cub으로 비행기 제원은 Table 1과 같다.

적용모델기반으로 Table 2와 같이 비행속도와 날개의 익형 및 크기를 고려하여 실험모델을 제작하였다.

풍동시험은 Clark-Y 에어포일에 대하여 수행하였다. 날개의 시위길이는 270mm 이며, 받음각(α) -6°부터 18°까지 2°씩 증가시며 측정하였고, 풍속은 10m/s, 12m/s, 15m/s, 18m/s, 20m/s, 22.5m/s, 25m/s 로 총 7구간에 대하여 측정하였



Fig. 1. 1/4 Scale Super Cup

Table 1. General characteristics of 1/4 Scale Super Cup

스팬	날개면적	비행중량	날개하중
2640mm	1.023m ²	6.3kg	6.158kg/m ²
비고			
Flap / Aileron 분리 적용 15-20cc Engine or 2000 W BLDC motor 장착			

Table 2. Real flight and Experiment Condition

Parameter	Real	Experiment
Airfoil Section	Clark-Y	Clark-Y
Chord length(m)	0.5425	0.27
Velocity(m/s)	10	10-25
Mach Number	0.02939	0.05878
Reynold's Number	369,200	367,500

다. 기계식 플랩 날개(Mechanical Flap wing) 실험에 대해서는 플랩 각을 0도, 5도, 10도, 15도로 총 4개의 구간에 대하여 실험을 수행하였다.

실험은 모두 동일한 익형을 사용하였으며, 정상날개(Normal wing), 기계식 플랩 날개(Mechanical Flap Wing), 모핑 플랩 날개(Morphing Flap Wing) - type(1), 모핑 플랩 날개 - type(2), 4가지 모델에 대하여 수행하였다.

2.2 풍동 실험

2.2.1 실험장치 구성 및 실험방법

실험에서 사용된 풍동 및 다른 측정 장비의 구성의 개략도는 Fig. 2와 같다[7]. 3축 로드셀로 양력, 항력, 피칭모멘트를 측정하고, 피토투브를 통해 동압을 측정한다. 측정된 데이터를 NI DAQ Board를 통해 받은 후 LabVIEW Program을 통해 계산, 데이터 저장 및 실시간 모니터링이 가능하도록 하였다. 장비의 상세 스펙은 참고 문헌[7]을 참조하였고, 실험데이터의 보정방법은 Fig. 3에 나타난 것과 같이 Wake Blockage 와 Solid Blockage를 고려하여 보정하였다[8].

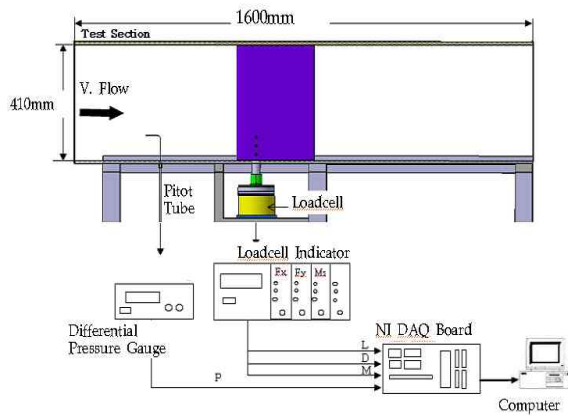


Fig. 2. Experimental setup for wind tunnel test

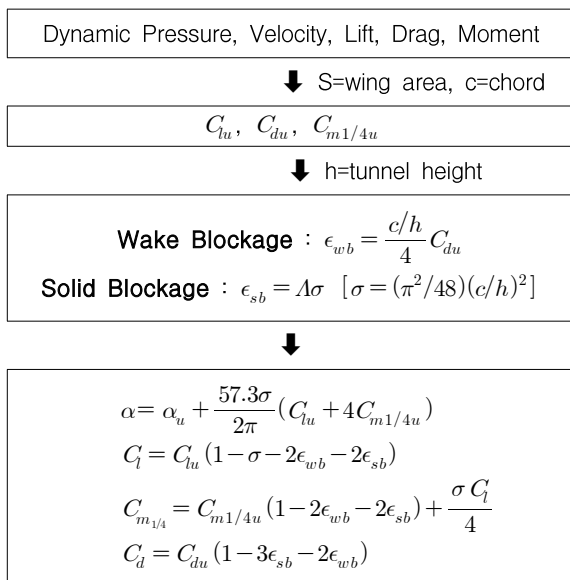


Fig. 3. Data flow chart

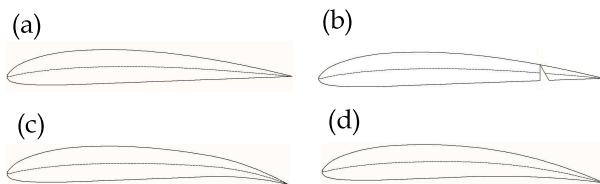


Fig. 4. (a) Normal Wing, (b) Mechanical Flap Wing (c) Morphing Flap Wing(23%) (d) Morphing Flap Wing(50%)

2.2.2 풍동실험모델

정상날개(Normal wing)는 Clark-y 의형을 기본으로 플랩이 없는 기본 날개형이다.

기계식 플랩 날개(Mechanical Flap wing)는 플랩/시위 길이비 23% 이며, Fig. 4 과 같이 삼각형의 홈이 파인 불연속면이다. 플랩각이 0°, 5°, 10° 및 15° 일 때에 대해 실험을 수행하였다.

모핑 플랩 날개(Morphing Flap Wing)는 기계식 플랩 날개와 달리 불연속면이 아닌 연속된 면으로 이루어져 있다. 모핑 플랩 날개는 플랩이 10°로 변형된 형상으로 플랩/시위길이 비가 23%, 50%인 두 가지 경우 대해 설계 제작 및 실험을 수행하였다.

2.3 실험결과 및 분석

2.3.1 기본날개에 대한 실험결과 검증

실험의 검증을 위해, 풍동실험 참고문헌[9]의 Texas A&M University에서 한 Clark-y 풍동실험 결과와 비교하여 보았다. Clark-y의 종류도 다양하므로, 실제 실험에서 사용된 날개형상과, 검증하기 위한 참고문헌의 날개형상이 동일한지 비교한 결과 Fig. 5와 같다. 실험한 에어포일 형상의 앞전부분이 더 날카로우나, 전체익형이 큰 차이가 없으므로 두 데이터를 비교하여 검증하였다.

참고문헌의 데이터 중 레이놀즈수가 200,000 일 때와 가장 근접한 실험데이터는 풍속 12m/s로 실험한 데이터의 레이놀즈수가 207,000로 가장 유사한 두 데이터를 비교한 결과는 Fig. 6과 같다.

두 데이터의 유사도 판별 및 C_l 값을 구하기 위해, 비교적 선형구간이라 판단되는 받음각 -2도에서 10도 구간에 대한 단순선형회기분석법(Simple Linear Regression Analysis)을 수행하였다[10]. 단순선형회기분석법을 통해 Linear fitting 한 결과를 Fig. 7에 나타내었다. Fig. 7로부터 Clark-y에 대한 참고문헌과 본 연구의 실험 결과

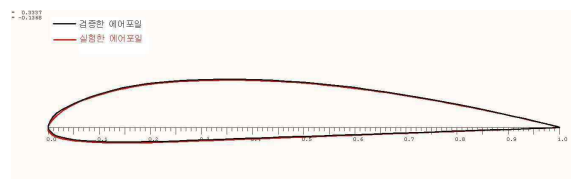


Fig. 5. Reference and Experiment Airfoil

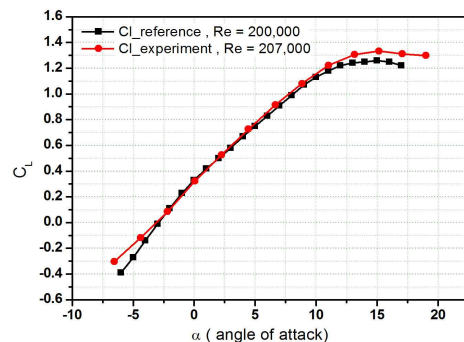


Fig. 6. AoA-Cl Reference & Experiment Graph

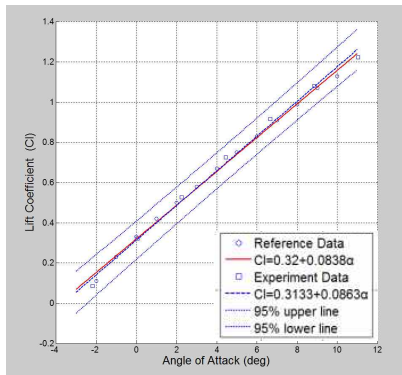


Fig. 7. AoA-Cl Simple linear regression analysis Graph

의 C_l 값을 비교해보면 2.98% 차이가 나며, -2° 부터 10° 사이의 데이터는 선형성을 띄는 것을 알 수 있다. 실험오차가 정규분포형상을 띤다고 가정하였을 때 실험의 정확도가 95% 일 때의 예측구간(Prediction interval)을 Fig. 7에서 점선으로 상한과 하한범위를 표시하였다.

2.3.2 실험결과 분석

앞절의 실험검증을 통해 본 연구의 실험 결과가 타당하다고 할 수 있으며, 풍동시험장치의 구성 및 보정방법에 문제가 없다고 판단되어 다른 경우의 실험들도 같은 방식으로 진행하였다.

정상날개와 기계식 플랩 날개의 플랩각이 0° 일 때를 비교하여 기계식 플랩 날개의 모델가공 및 실험세팅이 잘되었는지 알아보았다.

기계식 플랩 날개(Flap 0°)는 정상날개와 동일한 익형을 가지고, 플랩/시위 길이비 23% 지점에 플랩에 의한 불연속면을 갖으며, 플랩각을 조절하기 위해 에어포일 바닥면에 삼각형의 홈이 패여 있다. 정상날개와 플랩각 0° 일 때의 기계식 플랩날개는 Fig. 4 의 (a)와 (b)와 같다. Fig. 8 은 풍동 내에 설치된 두 날개를 보여준다. Fig. 9



Fig. 8. Experiment setup for wind tunnel test of Normal wing and Mechanical Flap Wing(0°)

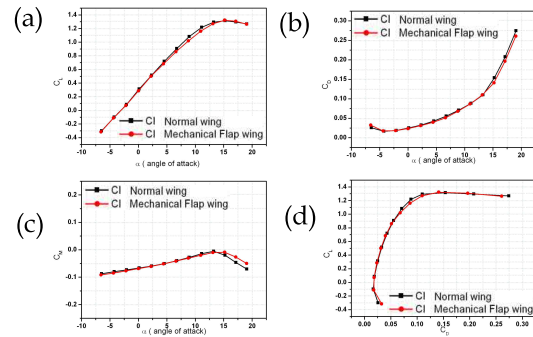


Fig. 9. Experiment Graph ((a)AoA- C_L , (b)AoA- C_D , (c)AoA- C_M , (d) C_D - C_L)

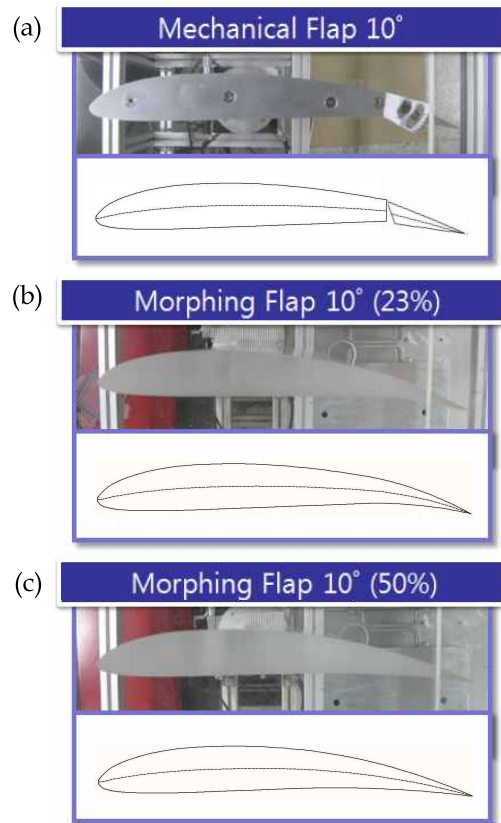


Fig. 10. Airfoil (a) Mechanical Flap Wing(10°), (b) Morphing Flap Wing (23%), (c) Morphing Flap Wing (50%)

는 두 날개에 대한 풍동실험결과를 보여준다. 실험결과는 각각 받음각대비 양력계수와 항력계수, 피칭모멘트계수, 양항비에 대해 도식화 하였다. Fig. 9로부터 받음각 10° 이상 부근에서는 기계식 플랩 날개의 양력계수, 항력계수, 피칭모멘트계수가 약간의 차이가 존재하고 있으나, 대부분의 거의 유사하다고 할 수 있다. 따라서 기계식 플랩 날개의 가공 및 실험세팅에는 문제가 없다고 판단되어 모핑 플랩 날개에 대한 실험을 순차적으로 진행하였다.

Figure 10은 기계식 플랩 날개((a))와 두가지 형태의 모핑플랩 날개((b), (c))를 보여준다. Flap 10deg 변위가 있는 모핑 플랩 날개는 기존 기계식 플랩 날개와 같이 플랩/시위 길이비 23%인 것이 Fig. 10의 (b)로 앞부분은 Clark-y의 형태를 유지하다가 뒷부분만 급격히 변하는 것을 알 수 있다. 따라서 기계식 플랩 날개에 존재하는 불연속면만을 없앴을 뿐 기계식 플랩 날개와 형상이 매우 유사하다.

반면 플랩/시위 길이비 50% 플랩 변형이 있는 모핑 플랩 날개는 Fig. 10의 (c)와 같다. (c)형태의 날개는 (b)형상의 모핑 플랩날개와 달리 플랩 뒷부분의 급격한 변화도 없고, 전체적 형상이 더 매끄러운 것을 알 수 있다.

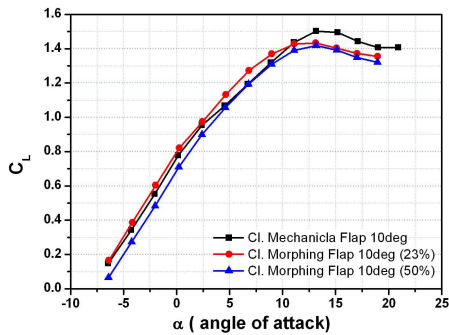


Fig. 11. AoA-C_L Experiment Graph

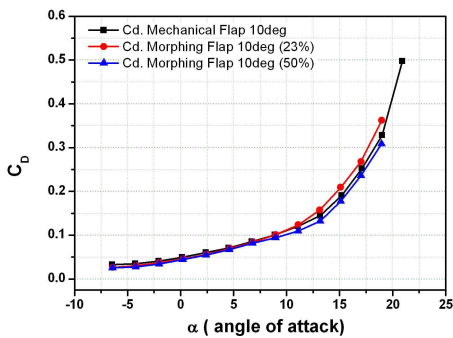


Fig. 12. AoA-C_D Experiment Graph

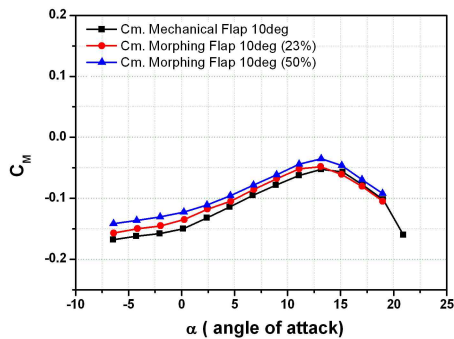


Fig. 13. AoA-C_M Experiment Graph

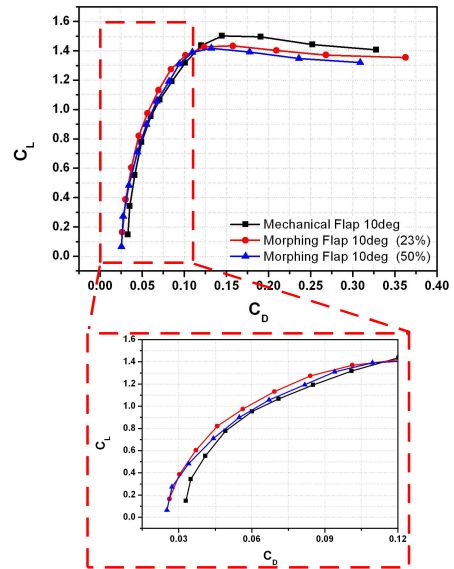


Fig. 14. C_D-C_L Experiment Graph

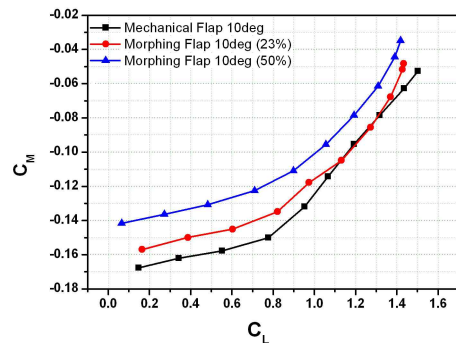


Fig. 15. C_L-C_M Experiment Graph

Figure 11은 받음각의 변화에 따른 양력계수의 그래프이다. 그래프 상에서 플랩각 10°인 기계식 플랩 날개의 양력이 가장 크게 나타난다. 곡선이 0° 부근에서 꺾이는 현상을 보였다. 실험은 총 7개의 속도구간에 대하여 수행하였지만 모두 동일한 경향을 띄었으므로 20m/s에서의 실험 결과만을 도식화하였다. 플랩/시위 길이비 23%인 모핑 플랩 날개에 비해 50%인 모핑플랩 날개가 동일한 받음각에서 양력계수가 더 작게 측정되었지만, 실속점이 뒤로 늦춰짐을 알 수 있다.

Figure 12는 받음각의 변화에 따른 항력계수의 그래프이다. 받음각 7° 부근까진 세 가지 경우 모두 비슷한 값을 갖으나 그 이후부근에선 약간의 차이를 보였다. 세 가지 날개 형상의 결과를 비교하여 보았을 때 동일 받음각 일 때 플랩/시위 길이비 50%인 모핑 플랩 날개가 항력계수가 가장 작게 나타났다.

Figure 13은 받음각의 변화에 따른 피칭모멘

트계수의 그래프이다. 모든 값이 음수를 가지므로 모멘트는 Nose down 방향으로 작용함을 알 수 있다. 세 가지 경우 모두 그 경향은 비슷하나 값에 차이가 전체 받음각에서 조금씩 나타났다. 전반적으로 플랩/시위 길이비 50%인 모핑플랩 날개가 피칭모멘트는 가장 작게 측정되었고, 플랩/시위 길이비 23%인 모핑플랩 날개는 받음각 12°까진 기계식 플랩 날개보다 피칭모멘트가 작았으나, 그 이후 구간부터는 비슷한 경향을 보였다.

기계식 플랩 날개와 모핑플랩 날개(23%)는 변형이 시작된 구간이 같으나, 모핑플랩 날개(50%)는 변형구간이 더 넓다. 따라서 전체 익형이 달라지기 때문에 받음각에 따른 양력, 항력, 모멘트의 변화뿐만 아니라 양력 변화에 따른 항력과 모멘트의 변화 또한 살펴보아야 한다.

Figure 14는 항력계수 변화에 따른 양력계수의 그래프이다. 항력계수가 0.12부근에서 실속이 일어난다. 실속이 일어나기 전 부분만 본다면, 동일한 양력계수일 때 항력계수가 작은 순으로 나열하면 모핑 플랩 날개(23%), 모핑 플랩 날개(50%), 기계식플랩날개와 같다. 따라서 근소한 차이이긴 하나 모핑 플랩 날개가 기계식 플랩 날개보다 양항비가 더 좋다고 할 수 있다.

Figure 15는 양력계수 변화에 따른 피칭모멘트계수의 그래프이다. 동일한 양력계수일 때 피칭모멘트계수가 작은 순으로 나열하면 모핑 플랩 날개(50%), 모핑 플랩 날개(23%), 기계식 플랩 날개와 같다. 전 구간에 걸쳐 플랩/시위 길이비 50%인 모핑 플랩 날개가 양력대비 모멘트의 크기가 다른 케이스에 비해 확연히 작음을 알 수 있다. 따라서 모핑 플랩 날개가 기계식 플랩 날개에 비해 nose down moment가 더 적게 발생한다고 할 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서 Flap 10도에 대한 플랩/시위 길이비 23%, 50% 변형한 두 가지 모양의 모핑 플랩 날개를 설계/제작하여 실험하였고, 기계식 플랩 날개의 플랩각 10°일 때의 실험결과와 비교하였다.

그래프 전반에서 플랩/시위 길이비 50%인 모핑 플랩 날개의 경우가 데이터가 중간에 특별히 돌출되는 특성 없이 부드러운 곡선형으로 나왔다. 또한 근소한 차이이긴 하나 실속이 일어나기 전 구간까지 기계식 플랩 날개 보다 모핑 플랩 날개의 양항비가 더 좋게 나왔고, 양력대비 피칭

모멘트의 변화를 보아도 모핑 플랩 날개가 기계식 플랩 날개보다 nose down moment가 더 적게 발생되었다. 따라서, 모핑 플랩 날개가 기계식 플랩 날개에 비해 동일한 양력일 때 항력과 모멘트 특성이 우수하다고 할 수 있다.

후 기

본 연구는 항공우주연구원의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Bowman, J., Sanders, B., and Weisshaar, T., "Evaluating the Impact of Morphing Technologies on Aircraft Performance," AIAA Paper 2002-1631, April 2002.
- 2) Gern, F. H., Inman, D. J., and Kapania, R. K., "Structural and Aeroelastic Modeling of General Planform Wings with Morphing Airfoils," AIAA Journal, Vol. 40, No. 4, 2002, pp. 628-637.
- 3) Sanders, B., Eastep, F.E., and Foster, E., "Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings with Conformal Control Surfaces for Morphing Aircraft," Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 1, 2003, pp. 94-99.
- 4) Amprikidis, M., and Cooper J. E., "Development of Smart Spars for Active Aeroelastic Structures," AIAA Paper 2003-1799, April 2003.
- 5) Blondeau, J., Richeson, J., and Pines, D. J., "Design, Development and Testing of a Morphing Aspect Ratio Wing Using an Inflatable Telescopic Spar," AIAA Paper 2003-1718, April 2003.
- 6) Bae, J.S., Seigler, T.M., and Inman, D. J., "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing," Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, March-April, 2005. pp. 528-533.
- 7) 고승희, 김현중, 배재성, 황재혁, 김학봉, 노진호, 최익현, "저 레이놀즈수에서의 에어포일 공력특성 실험연구," 항공우주시스템공학회, 2011 SASE Spring Conference, pp.24-29
- 8) William, H. RAE., JR., Alan, Pole., Low-Speed Wind Tunnel Testing, 2nd ed, John

Wiley & Sons Inc, Canada, 1984 , pp.344-366

9) S.J.Miley, Department of Aerospace Engineering Texas A&M University , A Catalog of Low Reynolds Number Airfoil data for Wind Turbine Applications, 1st ed, Springfield, VA : National Technical

Information Service, U.S. Dept. of Commerce, Texase, February 1982

10) Achintya Haldar, Sankaran Mahadevan, Probability, Reliability, and Statistical Methods in Engineering Design, 1st ed, John Wiley & Sons Inc, New York, 2000 , pp.156-164