

화포에 의해 손상된 날개의 공력특성에 관한 연구

A Study on the Aerodynamic Characteristic of Gunfire Damaged Airfoil

이 기 영*
Lee, Ki-Young

정 형 석**
Chung, Hyoung-Seog

김 시 태*
Kim, Si-Tae

ABSTRACT

An experimental study has been conducted to investigate the effects of circular damage hole on the characteristics of airfoil performance. The damage on a wing created from a hit by anti-air artillery was modeled as a circular hole. Force balance measurements and static pressure measurements on the wing surface were carried out for the cases of having damage holes of 10% chord size at quarter chord and/or half chord positions. All experiments were conducted at Reynolds number of 2.85×10^5 based on the chord length. The surface pressure data show big pressure alterations near the circular damage holes. This abnormal surface pressure distribution produces shear stress that could lead to the acceleration of the structural degradation of the wing around the circular damage hole. However, in spite of the existence of circular damage holes, the measured force data indicated the only a slight decrease in lift accompanied by increase in drag compared to the results of undamaged one. The influence of damage hole on the aerodynamic performance was increased as the location of damage moved to the leading edge. The effect on the control force was insignificant when the damaged size was not large.

주요기술용어(주제어) : Damaged Airfoil(손상된 에어포일), Aerodynamic Characteristics(공력특성), Wind Tunnel Test(풍동실험), Cross Flow(교차흐름)

1. 머리말

전투임무에 투입되는 항공기의 생존성은 적 지상군으로부터의 소총 공격에서 대공포, 미사일에 이르기까지 다양한 적 위협 공격에 대한 전투손상 취약성의

극복에 달려있다. 적 화포 및 미사일 공격에 의한 날개 혹은 조종면 일부의 손상은 예측하기 어려운 공력 성능 및 조종력의 저하가 예상된다. 특히 군용헬기와 같은 회전익 항공기와 저고도 무인항공기의 경우 저속, 저고도에서 비행하기 때문에 적 지상군의 소총 혹은 기관포에 의한 공력면의 손상 가능성이 증대된다. 이와 같은 탄도손상에 의한 전투용 항공기의 조종력 저하 혹은 상실은 임무 효과도의 저하를 필연적으로 초래하기 때문에 비행능력의 저하에 의한 모기 지로의 생환 가능성을 심각하게 저하시킬 수 있다. 실제 전투손실 분석에 따르면 조종면을 포함하는 조

† 2008년 3월 10일 접수~2008년 4월 11일 게재승인

* 공군사관학교 기계공학과(Korea Air Force Academy)

** 공군사관학교 항공우주공학과

주저자 이메일 : kylee@afa.ac.kr

중 시스템의 손상이 공통적으로 보고되고 있다. 따라서 기체 혹은 날개 손상에 의한 전력의 약화를 최소화하여 기체 손상에도 불구하고 전장에서 임무를 성공적으로 지속시키고, 임무요원들의 안전을 도모할 수 있는 생존성 능력 강화방안이 항공기의 설계단계에서부터 모색되어야 한다. 미 육군의 경우 회전익 항공기의 생존성 강화를 위한 실무장 사격을 통해 설계과정에서 노출되지 않았던 기체 및 부시스템의 취약부위를 인지하여 이를 개발과정에 반영하는 JLF (Joint Live Fire) 시험 프로그램을 운영하고 있다^[1].

일반적으로 전투취약성의 평가는 구조강건성에 초점을 맞추어 왔기 때문에 전투손상에 의한 공력효과는 부차적으로 취급되어 왔다. 특히 전장에서 피탄 가능성이 높은 회전익 항공기의 로터 블레이드는 대부분 복합재료를 사용하기 때문에 손상허용 수준이 매우 높아지고 있다. 하지만 최소한의 블레이드 손상 면적도 그 부분의 양력을 극적으로 감소시키고 항력을 증가시킬 수 있다. 이는 로터추력의 손실을 가져오며, 로터 요구동력의 증가를 의미한다. 또한 블레이드 실속과 높은 요구 조종력 및 진동을 야기할 가능성이 농후하다. 따라서 로터 시스템의 화포에 의한 손상의 공력학적 효과에 대한 정량적 이해는 군용 헬기를 개발하거나 성능 향상을 위해서 매우 중요한 설계 고려요소라 할 수 있다^[2,3].

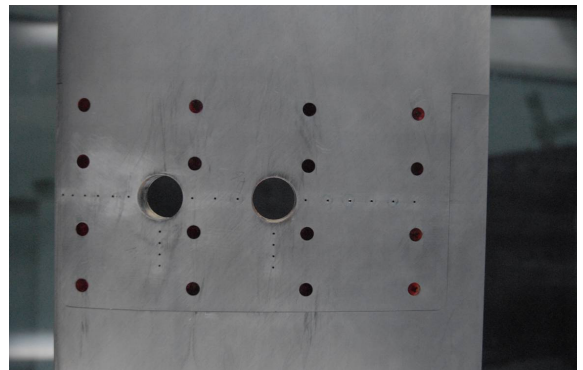
우리나라의 경우 KHP 사업을 통하여 독자적인 헬기전력을 설계, 제작하는 단계이나 실사격 등에 의한 전투피해평가 및 생존성 연구는 미미한 형편이다. 이에 본 연구는 무인항공기와 헬기와 같이 적 상공에서 저고도, 저속으로 비행하는 전투 비행체의 날개 혹은 로터 블레이드가 적의 화포에 의해 피탄 되었을 때의 공력 특성을 실험적으로 모사하여 손상된 날개의 공력특성을 이해하는데 초점을 두었다. 즉, 화포에 의해 손상된 날개의 공력특성에의 영향을 분석하여 부분적인 손상에 의한 공력 성능 저하 정도를 모사하였다. 따라서 본 연구는 매우 간략화 된 탄도손상 모델에 의한 기초연구이지만 제시되는 공력자료는 저고도 무인기 혹은 회전익 비행체의 로터 블레이드의 설계 및 취약부위 보강 등에의 활용을 위한 직관력을 제공할 수 있다. 아울러, 이러한 공력자료들은 저고도 무인기와 회전익 항공기의 탄도 손상에 의한 취약성 분석

전산모사 모델을 정립하고 향상시키는 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 생각된다.

2. 실험모델 및 실험방법

가. 실험모델

실제 전장 환경에서 화포에 의한 손상은 크기, 모양, 위치가 일정하지 않기 때문에 이를 일반화하는 것은 매우 어려운 일이다. 실사격 시험결과에 의하면 총과 포에 의한 손상 형태는 다르기는 하지만 대부분 원형의 손상형상을 보여주고 있다^[4]. 실제 전투손상을 모사하기 위하여 별 모양의 손상모양의 공력특성을 모사한 Render 등^[5]에 의하면 원형 구멍이 전투손상을 모사하는데 합리적임을 보여주고 있다. 따라서 본 연구에서의 손상 모델도 그림 1과 같이 화포에 의해 관통된 원형단면의 수직 구멍으로 모사하였다.



[그림 1] 원형 손상구멍이 있는 NACA 0012 모델

시험모델 날개는 아래 윗면이 대칭인 NACA 0012 에어포일로 시위는 200mm 스패니 890mm이고 최대 두께는 23.64mm이다. 손상 구멍의 직경은 대공포 구경을 참고로 하여 시위의 10%인 20mm로 하였다. 아울러 날개의 에어포일은 일반적으로 시위에 비해 두께가 작기 때문에 화포에 의해 관통된 경우 날개 아랫면과 윗면에서의 관통직경은 큰 차이가 없다고 가정하여 아랫면과 윗면의 손상직경을 동일하게 하였다. 손상 위치는 공력특성에의 영향이 클 것으로 예상되는 날개의 앞전 부근인 $x/c=0.25$ 와 중앙부인 x/c

=0.50로 정하였다. 따라서 개별 손상구멍 뿐 아니라 인접한 두 개의 손상구멍에 의한 복합효과도 관찰할 수 있도록 제작하였다. 모델 날개에는 손상구멍 주위의 압력장을 측정하기 위하여 중앙스팬의 시위방향으로 윗면에 17개, 아랫면에 15개의 압력공을, 그리고 각 손상구멍을 중심으로 스펜방향을 각 4개씩의 압력공을 설치하였다.

나. 실험방법

탄도 손상에 의한 공력특성에의 영향은 날개 윗면과 아래면의 중심스팬에서의 시위방향 압력장과 손상구멍을 중심으로 한 스펜방향 압력장 그리고 밸런스 측정에 의한 공력성능을 측정하였다. 날개면에서의 압력장은 시위방향 32개의 압력공과 스펜방향 8개, 총 40개의 압력공들을 통해 측정하였다. 압력공에서 감지된 압력들은 ±0.1% FS(Full Scale) 정확도를 갖는 전자압력스캔모듈(Electronic Pressure Scan Module, ZOC22B)을 사용하여 100 Hz의 sampling rate로 10 초간 측정하였다. 따라서 제시된 모든 압력 값들은 각 압력공에서 1,000회 측정된 값들의 평균값들이다. 모델날개의 양력, 항력 및 모멘트는 미 Aero Lab사의 Pyramidal balance를 사용하여 ±0.05% FS의 정확도로 측정하였다.



[그림 2] 풍동시험부에 장착된 시험모델

실험유속은 20m/s로 날개의 시위선을 기준으로한 레이놀즈수는 $Re_c=2.85 \times 10^5$ 이다. 날개의 받음각은 -10°부터 20°까지 1° 간격으로 수행하였다. 날개손상위치에 따른 영향을 측정을 위해 비손상날개(ND : No

Damage), $x/c=0.25$ 에서의 손상날개(QD : Quarter Chord Damage), $x/c=0.50$ 에서의 손상날개(HD : Half Chord Damage) 그리고 $x/c=0.25$ 와 $x/c=0.50$ 에서의 복합손상날개(Q/HD)의 4가지 경우에 대해 실험하였다. 아울러 경계층에 의한 공력특성에의 영향을 고려하여 날개를 풍동바닥면으로부터 5mm 이격시켜 측정하였다. 모든 실험은 측정부의 크기가 0.9m×0.9m×2.15m인 단일 폐쇄회로식 풍동인 공군사관학교의 아음속 풍동을 사용하였다. 풍동의 작동유속은 3.6~50m/s이며 이 속도범위에서의 난류강도는 0.02% 이내이다. 그림 2는 풍동 시험부에 장착된 실험모델을 보인 것이다.

3. 실험결과 및 고찰

가. 날개면 압력장

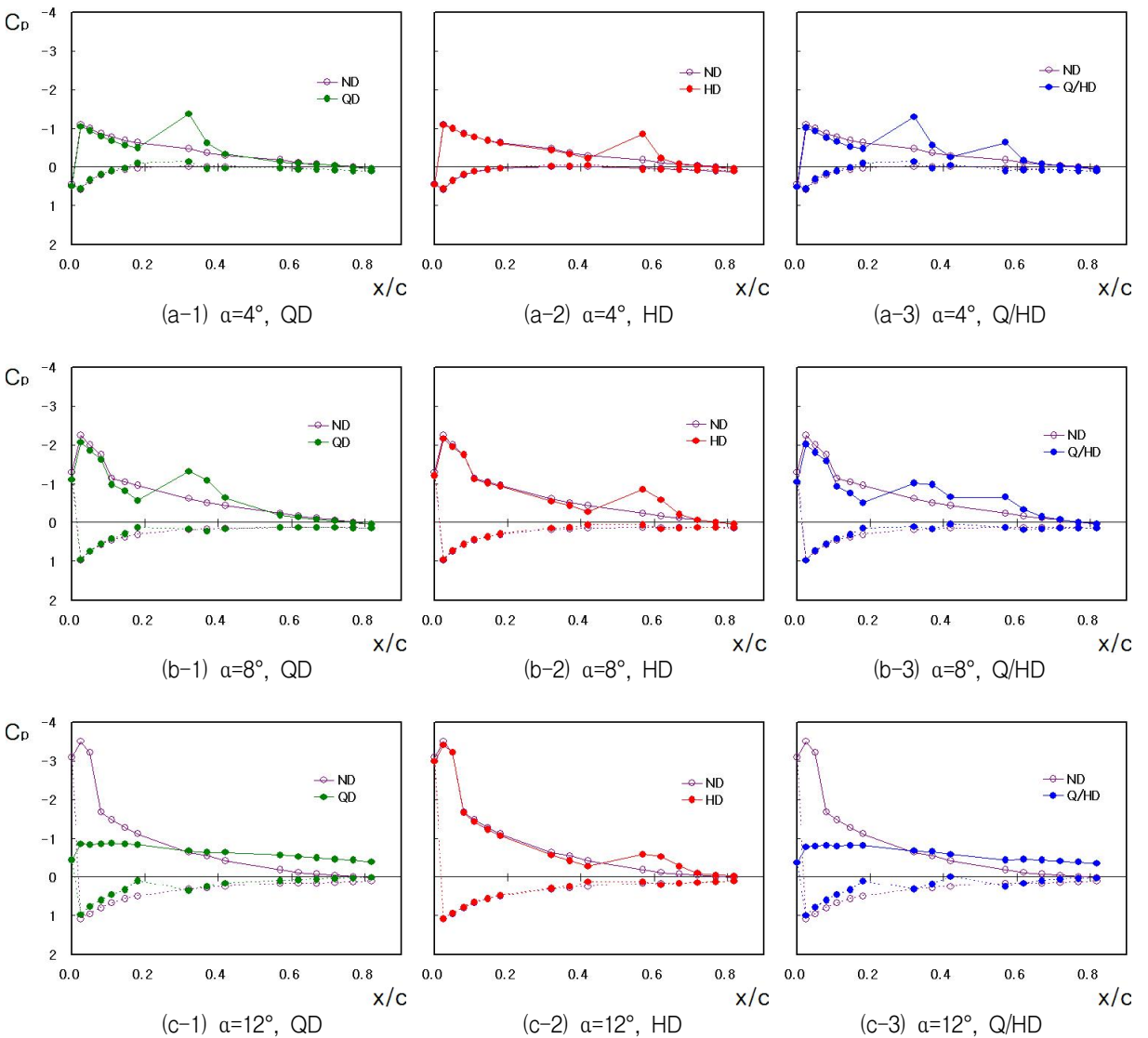
그림 3은 특정받음각에서 원형 손상 구멍에 의한 시위방향 흡입압력계수 분포에의 영향을 비교하여 보인 것이다. 그림에서 실선은 윗면에서의 흡입압력계수 분포를, 점선은 아랫면에서의 흡입압력계수 분포를 나타낸다. 비손상 날개는 받음각 12°에서 최대흡입압력계수($C_{p,max}=-3.50$)를 보인다. 즉 받음각 12°가 본 실험모델 날개의 실속받음각이며, 이는 후술하는 그림 6의 밸런스 측정결과와 일치한다. 탄도에 의해 날개를 관통하는 원형손상이 생기면 받음각이 있는 경우 날개 윗면과 아랫면 사이의 압력차로 인한 인입유동으로 교차유동(jets-in-cross flow)이 형성된다. 이 교차유동에 의해 손상부위를 중심으로 말굽모양의 와류(horseshoe vortex)가 생성된다^[6]. 따라서 손상부위로부터의 인입유동 강도에 따라 손상부위 주위의 유동구조 및 압력분포에 영향을 미치게 된다.

그림 3a-1~그림 3a-3에 보인 바와 같이 비교적 낮은 받음각($\alpha=4^\circ$)의 경우, 비손상 날개에서는 날개면을 따르는 유속의 감소로 시위방향 흡입압력이 감소하는 전형적인 압력분포를 보여준다. 그러나 QD와 HD 모두 손상 구멍 앞에서는 흡입압력이 감소하고, 손상구멍 뒤에서는 증가하는 비정상적인 압력분포로 변화된다. 즉, 손상 구멍 전후의 흡입압력변화량이 ND가 $\Delta C_p=0.18$ 로 감소하는 반면 QD는 $\Delta C_p=-0.89$,

HD는 $\Delta C_p = -0.63$ 로 증가한다. 이러한 흡입압력의 증가는 QD가 HD보다 커서 손상구멍이 앞전에 가까울수록 압력변화량이 증가함을 알 수 있다. 연속된 2개의 손상구멍이 있는 Q/HD의 경우 $x/c=0.25$ 에서는 $\Delta C_p = -0.83$, $x/c=0.50$ 에서는 $\Delta C_p = -0.38$ 로 개별 손상에 의한 각각의 압력변화량보다 감소한다. 이와 같은 손상구멍 주위에서의 급격히 변화는 손상구멍 주위에 형성되는 말굽모양의 와류 형성에 기인한다. 손상 구

멍 앞에서는 말굽와류에 의해 자유흐름 유속이 감소되어 흡입압력이 감소하고, 손상구멍 뒤에서는 인입 유동에 의한 블로잉 효과로 흡입압력이 증가하는 현상을 보인다.

그림 3a-1~그림 3a-2를 그림 3b-1~그림 3b-2와 서로 비교해보면 손상구멍 전후의 압력변화량이 받음각 증가와 함께 감소된다. 하지만 받음각 증가와 함께 보다 강하게 응집되는 말굽와류로 인해 손상구멍



[그림 3] 손상 위치에 따른 시위방향 압력분포 변화

앞의 흡입압력이 더욱 감소된다. 단일 손상(QD, HD)의 경우에는 손상구멍에 의해 증가된 흡입압력이 손상전 압력으로의 회복이 비교적 신속하게 이루어지나 복합 손상된 경우(Q/HD)에는 비정상적의 흡입압력 영역이 확대됨을 보여준다(그림 3b-3). 이와 같이 손상구멍 하류에서 손상전 압력분포로 회복되는 것은 비교적 낮은 받음각에서는 인입유동의 강도가 작고 손상후류가 날개면에 부착되는 약한 제트(weak jet)의 부착후류 유동형태를 갖기 때문이다⁴⁾. 부의 받음각($\alpha = -4^\circ$ 및 $\alpha = -8^\circ$)에서의 압력분포는 본 논문에서는 보이지 않았지만 윗면 아랫면에서의 압력분포가 서로 바뀔 뿐 양의 받음각과 동일한 압력분포를 보인다.

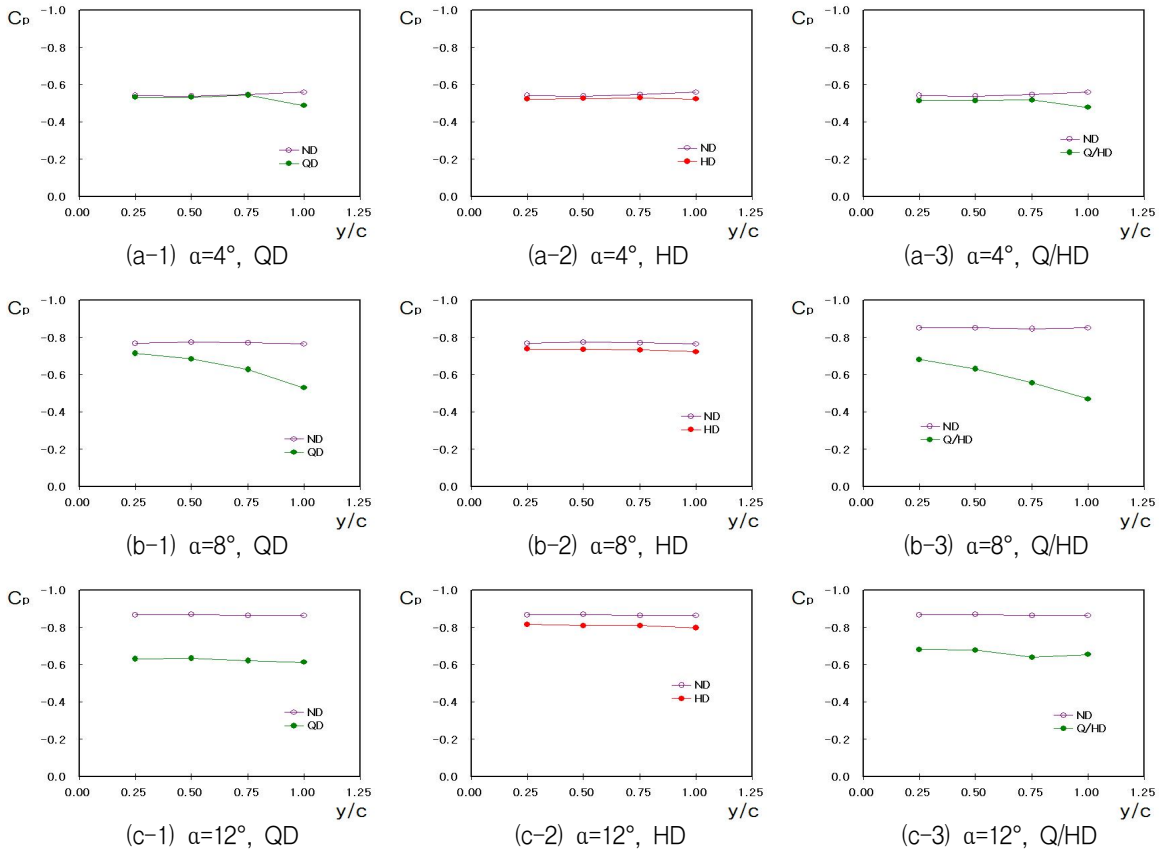
실속받음각인 $\alpha = 12^\circ$ 에서는 QD의 경우 앞전부터 흡입압력이 붕괴되는 실속후 압력분포를 보인다. 아울러 손상구멍 뒤에서는 아랫면으로부터의 인입유동으로 인한 흡입압력이 뒷전까지 일정하게 유지되는 압력분포를 보여준다(그림 3c-1). 이는 상대적으로 낮은 받음각의 경우와는 달리 손상구멍을 통한 강한 인입흐름이 날개면에서 떨어져 나가는 박리후류 형태의 강한제트(strong jet)로 변화되는 것으로 생각된다. 이러한 유동의 박리현상으로 손상구멍 하류에 역류영역이 형성된다. 하지만 HD의 경우는 실속받음각임에도 불구하고 여전히 손상부위 주변의 비정상 압력분포의 존재와 뒷전부근에서 비손상 압력분포로 회복이 관찰된다(그림 3c-2). 이는 QD와는 달리 인입유동 강도가 크지 않은 약한제트 유동형태가 유지되기 때문이다. 한편 Q/HD의 경우에는 QD의 압력분포와 거의 일치한다. 이는 높은 받음각에서는 압력분포가 앞전 쪽 손상부위에 의한 영향이 지배적이고 이보다 하류의 손상구멍은 거의 영향을 미치지 못함을 알 수 있다(그림 3c-3). 즉, 강한제트와 약한제트의 혼합은 강한제트의 영향이 지배적임을 의미한다. 이와 같이 날개의 비행 받음각 범위 안에서 손상 구멍으로 인한 비정상적인 압력분포의 생성은 손상구멍 전후에 전단응력을 발생시켜 손상부위를 더욱 확대될 수 있음을 알 수 있다.

한편, 손상구멍에 의한 아랫면에서의 압력변화는 윗면에 비해 크지 않으나 받음각에 따른 손상구멍으로의 유출유동 강도에 따라 압력장의 형태가 변화한다. 즉, QD의 경우 유출유동 강도가 작은 낮은 받음

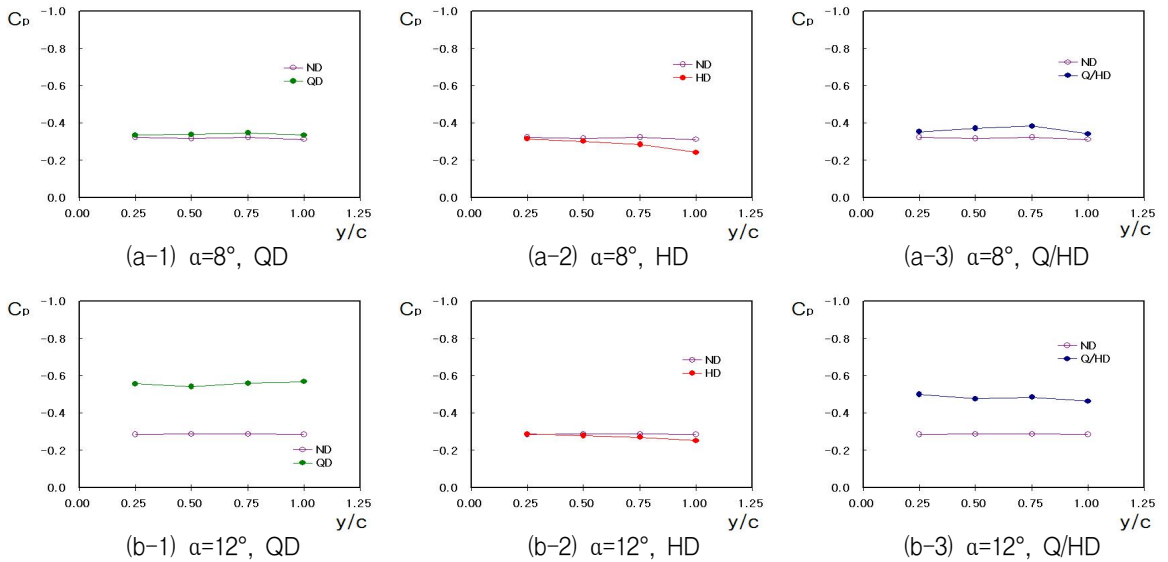
각인 $\alpha = 4^\circ$ 에서는 비손상 압력분포와의 차이가 거의 없다(그림 3a-1). 하지만 받음각 증가에 따라 손상구멍을 통한 윗면으로의 강한 유출유동으로 손상구멍 직전 압력이 강하가 증가됨을 관찰할 수 있다.(그림 3b-1, 3c-1). HD의 경우에는 윗면에서의 흡입압력 강하와는 달리 아랫면에서의 압력변화는 매우 작다(그림 3a-2, 3b-2, 3c-2). 따라서 Q/HD의 아랫면에서의 압력변화는 윗면에서의 압력변화와 마찬가지로 QD에 의한 영향이 지배적이다(그림 3a-3, 3b-3, 3c-3).

그림 4 및 그림 5는 손상 구멍 있는 $x/c = 0.25$ 와 $x/c = 0.50$ 을 중심으로 스펠방향 압력분포를 각각 보인 것이다. 스펠방향 압력분포는 전술한 바와 같이 손상구멍을 통한 아랫면으로부터의 교차유동으로 형성되는 말굽모양의 와류의 형성과 받음각 증가에 따른 유동형태의 변화를 설명해 준다. 그림 4a-1과 그림 4b-1 및 그림 4c-1을 비교해보면 받음각 증가와 함께 스펠방향 압력이 감소한다. 이는 받음각 증가와 함께 스펠방향으로 확산되는 응집된 말굽와류 레그 때문으로 판단된다. 그림 4a-2, 그림 4b-2 및 그림 4c-2는 하류 위치한 손상구멍(HD)에 의한 상류흐름에의 영향을 보여준다. 하류에 위치한 손상구멍은 받음각과 함께 손상이 없는 경우보다 상류에의 압력차를 증가시키지만 그 영향은 크지 않다. 복합손상의 경우에는 두 손상구멍의 혼합된 효과로 나타난다(그림 4a-3, 4b-3, 4c-3).

그림 5a-1과 그림 5b-1은 상류에 위치한 손상구멍에 의한 하류에서의 영향을 보여준다. 즉, 실속전 받음각에서는 약한 제트(그림 5a-1)로 인해 하류에의 영향은 미미하여 비손상 압력으로 회복됨을 보여준다. 하지만 받음각 12° 에서는 날개면으로부터 박리된 강한 인입유동으로 전 스펠영역으로 걸쳐 오히려 비손상 날개의 흡입압력보다 증가된다(그림 5b-1). 그림 5a-2와 그림 5b-2의 HD에 의한 스펠방향 압력분포는 그림 4a-1 및 그림 4b-1에서와 마찬가지로 약한 제트에 의해 형성된 말굽와류의 존재를 보여준다. 하지만 그림 4b-1과 비교해보면 비손상 경우와의 압력차이가 적어 QD보다는 상대적으로 약하게 응집된 와류임을 알 수 있다. 그림 5a-3과 그림 5b-3은 두 손상구멍에 의한 약한 제트와 강한 제트의 혼합된 유동구조를 보여주고 있다. 하지만 그림 4a-3~그림 4c



[그림 4] 손상위치에 따른 $x/c=0.25$ 에서의 스패방향 압력분포 변화



[그림 5] 손상위치에 따른 $x/c=0.50$ 에서의 스패방향 압력분포 변화

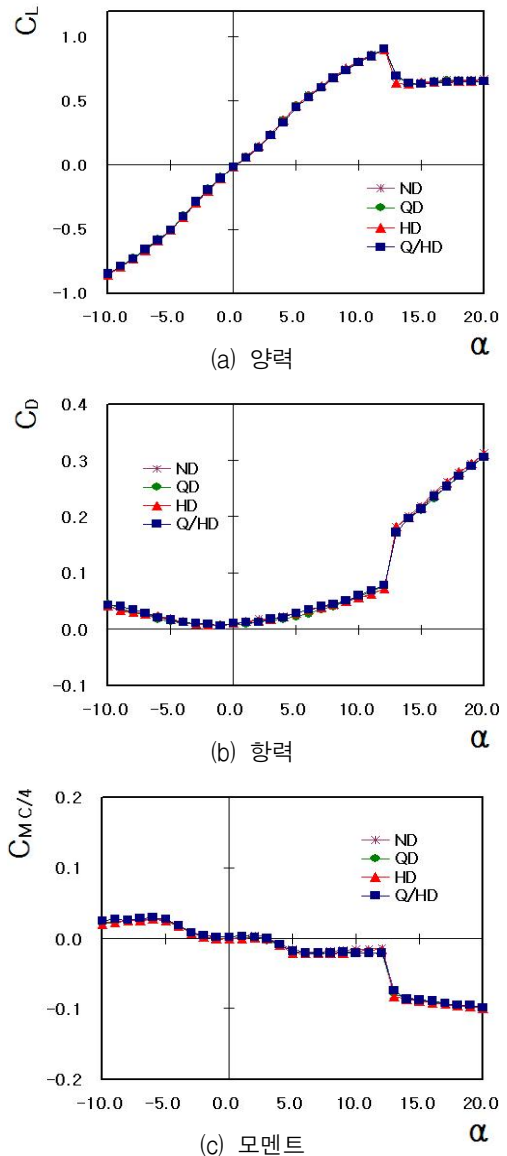
-3의 상류에서의 유동구조가 상류의 손상구멍의 영향이 지배적임에 반하여 하류에서는 그 효과가 감소함을 알 수 있다. 이러한 유동구조는 후속 연구되고 있는 PIV(Particle Image Velocimetry)에 의한 유동구조 변화로 확인할 수 있을 것으로 기대하고 있다.

나. 날개의 공력특성

그림 6은 피라미달 밸런스로 측정된 모델날개의 공력특성을 비손상된 경우와 원형 손상된 경우를 비교하여 보인 것이다. 손상부위가 차지하는 단면적이 전체면적에서 차지하는 비율이 매우 낮기 때문에 원형 손상에 의한 양력, 항력 및 피치모멘트의 저하도가 매우 미미함을 알 수 있다. 전체날개 면적에 대한 손상부위 면적비는 단일손상 구멍인 QD와 HD는 0.176%이고, 2개의 손상구멍이 있는 Q/HD는 0.353%이다. 이에 비해서 QD 손상구멍에 의한 양력은 받음각 4°에서 0.29%의 증가하지만, 받음각 8°와 12°에서는 각각 0.88% 및 0.56% 감소하였다. QD에 의한 항력변화도 양력과 유사하게 낮은 받음각인 $\alpha=4^\circ$ 에서는 다소 감소하지만 받음각과 함께 증가하는 양상을 보인다. 피치모멘트의 경우에는 전 받음각 영역에서 nose-down 피치 모멘트가 증가한다. 한편 날개 중앙부에 손상구멍이 있는 HD의 경우는 QD의 경우보다 모든 공력특성 저하가 지연된 받음각에서 나타난다. 두 개의 손상구멍이 있는 Q/HD는 QD와 HD의 혼합된 효과로 나타나지만 그림 3~그림 5의 압력장 변화와 같이 앞전부근의 손상구멍에 의한 양·항력 증감 효과가 지배적으로 나타난다.

손상구멍의 존재에도 불구하고 낮은 받음각 영역에서의 양력 증가와 항력 감소와 같은 공력특성의 향상 현상은 유사한 다른 연구결과들에서는 관찰되지 않은 현상들이다^[4,7]. 예로, NACA 641-412를 사용하여 $Re_c=0.7 \times 10^6$ 에서 손상구멍 크기에 따른 공력특성에 영향을 보고한 Irwin^[4]의 경우, 본 연구에서와 같은 10% 시위크기의 작은 손상구멍에서도 양력의 감소와 항력의 증가를 보고하고 있다. 본 연구의 경우 낮은 받음각에서 오히려 공력특성이 향상되는 것은 손상된 구멍을 통해 아랫면으로부터 인입되는 제트가 날개면에서 부착된 상태를 유지하는 약한 제트 형태를 유지하면서 경계층내의 운동량을 증가시키는 블로잉 효과

로 해석할 수 있다. 하지만 받음각 증가에 따라 손상구멍 주위에 형성된 말굽와류의 레그가 날개면으로부터 부양되고, 날개면으로부터의 강한 인입흐름 역시 박리되어 손상구멍 하류에서는 역류영역이 형성되어 공력성능이 저하되는 것으로 생각된다. 이와 같은 결과는 전술한 손상구멍 주위의 시위방향 및 스캔방향 압력분포와도 잘 일치하고 있다.



[그림 6] 손상 구멍에 의한 날개 공력특성 변화

본 연구모델과 같이 날개의 손상단면적이 전체 날개 단면적에 비하여 작을 경우에는 공력특성에의 영향은 미미함을 알 수 있다. 이는 전장에서 전투손상을 입은 항공기의 경우 비행조종 시스템이 완전하게 손상되지 않고 단지 양력면 등의 일부분 탈락 등 손상부위가 작다면 필연적인 항공기의 재난에 이르는 양력손실 혹은 조종력의 손실에는 이르지 않는다는 것을 뒷받침해 주고 있다^[8]. 그럼에도 불구하고 단일 손상(QD 및 HD)과 복합손상(Q/HD)의 공력특성을 비교해보면 손상면적의 증가율에 비해 공력특성의 저하율이 더 커지므로 손상부위 증가가 급격한 공력상실을 가져올 수도 있음을 알 수 있다.

4. 결론

풍동실험을 통한 날개면 압력장 측정과 벨런스에 의한 공력측정으로 화포에 의한 공력면 손상이 공력특성에 미치는 영향을 분석하였다. 화포에 의한 손상은 원형 구멍으로 모사하였으며, 손상위치에 의한 공력특성 변화와 단일 손상 및 연속적인 두 개의 복합손상의 경우를 비교하여 측정하였다.

손상구멍을 중심으로 한 시위방향과 스펠방향으로의 날개면 압력장 측정결과 원형으로 손상된 구멍은 날개 상하면의 압력차에 의한 인입유동으로 인하여 손상구멍 주위의 압력장을 심각하게 왜곡시켜 손상구멍을 확대시킬 수 있음을 보였다. 압력장의 왜곡은 손상부위가 앞전에 가까울수록 확대된다. 손상 구멍 주위의 압력차는 받음각 증가에 따라 증가하지만 실속받음각 이후에서는 비손상의 경우보다 낮은 받음각에서 실속현상이 발생하였다. 두 개의 연속손상의 경우에는 각각의 손상효과가 복합적으로 나타나지만 앞전에 가까운 손상부위에 의한 효과가 지배적이었다.

날개의 전체 단면적 대비 손상 단면적이 크지 않은 경우에는 손상에 의한 공력특성 저하는 미미하였다. 손상구멍에 의한 공력특성은 받음각이 낮은 경우에는 인입유동에 의한 블로잉 효과로 오히려 양력이 증가하고 항력이 감소하였다. 하지만 받음각 증가와 함께 양력, 항력 및 피치모멘트 등의 모든 공력특성이 저하되었다.

후 기

본 논문은 08년도 공군사관학교 국고연구비(KAFA 08-18) 예산 지원으로 수행된 결과입니다.

참 고 문 헌

- [1] Atkinson, D. B. and Ball, R. E., "A History of the Survivability Design of Military Aircraft", AIAA Paper 95-1421, 1995.
- [2] Robinson, K. W. and Leishman, J. G., "Effects of Ballistic Damage on the Aerodynamics of Helicopter Rotor Airfoils", Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 5, pp. 695~703, 1998.
- [3] Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2006.
- [4] Iwin, A. J. and Render, P. M., "The Influence of Mid-Chord Battle Damage on the Aerodynamic Characteristics of Two-Dimensional Wings", Aeronautical Journal, Vol. 103, No. 1033, pp. 153~161, 2000.
- [5] Render, P. M., Silva, S. and Walton, A. J., "Experimental Investigation into the Aerodynamics of Battle Damaged Airfoil", Journal of Aircraft, Vol. 44, No. 2, pp. 539~549, 2007.
- [6] Simpson, R. L., "Junction Flows", Annual Review Fluid Mechanics, Vol. 33, pp. 415~443, 2001.
- [7] Rasi Marzabadi, F., Ajalli, F., Mani, M. and Taeibi Rahni, M., "Numerical Aerodynamic Analysis of Damaged Airfoil", AIAA Paper 2007-4180, 2007.
- [8] Kutschera, A. and Render, P. M., "Advanced Combat Aircraft Performance Assessment", Aeronautical Journal, Vol. 106, No. 8, 443~451, 2002.