초음속 조건의 플랩을 장착한 Busemann Biplane의 플랩 길이와 각도 변화에 따른 양항비 성능 비교

태 명 식, 손 찬 규, 오 세 종*

부산대학교 항공우주공학과

THE ANALYSIS OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS FOR BUSEMANN BIPLANE WITH FLAP

Myungsik Tai, Chankyu Son and Sejong Oh*

Dept. of Aerospace Engineering, Pusan Nat'l Univ.

The supersonic airplane with flapped biplane, Busemann biplane equipped flap, is superior to drag and noise reduction due to wave cancelation effect between upper and lower airfoils. In this study, it is numerically calculated and analyzed the lift, drag and lift to drag ratio of flapped biplane with respect to various the length and angle of the flap. Euler solver of EDISON CFD, web based computational fluid dynamic solver for the purpose of education, is employed. Depending on the length of the flap, lift and drag increase linearly, and there exists the optimum flap angle which maximize the lift-to-drag ratio at the freestream mach 2.0 on-design condition. The predictable relational expression is driven as liner equation. As a results of comparison with drag of flapped biplane, Busemann biplane, and diamond airfoil with the same lift, the drag of flapped biplane is 88.76% lower than that of the Busemann biplane and 70.67% lower than that of the diamond airfoil. In addition, the change of pressure is compared to confirm the noise reduction effect of flapped biplane at $h/c=5$ of lower airfoil. The shock strength of flapped biplane is smaller than that of other airfoils.

Key Words : 초음속(Supersonic), 초음속 복엽기(Busemann Biplane), 플랩(Flap), 경사 충격파(Oblique Shock), 팽창파(Expansion Wave)

기호설명(Nomenclature)

α : 받음각
 c : 익형의 길이(시위)
 δ : 플랩의 각도
 f : 플랩의 길이
 t : 익형의 두께
 z : 익형사이의 거리
 h : 익형의 중앙에서 떨어진 거리
 β : 경사 충격파의 각도
 ϵ : 자유류의 입사각
 c_l : 양력 계수

c_d : 항력 계수
 L/D : 양항비
 P_∞ : 자유류의 마하수
 P_0 : 전압력
 ΔP : 자유류와의 압력차
 M_∞ : 자유류의 마하수
 M_t : 경사 충격파 후의 마하수
 M_m : 중첩 경사 충격파 후의 마하수

1. 서 론

상용 여객기는 일반적으로 충격파가 발생하지 않는 임계 마하수 이하에서 비행한다. 콩코드 여객기와 같은 초음속 여객기는 임계 마하수 이상에서 비행하기 때문에 비행시간 감소라는 목표를 성공적으로 완수하였다[1]. 그러나 콩코드 여객기는 초음속 비행시 발생하는 충격파로 인한 높은 항력과

Received: July 4, 2013, Revised: September 15, 2013,

Accepted: September 16, 2013.

* Corresponding author, E-mail: tazo@pusan.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.3.042>

© KSCFE 2013

Fig. 1 Busemann biplane

소음 문제 때문에 운항이 중단되었다. 초음속 비행시 발생하는 높은 항력과 소음 문제를 해결하기 위한 연구들이 많이 진행되었다. 이중 Busemann에 의해 고안된 Busemann biplane[2]은 삼각형을 마주보도록 복엽한 익형으로, 충격파로 인한 문제를 감소시키는데 탁월하여 많은 연구들이 진행되었다[2-4].

Busemann biplane은 초음속 유동조건에서 Fig. 1과 같이 경사 충격파(Oblique shock)와 팽창파(Expansion wave)가 발생한다. 이때 익형의 사이에서 경사 충격파가 발생하여 충격파의 상쇄(wave cancellation)가 발생한다. 충격파의 상쇄는 충격파가 익형 사이에서 발생하므로 소음과 항력 감소 효과를 야기한다. 이러한 효과로 인해 Busemann biplane을 초음속 여객기에 접목하려는 연구가 진행되고 있다. Busemann biplane에 대한 연구로, Rui[3]는 마하수($M_\infty=0.1\sim3.0$)에 따른 항력을 분석하여 초음속 유동과 아음속 유동에서의 항력을 비교하였다. Matsushima[4]는 이착륙에서 순항까지 Busemann biplane을 최적설계 하려는 연구가 수행 중에 있다. 그러나 Matsushima[4]와 같은 선행 연구에서는 Busemann biplane의 순항시 양력 발생을 위해 받음각을 가지도록 설계했다. 이럴 경우 익형의 밖으로 충격파가 발생하게 되어 항력이 증가하고 소음이 발생한다. 추가로 받음각이 커지면 유입각의 증가로 궁형 충격파가 발생하여 항력이 급격하게 증가하는 문제가 발생한다.

위와 같이 받음각이 증가하여 궁형 충격파가 발생하면 Busemann biplane의 효율이 떨어지게 된다. 이러한 이유로 Busemann biplane은 순항시 효율적인 운항을 위하여 작은 받음각의 범위에서 운항을 해야 한다. 기존의 연구[4]에서는 슬랫(slat)과 플랩(flap)을 장착하여, 이륙시에 양력을 증가시키려는 연구와 입·출구의 면적을 좁혀 off-design에서의 성능향상을 위한 연구를 진행하였다. 그러나 초음속 조건의 순항에서 플랩을 장착하여 양력을 발생시키는 것에 대한 연구는 아직 시도되고 있지 않다. 초음속 유동의 특성상 후류에서 일어나는 유동의 변화는 앞의 유동장에 영향을 미치지 않는다. 따라서 초음속 유동에서 플랩을 장착할 경우 플랩은 앞의 유동장에 영향이 없어 충격파와 상쇄효과가 유지된다. 이를 통해 플랩을 장착한 Busemann biplane은 궁형 충격파의 발생을 방지하게 됨으로써, 급격한 항력증가 없이 양력을 발생하게 된다.

본 연구에서는 Busemann biplane에 플랩을 적용하여 양력은 발생하면서 급격한 항력증가가 없는 flapped biplane에 대

Fig. 2 Busemann biplane & flapped biplane concept

한 연구를 하였다. 기존의 연구[4]를 통해 Busemann biplane은 유도항력의 영향이 적게 나타나므로, 본 연구에서도 flapped biplane에 대한 연구를 2D로 진행하였다. 콩코드와 같은 순항 속도인 마하수 2.0에서 플랩의 길이와 각도에 따라 공력 특성을 분석하였다. Flapped biplane의 효과를 분석하기 위해 Busemann biplane과 diamond airfoil과 동일 양력에서 항력을 비교 분석하였다. 또한, 초음속 여객기에서 중요시 되는 소음을 비교하기 위해, 소음을 발생시키는 충격파의 강도(shock strength)를 비교 분석하였다. 본 연구에서는 초음속으로 순항시에 소음과 항력 감소가 나타나는 flapped biplane의 유용성을 확인할 수 있었다.

2 연구 방법

Flapped biplane은 기존의 Busemann biplane에 플랩을 장착한 익형이므로, flapped biplane의 형상을 설정하기 위해서는 기본이 되는 Busemann biplane의 체원을 설정해야 한다.

Flapped biplane의 동일 양력에서의 항력을 비교 분석하기 위해, 기본 Busemann biplane과 diamond airfoil의 받음각에 따른 양력과 항력을 구하였다. 이때 받음각은 0° 에서 10° 까지 2° 씩 계산하였다. Busemann biplane에 플랩이 장착된 형상인 flapped biplane은 플랩의 길이와 각도에 따른 유동 변화를 보기 위해 다음과 같이 격자를 생성하였다. 시위 길이를 1로 하여 플랩 길이와 시위 길이의 비(f/c)를 0.1에서 0.3까지 0.1씩, 그리고 플랩 각도(α)를 0° 에서 10° 까지 2° 씩 하여 양력과 항력을 계산하였다. 공력 성능을 비교 분석시에 같은 양력에서 항력의 차이를 중점적으로 비교하였다. 마지막으로 충격파의 강도를 비교할 때도 같은 양력에서 분석하였다.

2.1 Busemann biplane theory and biplane design

Fig. 2와 같이 Busemann biplane은 삼각형을 마주보게 배치

Fig. 3 Flapped biplane mesh

한 형상으로 익형사이의 거리(z)와 익형의 두께(t)에 의해 결정된다. 자유류의 속도와 익형 사이의 거리를 정하면 경사 충격파의 발생과 충격파 상쇄 효과를 압축성 유체역학의 기본 관계식인[5] 식 (1)을 사용하여 충격파 상쇄를 고려한 익형의 두께를 결정할 수 있다.

$$\tan \epsilon = 2 \cot \beta \frac{M_\infty^2 \sin^2 \beta - 1}{M_\infty^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1)$$

Fig. 2의 확대한 부분을 보는 것과 같이, M_∞ 와 M_t 그리고 M_t 와 M_m 의 관계를 고려하여, ϵ , β 그리고 β' 을 계산하고 익형의 두께를 결정하였다. Busemann biplane의 조건을 마하수 1.7과 마하수 2.0 두 가지로 하고, 익형사이의 거리를 0.5c로 고정한 조건에서 계산하였다. 마하수 1.7인 경우 두께는 0.05c로, 마하수 2.0인 경우 두께는 0.09c로 계산되었다. 이를 활용하여 Busemann biplane의 형상을 구한 후 정한 형상에 플랩을 장착하여 계산하였다.

2.2 Shock strength

충격파가 발생할 때 압력 변화로 인해 충격파로 인한 소음이 발생하게 된다. 이는 충격파의 강도가 강해지게 되면 압력 변화가 커져 소음이 크게 발생하게 된다.

초음속 민간 여객기는 충격파로 인한 소음을 감소시키는 것이 중요시되고 있다. 본 연구에서는 flapped biplane의 공력 성능을 분석 하는 것뿐 아니라, 충격파의 강도를 비교하여 flapped biplane의 소음 감소 효과 또한 분석하였다.

충격파의 강도 비교는 일본의 Hiroshi에 의해 진행된 연구 [6]를 참고하였다. 앞선 연구에서는 CFD로 계산한 결과로 익형에 의해 발생된 충격파가 지상으로 소음을 전파되는 것을 수치적으로 계산하였다. 이때 충격파로 인해 생기는 익형 부근에서의 압력 변화는 지상에게까지 전달되어 소음이 발생한다. 익형 바깥쪽의 압력 분포는 지상의 압력 분포와 유사한 형태

Fig. 4 Calculation residual

를 가지게 된다. 익형에서 $h/c=5$ 인 곳의 압력 분포는 점성에 의한 난류, 박리 현상과 상관없이 지상에 전달되는 압력 분포와 비슷하다는 결론이 나왔다. 이에 본 연구에서는 앞선 연구를 참고하여 익형에서 $h/c=5$ 인 곳의 압력 분포로 소음의 강도를 비교하였다. 소음의 강도는 압력의 최대값과 최소값의 차로 충격파의 강도를 비교하여 분석하였다.

2.3 수치해석 기법 및 격자의 경계조건

Flapped biplane, Busemann biplane, 그리고 diamond airfoil 해석은 교육을 목적으로 제공된 웹 기반의 CFD 툴인 EDISON CFD[7]라는 전산 열유체 해석 프로그램을 사용하였다. EDISON CFD에서 다양한 코드 중 압축성 효과를 해석할 수 있는 2D-comp 2.1 model로 하여 계산을 수행하였다. 초음속 유동의 익형은 압축성 효과로 인한 항력이 점성으로 인한 항력에 비해 더 크므로 Euler solver로 해석 하였다. Euler solver는 flow type을 inviscid flow로 설정하고 격자 생성시 익형을 inviscid wall로 하여 벽면에서 점성이 고려되지 않도록 설정 하였다. 공간차분 기법은 밀도차가 큰 압축성 2차원 유동장을 해석하기에 적합한 RoeM 기법을 선택하였다. 시간적분 기법으로는 유동 해석 할 때 많은 기억 용량을 요구하지 않고 반복 계산의 시간이 적은 LU-SGS 기법을 택하였다.

경계 조건으로는 자유류의 마하수가 초음속일 경우 Fig. 3의 (a)와 같이 바깥쪽을 supersonic inlet/outlet으로 설정하고, 아음속일 경우(0.3~0.6) subsonic inlet/outlet을 사용하였다. 익형의 벽면 조건으로는 Euler solver를 사용하기 때문에 Fig. 3의 (b)와 같이 inviscid wall 조건으로 설정했다. 격자 생성시 격자는 총 122,412개로 생성하였다. 유동조건으로는 마하수를 2.0, 레이놀즈수 1.0×10^7 , 그리고 받음각을 0° 로 선정하였다. EDISON CFD에서는 error tolerance를 사용자가 지정할 수 있게 되어있다. 본 연구의 계산에서는 Fig. 4와 같이 10^{-4} 이하에서 수렴하도록 설정하였다.

Fig. 5 Drag coefficient in accordance with mach number

Fig. 7 Aerodynamic performance in accordance with angle of attack (c_l , c_d)

Fig. 6 Pressure contour of Busemann biplane

3 해석자 검증 및 off-design condition 해석

3.1 해석자 검증

EDISON CFD로 Busemann biplane의 해석 결과를 검증하기 위해, 마하수와 받음각의 변화에 따른 양력과 항력에 대한 해석을 수행하였다. 검증 대상은 일본의 Kazuhiro가 해석한 CFD 결과[4]로 하였다. 검증 대상은 비정상 유동으로 해석하여 유동의 hysteresis가 보이나, 본 연구의 검증은 정상 유동인 감속 과정을 대상으로 하였다. 해석은 Fig. 2와 같은 형태의 익형으로 $z/c=0.5$, $t/c=0.05$ 이고, 마하수 1.7 on-design 조건으로 Euler equation을 사용하여 수행하였다.

Busemann biplane은 마하수에 따라 충격파의 형태가 변화하게 되므로 이에 따른 항력의 변화가 크게 나타나게 된다. 마하수를 0.3에서 2.1까지 변화시켜 마하수에 따른 항력계수를 계산하였다. 그 결과 Fig. 5와 같이 전 영역에서 EDISON CFD와 Kazuhiro의 결과는 해석을 수행한 전 마하수에서 일치한 결과를 보인다.

Fig. 5를 보면 Busemann biplane은 아음속 영역($M_\infty=0.3\sim 0.8$)에서 급격하게 항력이 증가하다가 on-design 부근($M_\infty=1.7$)에서 작은 값의 항력이 나타난다. 이와 같은 결과가 나오는 원인은 Fig. 6과 같이 압력 분포를 통해 확인할 수 있다. 아음속 영역에서는 마하수 0.6의 압력 분포와 같이, 익형의 중앙에서 팽창파가 발생하고 후류에서 수직 충격파가 발생하여 항력이 급격하게 증가한다. 마하수 0.8에서는 팽창파와 노즐 확산효과로 인해 후류의 압력 감소가 최대로 일어나 최대 항력이 발생하게 된다.

초음속 영역($M_\infty=1.3\sim 1.63$)의 경우 choking 조건으로 인해 궁형 충격파가 생겨 익형의 상류에서 아음속 영역이 되어 항력이 높게 나타난다. 그러나 마하수 1.7 on-design 조건에서는 궁형 충격파가 사라지고 익형 내부에서 충격파 상쇄가 일어나 항력이 크게 감소하는 것을 볼 수 있다.

앞에서 마하수에 따른 유동 해석을 살펴보았다. 이를 통해 Busemann biplane은 off-design에서 on-design 보다 항력이 높아지기 때문에 성능이 떨어지게 된다.

다음으로 마하수 1.7에서 받음각에 따른 양력과 항력 계수를 Kazuhiro.K의 계산 결과와 비교함으로써 EDISON CFD를 검증하였다. 그 결과, Fig. 7과 같이 가장 큰 차이가 받음각이 3° 일 때 발생하였다. 이때 차이는 양력계수가 1.27%, 항력계수가 4.4%이다. 이것을 보아 받음각에 따른 해석 결과는

Fig. 8 Drag coefficient in accordance with mach number

Kazuhiro.K의 결과와 일치함을 확인하였다.

3.2 Flapped biplane의 off-design condition 해석

마하수 2.0이 on-design 되도록 설계한 flapped biplane과 Busemann biplane을 마하수 0.2에서 2.6의 영역에서 산출한 항력계수를 Fig. 8에 나타내었다. 마하수가 0.8에서 두 익형의 항력치는 가장 크게 나타나고 그 차는 4.45%로 나타났다. 마하수 0.8 뿐만 아니라 전 마하수 영역에서 flapped biplane의 항력은 Busemann biplane에 비해 크게 나타난다. 이러한 원인은 플랩의 윗면과 아랫면의 압력차로 인해 항력과 양력이 발생하기 때문이다. 그러나 플랩의 길이는 전체 익형에 비해 짧고 플랩의 각도는 4° 로 작기 때문에, 항력의 증가는 4.45% 미만으로 크게 나타나지 않는다. 이를 통해 flapped biplane이 off-design에서도 양력을 발생시키면서도 항력의 차가 적게 나타나는 것을 확인하였다.

초음속 여객기는 운항 시간을 단축하기 위해서 순항시의 마하수를 높이는 것이 중요하다. 그러나 순항 마하수를 높일수록 날개에서 발생하는 높은 항력과 소음이 문제가 된다. 소음과 항력 문제를 해결하기 위한 익형으로 최근에 Busemann biplane이 대두 되고 있다. 그러나 Busemann biplane은 마하수가 증가할수록 받음각의 변화에 민감하다는 제약이 있다[4]. Busemann biplane에 플랩을 장착하면 플랩에 의해 양력이 증가하기 때문에 낮은 받음각에서도 필요한 양력이 생성된다. 이는 flapped biplane이 높은 마하수에서 항력과 소음의 감소 효과가 발생한다는 것이다. 따라서 본 연구에서는 flapped biplane을 해석 대상으로 하였다.

4 연구 결과

본 연구에서는 초음속 민간 항공기 중 가장 성공적이었던

Fig. 9 Busemann biplane with winglet[4]

콩코드 여객기와 같은 속도인 마하수 2.0에서 순항하는 flapped biplane을 플랩의 길이와 각도의 변화에 따라 공력 성능의 변화를 분석하였다.

- (1) Flapped biplane의 공력 성능을 비교 분석하기 위해 받음각에 따른 기본 biplane 형상과 두께가 기본 biplane과 같은 diamond airfoil의 공력 성능의 변화를 분석하였다.
- (2) Flapped biplane을 플랩의 각도와 길이의 변화에 따라 해석하여, 공력 특성 및 공력 성능의 변화를 분석하였다.
- (3) Flapped biplane과 기본 biplane 및 diamond airfoil의 동일 양력 상에서 항력과 충격파의 강도를 비교하여 항력 및 소음의 감소 효과를 확인하였다.

본 연구에서는 초음속 조건에서의 유동해석을 2D로 진행하였다. Matsushima[4]의 연구에서는 2D Busemann biplane을 3D로 확장한 것이 있다. Fig. 9와 같이 winglet이 있는 3D Busemann biplane에 대한 연구를 수행하였다. 2D 해석에서 항력은 0.021이고 3D 해석에서 항력은 평균 0.0225로 7%의 차이가 발생하였다. Busemann biplane을 이용한 3차원 확장 결과에서 유도항력은 무시할 수 있는 수준으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 flapped biplane의 해석을 2D로 수행하였다.

Busemann biplane과 flapped biplane의 3D해석으로는 winglet 이외에도 후퇴각과 테이퍼 비를 주는 방법이 있다. 그러나 이 연구는 낮은 후퇴각과 테이퍼 비에서만 적용할 수 있는 기초 연구이다. 따라서 추후의 연구를 위해 후퇴각과 테이퍼 비를 고려한 2D 연구가 필요하다.

4.1 Busemann biplane 및 diamond airfoil의 받음각 영향 분석

Diamond airfoil은 익형의 상류에 경사 충격파로 인해 압력이 높고 후류에 팽창파가 발생하여 압력이 낮아져 항력이 높게 나타난다. 그러나 Busemann biplane은 익형의 내부에서 충격파 상쇄가 발생하여 항력이 낮게 나타나, 초음속 영역에서 효율적인 익형이라 할 수 있다.

두 익형은 대칭형 익형의 특성상 순항시에 양력의 발생을

Fig. 10 Aerodynamic performance in accordance with angle of attack (C_l , C_d)

Fig. 11 Pressure contour of Busemann biplane in accordance with angle of attack

위해 받음각을 가지게 되고, 그 결과는 Fig. 10과 같이 나타난다. 낮은 받음각($\alpha=2^\circ$)에서는 동일 양력일 경우 Busemann biplane은 diamond airfoil에 비해 항력이 작게 나타난다. 그러나 받음각이 커지면 Fig. 11의 (b)와 같이 궁형 충격파가 발생하여 항력이 증가한다. 이때 Busemann biplane은 diamond airfoil보다 항력이 2.6배 더 크게 나타난다. Busemann biplane은 받음각이 커질수록 유체가 익형사이에 들어오는 입사각이 커지게 된다. 큰 입사각은 경사 충격파 대신에 궁형 충격파를 유도한다. 궁형 충격파는 유동의 상류에 아음속 구간을 만들어 압력을 증가시켜 압력에 의한 항력을 증가시킨다. 이를 통해서 Busemann biplane은 받음각이 커지면 궁형 충격파의 발생으로 항력이 급격하게 증가한다는 것을 알 수 있다.

익형사이의 거리가 같은 마하수 1.7 on-design biplane과 마하수 2.0 on-design biplane을 비교를 하면, 마하수가 높은 biplane이 낮은 받음각($2^\circ \sim 4^\circ$)에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이는 Busemann biplane이 높은 마하수의 조건에서 on-design 될수록 궁형 충격파의 영향이 높아 유효한 받음각의 범위가 줄어든다. 따라서 기본적인 Busemann biplane

Fig. 12 Pressure contour of Flapped biplane ($M_\infty=2.0$, $f/c=0.3$, $\delta=10^\circ$)

은 마하수 2.0에서 받음각을 변화시켜 양력을 발생시키는데 한계가 있다.

4.2 Flapped biplane의 공력 특성 분석

앞서 살펴본 것과 같이 Busemann biplane은 양력을 발생시키기 위해 받음각을 증가시킬 경우 항력이 크게 증가하여 양력증가에 한계가 존재한다. 이를 보완하기 위해 본 연구에서는 플랩을 장착한 Busemann biplane을 순항 조건에서 사용하고자 하였다. 기존의 연구에서는 플랩을 Busemann biplane에 장착하여 이륙시 고양력 장치로 적용시키려는 연구가 진행되었다. 플랩을 초음속 영역에 적용을 하게 된다면, 초음속 영역의 특성상, 플랩으로 인한 유동 변화 또는 효과가 유동장의 상류에 영향을 미치지 않는다. 따라서 Fig. 10과 같이 항력의 급격한 증가가 없이 양력을 발생시킨다. 본 연구에서는 순항시에 Busemann biplane을 받음각의 변화 없이 충분한 양력을 얻고 항력을 감소시키기 위해 플랩을 장착하여, 플랩의 길이와 각도에 따른 양력, 항력 그리고 양항비와 같은 공력 성능을 분석하는 연구를 수행하였다.

4.2.1 플랩(flap)의 효과

받음각이 있는 Busemann biplane과 받음각은 없고 플랩이 있는 Busemann biplane의 양력과 항력을 비교하였다. Table 1을 보면, 받음각 없이 플랩의 길이를 코드길이의 30%로 2° 를 주었을 경우 거의 동일한 양력과 항력을 발생시킨다. 초음속 영역에서는 압축성 효과에 의해 플랩의 성능이 비압축성 조건의 플랩에 비해 성능이 증가하게 된다. 그 이유는 Fig. 12와 같이 플랩의 윗면에서는 팽창파가 발생하여 압력이 낮아지고

Table 1 Lift and drag of Busemann biplane and flapped biplane

		C_l	C_d
$\alpha=2^\circ$	Busemann biplane	0.1084	0.0150
$\alpha=0^\circ$	flapped biplane ($f=0.3c$, $\delta=4^\circ$)	0.1045	0.0171

Fig. 13 Aerodynamic performance in accordance with length and angle of flap

Fig. 15 Lift-drag ratio in accordance with angle of flap

Fig. 14 Lift-drag ratio in accordance with length of flap

Fig. 16 Aerodynamic performance in accordance with airfoil (c_l , c_d)

아랫면에서 경사 충격파가 발생하여 압력이 높아져 큰 양력을 발생시킨다.

4.2.2 플랩(flap)의 길이와 각도에 따른 양력과 항력

Fig. 13은 플랩의 길이와 각도에 따라 양력과 항력 계수를 나타낸 것이다. 플랩의 길이가 증가함에 따라 양력 계수와 항력 계수가 선형적으로 증가한다. 또한, 플랩의 각도가 증가할수록 플랩의 길이에 대한 양력과 항력의 기울기가 증가하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 플랩의 각도와 길이의 증가는 양력 계수와 항력 계수를 증가시키는 것을 확인할 수 있다.

4.2.3 플랩(flap)의 길이와 각도에 따른 양항비

플랩의 길이와 양항비의 관계, 그리고 플랩의 각도와 양항비의 관계를 분석하였다. Fig. 14는 플랩의 길이에 따른 양항비를 나타낸 그림이다. 플랩의 길이의 증가에 함에 따라 양항

비가 일정 값으로 수렴하는 것을 볼 수 있다. 플랩의 길이의 변화에 따라 양력과 항력은 선형적으로 증가하였다. 그러나 항력의 증가량이 양력의 증가량보다 작기 때문에 양항비는 일정 값으로 수렴하게 된다.

Fig. 15는 플랩의 각도의 변화에 따른 양항비를 나타낸 것으로, 양항비는 특정한 플랩 각도에서 최대가 되며, 이때 최대 양항비와 플랩의 길이는 선형적인 관계가 나타났다.

$$L/D_{\max, M_\infty=2.0} = 10.27 - 0.785\delta \quad (2)$$

Table 2 Maximum lift-drag ratio comparison of linear relation and CFD

Flapped biplane	Function	CFD	Error
$f=0.1c, \delta=8.5^\circ$	6.331	6.294	0.59%
$f=0.2c, \delta=6.4^\circ$	5.168	5.158	0.19%
$f=0.3c, \delta=5.1^\circ$	3.6178	3.607	0.30%

Fig. 17 Pressure comparison at $h/c=0.5$ Fig. 18 Total pressure comparison at $h/c=0.5$

Fig. 19 Pressure contour of diamond airfoil Fig. 20 Pressure contour of Busemann biplane Fig. 21 Pressure contour of flapped biplane

Table 2와 같이 CFD로 해석 결과와 관계식의 오차가 1% 이내로 선형적 관계를 확인하였다. Flapped biplane이 플랩의 각도가 증가함에 따라 최대 양향비 이후 감소하는 원인은 플랩의 공력적 특성과 압축성 효과에 의해 일어난다. 플랩의 각도가 증가할수록 양력에 비해 항력이 높아진다. 또한 플랩의 각도가 증가할수록 충격파의 강도는 강해진다. 증가한 충격파의 강도는 압력 증가를 높여 항력이 높아져 양향비를 감소하는 효과를 발생시킨다.

4.2.4 공력 성능(c_l , c_d) 비교 분석

Flapped biplane은 충격파 상쇄를 유지하면서 플랩의 길이와 각도의 증가에 따라 양력과 항력을 발생시킨다. 이러한 flapped biplane의 양력과 항력을 Busemann biplane 및 diamond airfoil과 비교해 보았다. Fig. 16을 보게 되면 flapped biplane은 Busemann biplane과 diamond airfoil보다 동일 양력에서 낮은 항력을 발생하였다. Busemann biplane을 살펴보면, 낮은 받음각에서는 flapped biplane보다 항력이 더 낮으나, 일정 받음각

이상에서는 궁형 충격파의 발생으로 더 큰 항력이 발생하였다. Table 3을 보면 동일 양력에서 항력을 비교한 결과 flapped biplane은 항력이 Busemann biplane보다 88.76% 낮고 diamond airfoil보다 70.67% 낮게 나왔다. 이를 통해 flapped biplane은 다른 두 익형에 비해 동일 양력에서 항력이 작아 효율적이다.

4.2.5 shock strength 비교

지상에 전달되는 소음의 강도를 살펴보기 위해 선행 연구 [6]를 참고하여 동일한 양력일 때 익형의 밑면으로 $h/c=5$ 인 부분의 압력 변화를 비교하였다. Fig. 17은 flapped biplane, Busemann biplane 그리고 diamond airfoil의 $h/c=5$ 인 부분에서

Table 3 Drag comparison at same lift

	c_l	c_d
Busemann biplane ($\alpha=4^\circ$)	0.1582	0.2259
diamond airfoil ($\alpha=3.7^\circ$)	0.1587	0.0866
flapped biplane ($f=0.3c$, $\delta=6^\circ$)	0.1575	0.0254

압력 변화를 나타낸 그림이다. $\angle P/P_\infty$ 값에서 최댓값과 최솟값의 압력차를 비교한 결과, flapped biplane의 압력차가 Busemann biplane이 56.80% 작고 diamond airfoil보다 54.78% 작게 나왔다. 이를 통해 flapped biplane은 상대적으로 압력차가 작아 소음 감소에 우수성이 있음을 확인할 수 있다.

충격파의 강도가 강할수록 전압력은 보다 감소하게 된다. 따라서 압력 변화와 충격파에 의한 전압력 감소를 비교하였다. Fig. 18을 보면 Busemann biplane과 diamond airfoil은 flapped biplane과 달리 전압력이 다시 회복되는 것을 보인다. 이는 Fig. 19, 20, 21의 압력분포도를 비교해보면 팽창파의 발생하는 부분에서 발생된다. Fig. 19에서의 압력 변화와 유사하게 flapped biplane는 충격파 강도가 약해 전압력 감소가 다른 두 익형에 비해 낮은 것을 볼 수 있다. $\Delta P_0/P_{0\infty}$ 값에서 최솟값의 전압력차를 비교한 결과, flapped biplane의 전압력차가 Busemann biplane이 74.20% 작고 diamond airfoil보다 77.11% 작게 나왔다.

Flapped biplane과 Busemann biplane 그리고 diamond airfoil의 압력과 전압력을 비교하였다. 그 결과 flapped biplane의 충격파 강도가 작아 소음 감소에 효과가 있는 것을 확인하였다.

5. 결 론

EDISON CFD를 활용하여 초음속 민간 여객기의 순항에 적용 가능한 초음속 익형으로써, flapped biplane의 공기역학적 특성을 살펴보았다. 초음속 순항조건에 적용하기 위한 기초적 연구로 2D 해석을 수행하였다. Flapped biplane은 기본 Busemann biplane과 달리 공형 충격파를 발생시키지 않아 급격한 항력의 증가 없이 양력을 발생하였다.

Flapped biplane 해석은 플랩의 길이(f)를 0.1c에서 0.3c까지 0.1씩, 그리고 플랩 각도(δ)를 0°에서 10°까지 2°씩 변화시켜 해석하여, 다음과 같은 결과가 나타났다.

- (1) Flapped biplane을 해석한 결과 초음속 영역에서 플랩은 압축성 효과로 인해 아음속 영역보다 양력의 발생량이 더 크게 나타났다.
- (2) flapped biplane의 양력과 항력의 변화를 살펴보았다. 그 결과, 플랩의 길이에 따라 양력과 항력이 선형적으로 증가하고, 특정한 플랩의 각도에서 최대 양항비가 도출되었다. 그 관계식은 $L/D_{\max} = 10.27 - 0.785 \delta$ 과 같다.
- (3) 동일 양력일 경우 flapped biplane은 항력 감소 효과가 있다. Flapped biplane의 양력과 항력을 기본 biplane형상 및

diamond airfoil과 비교한 결과 동일 양력에서 항력이 Busemann biplane보다 88.76% 낮고 diamond airfoil보다 70.67% 낮게 나왔다.

- (4) 익형에서 $h/c=5$ 떨어진 곳의 압력 변화를 통해 충격파의 강도를 비교하여 상대적인 소음을 비교한 결과, flapped biplane의 압력차가 Busemann biplane이 56.80% 작고 diamond airfoil보다 54.78% 작게 나와 소음 감소에 효과적인 익형임을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업(과제 No. NRF-2011-0020558) 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] 1972, FISHER, S.A., NEALE, M.C. and BROOKS, A.J., "On the Sub-Critical Stability of Variable Ramp Intakes at Mach Numbers Around 2," *National Gas Turbine Establishment*, R. & M. No.3711, p.37.
- [2] 1955, Busemann, A., "The relation between minimized drag and noise at supersonic speed. In: Proceedings of the Conference on high-speed aeronautics," *Polytechnic Institute of Brooklyn*, pp.133-44.
- [3] 2010, Rui, H., "Supersonic Biplane design via addition method," *Ph.D. Thesis*, Stanford University, Vol.71-08, p.83.
- [4] 2007, Matsushima, K., Obayashi, S., Furukawa, T., Kuratai, N., Goto, Y., Maruyama, D., Yamashita, H. and Yonezawa, M., "Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Cutting Edge and Related Topic," *Tohoku University Press*, Sendai, Vol.5, pp.75-219.
- [5] 2004, Anderson, J.D.Jr., *Modern compressible flow with historical perspective*, Mc Graw Hill, New York, Vol.3, pp.127-189.
- [6] 2009, Yamashita, H. and Obayashi, S., "Sonic Boom Variability Due to Homogeneous Atmospheric Turbulence," *Journal of Aircraft*, Vol.46, p.8.
- [7] <http://cfd.edison.re.kr/>