

## 論文

## 천음속 버펫 발단 예측을 위한 새로운 정상 접근 방법

정인재\*

## A New Steady Approach to Predict the Transonic Buffet Onset

Injae Chung\*

## ABSTRACT

A new steady approach has been developed to predict the transonic buffet onset of a high speed aircraft. In this paper, the flow is assumed to be steady for the buffet onset. The present study involves the analysis of a distinct change in the variation of various static aerodynamic parameters. These distinct changes indicates the onset of transonic buffet. Among the various aerodynamic parameters considered in this study, the variation in the center of pressure has shown to provide a clearest indicator of transonic buffet onset. This new steady approach can be applied to predict the transonic buffet onset for airfoils with shock induced separation bubble and for large swept wings with small aspect ratios. Good agreements have been obtained compared with unsteady wind tunnel buffet test data. Based on the results obtained the new steady approach, it can be newly suggested that the distinct slope changes of the center of pressure curve can be used as an indicator of buffet onset for the steady experimental method on a full aircraft configuration.

## 초 록

고속 항공기의 천음속 버펫 발단을 예측할 수 있는 새로운 정상 접근 방법을 개발하였다. 본 논문에서는 버펫 발단까지 정상 유동장으로 가정하였다. 본 연구는 다양한 정적 공력 변수들의 급격한 변화 분석을 포함하고 있다. 이러한 급격한 변화는 천음속 버펫의 발단을 지시한다. 본 연구에서 고려된 다양한 공력 변수 가운데 압력 중심점 변화가 가장 명확한 천음속 충격파 버펫 발단 지시자임을 보여준다. 이러한 새로운 정상 접근 방법은 박리기포를 수반하는 익형이나 큰 후퇴각과 작은 종횡비를 갖는 날개의 천음속 버펫 발단 예측에 적용할 수 있다. 버펫 시험결과와 비교하여 좋은 일치율을 얻었다. 새로운 정적 접근 방법 결과를 기초로, 압력 중심점 변화 곡선의 급격한 기울기 변화는 항공기 전 기체 형상에 대한 정상 시험 방법 버펫 발단 지시자로 새롭게 제시할 수 있다.

**Key Words** : Buffet Onset(버펫 발단), Kinkology(꺾임 분석), Center of pressure(압력 중심점), Separation Bubble(박리기포)

## 1. 서 론

† 2006년 1월 5일 접수 ~ 2006년 4월 17일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : kraft1961@hitel.net

대전광역시 유성우체국 사서함35-3

고속 항공기에서 발생하는 천음속 버펫(Buffet)은 비정상 유동현상으로서 충격파의 진동 및 박리영역에서의 과도한 압력 섭동을 수반함에 따라 항공기의 비행 포위선도(Flight Envelope)를 제한

하는 요인으로 작용한다[1]. 따라서 천음속 영역이 중요시되는 항공기는 설계 초기단계에서부터 유동의 조건에 따라서 천음속 버펫이 발생하는 영역(받음각 또는 마하수)을 예측하여 이를 항공기 설계에 반영하는 것이 필수적이다.

천음속 버펫은 강한 비정상 공기력을 수반하는 현상으로서 이론적인 예측이 매우 어려우므로 버펫 풍동 시험에 의해 예측하는 것이 일반적이다. 그러나 이러한 버펫 풍동 시험은 일반적인 6분력 풍동시험과는 달리 시험 방법이 매우 어렵고 시험 결과분석에도 많은 시간과 인력이 소요되므로 다양한 항공기 형상이 검토되는 초기설계 단계에서는 적용될 수 없다. 이에 따라 항공기 초기설계 단계에서 신속하게 적용될 수 있는 이론적, 경험적 방법 등이 다양하게 개발되어 사용되어왔다. 대표적인 방법은 버펫 발단(Buffer Onset) 까지 정상 유동장으로 가정하여 버펫 발단을 예측하는 이론적 방법[2]과 고속 풍동시험 결과로 주어지는 공력특성 곡선에서 급격한 기울기 변화(Kink)를 찾아내어 분석하는 꺾임 분석 방법(Kinkology)[3] 등으로 크게 구분된다. 이러한 방법들은 지금까지 항공기 초기설계 단계에서 효율적으로 적용되어 왔으나 아래와 같은 문제점으로 인하여 그 적용이 제한적이다.

1. 기존의 이론적 예측 방법은 경계층 이론에 기초한, 익형에 대해서만 적용될 수 있는 간단한 방법으로서 두꺼운 익형 또는 초임계 익형에서는 상당히 정확히 천음속 버펫을 예측하나 박리기포를 수반하는 비교적 얇은 익형에는 근본적으로 적용될 수 없다[3]. 또한 익형의 공력특성이 두드러지는 큰 중형비 날개를 갖는 항공기에서는 익형에서의 예측 결과를 직접적으로 3차원 날개에 적용하는 것이 가능하나 날개 중형비가 작고 날개 후퇴각이 큰 고속 군용항공기와 같은 경우에는 익형에서의 예측 결과를 3차원 날개 적용 시 상당한 오차를 나타낸다.

2. 꺾임 분석 방법은 가장 널리 사용되는 방법으로서 항공기 형상, 유동조건에 따라 다양한 공력 특성 곡선 분석 방법에 의해 쉽게 적용될 수 있으나 얇은 익형, 큰 후퇴각과 작은 중형비 날개를 갖는 고속 항공기 주위 천음속 유동의 경우는 와류, 박리기포 및 충격파와의 상호 작용으로 인하여 공력 특성 곡선의 급격한 기울기 변화(Kink)가 뚜렷하게 표현되지 못하는 경우가 많으며 대부분의 예측 결과는 초과 예측(Over Prediction)하는 경향을 보인다[4].

따라서 익형 두께가 얇고 중형비가 작으며 큰 후퇴각을 갖는 주익으로 특징되는 고속 항공기에

서의 천음속 버펫 예측은 매우 어려우며 기존 방법 적용 시 많은 예측 오차를 내포하게 된다.

본 논문의 목적은 이러한 기존의 정적 천음속 버펫 예측 방법들의 단점을 보완하여 고속 항공기 설계 초기 단계 시 유용하게 적용할 수 있는 새로운 정적 예측 방법을 제시하는 것이다.

## II. 본 론

### 2.1 공력특성 곡선 꺾임 분석 원리

버펫의 원인은 유동의 박리이며 이는 날개 윗면의 뒷전 부근에서 후류를 일으킨다. 한편 날개 아랫면은 윗면과 상응하는 유동장의 큰 변화는 없으나 이론적으로 날개 뒷전 후류를 가로 지르는 압력의 변화가 없어야 하므로 아랫면에서도 속도를 증가시키고 압력이 떨어지게 된다. 이러한 현상은 날개 주위 순환(Circulation)의 감소를 유발시켜 결국은 항공기 양력의 감소를 가져온다. Pearcey 와 Holder에 의하면, 이때 평균 공력 하중(Mean aerodynamic load)의 변화 즉, 유동박리에 의한 양력 감소가 바로 버펫을 의미하며 그 크기(양력 감소량)가 버펫의 강도를 의미하게 된다[5]. 이러한 개념은 바로 버펫이 발단되는 유동조건을 찾아내는 기준이 되고 버펫의 정성적 예측이란 양력곡선에서 급격한 기울기 변화나 불연속점을 찾아내어 그 원인이 되는 유동현상을 분석하는 꺾임 분석 방법이다[5]. 그러나 일반적으로 양력 곡선에서 기울기가 변하는 점을 찾아내는 것이 때로는 쉽지가 않은데 이는 고속 항공기의 경우, 후퇴각을 갖는 날개 앞전 또는 스트레이크에 의해 발생하는 와류가 얇은 날개 윗면에서 발생하는 박리기포와 상호 작용하기 때문이다. 따라서 기본 개념은 양력 곡선을 분석하는 것이지만 항공기 형상 및 유동조건에 따라 양력 곡선 변화에 상응하는 축력 및 항력 곡선 변화 분석 방법 등 여러 가지 대체 방법들이 사용되고 있다[6]. 본 논문에서 새로이 개발하여 제시하는 방법은 꺾임 분석의 대체 방법들 중의 하나로, 유동조건에 따라 민감하게 변화하는 압력중심점(Center of pressure) 변화 곡선의 특성을 이용하는 것으로서 이 곡선의 급격한 기울기 변화 또는 불연속점을 고찰하는 정상 접근 방법이다.

### 2.2 수치해석 기법 적용 및 결과 분석

본 논문에서 새로이 제시하는 압력중심점 변화 곡선 꺾임 분석에 의한 천음속 버펫 발단 예측 방법을 검증하기 위하여 우선 박리기포를 수반하

는 익형 주위 천음속 유동장을 정상 박층 Navier-Stokes Solver에 의해 해석하였으며 해석 결과로 주어지는 공력 특성 곡선에 Pearcey 와 Holder의 경험적인 버펫 발단 기준인 꺾임 분석 개념을 적용하여 천음속 버펫 발단을 예측하였다. 본 연구에서 전산 수치해석 모델로 사용된 익형은 비교적 시험결과 데이터가 풍부한 NACA0012 익형이며 시위 기준 레이놀드수  $6.0 \times 10^6$ , 마하수 0.7~0.8에서 받음각에 따른 천음속 버펫 발단 특성을 고찰하였다. 수치해석 기법으로는 Baldwin-Lomax 대수 난류 모델을 사용한 Implicit DADI Scheme Navier-Stokes Solver를 사용하였으며 정상상태로의 수렴성을 증가시키기 위하여 국소 시간 전진 기법(Local time stepping)을 사용하였다. 정상 상태 수렴 기준은 마하수에 따라 5000번~10000번(마하수 0.75이상) 반복 계산을 수행하여 5 order 정도의 잔류량 감소를 얻었을 때 양력 계수의 반복계산에 따른 변화가 0.1%이내 일 경우[7]라고 가정하였다. 아래 Fig. 1은 수치해석에 적용된 시위 10배 원경계의 C-type 275X65 격자계로서 벽면에서 첫 번째 격자의 수직 간격이 시

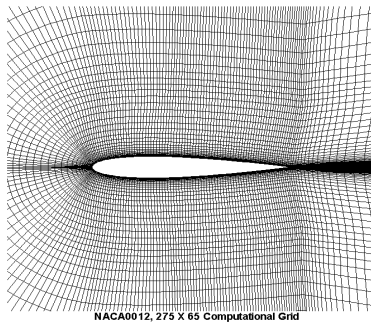


Fig. 1. Computational Grid

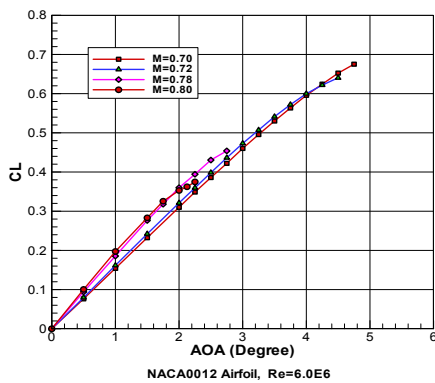


Fig. 2. Lift Curves

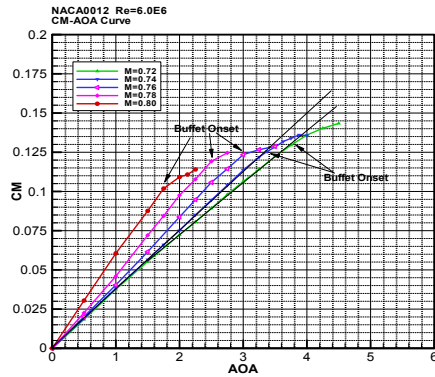


Fig. 3. Pitching Moment Curves

위의 약  $10^{-6}$  정도이며 이 경우 시위 평균  $y^+$ 는 대략 2.7정도이다.

Fig. 2는 계산된 양력곡선을 보여주고 있다. 그림에 의하면 받음각이 증가될수록 양력곡선의 기울기가 점차적으로 감소함을 알 수 있는데 이는 충격파에 의한 유동의 박리 또는 박리기포의 확장으로 인한 익형 캠버 변형 효과가 익형에서의 순환강도를 감소시키기 때문이다. 이러한 양력곡선에서의 기울기 변화가 Pearcey 와 Holder의 평균 공력하중 변화 가설에 따른 버펫 발단의 예측 원리가 된다. 그림에서 높은 마하수의 경우는 실속에 이르기 전 받음각에서 양력곡선의 꺾임으로 표현되는 버펫 발단 지점의 존재를 감지할 수 있으나 비교적 낮은 마하수의 경우는 큰 기울기 변화가 명확하게 관찰되지 않음을 알 수 있다.

Fig. 3에 제시된 받음각에 따른 익형 앞전 기준 피칭 모멘트 계수( $C_{mle}$ )의 변화를 관찰하면 Fig. 2의 양력곡선의 꺾임보다 곡선의 꺾임이 비교적 명확함을 알 수 있다. 이는 익형 윗면에서 발생하는 충격파와 박리기포에 의한 양력감소는 피칭 모멘트의 감소로 반영되며 또한 앞전에서부터 박리기포까지의 길이(Moment arm)가 이러한 효과를 증폭시키는 증폭자(Amplifier)의 역할을 하는 것으로 판단된다. 이러한 효과는 높은 마하수 영역에서 더 명확해 진다. 양력곡선 분석 방법과 마찬가지로 버펫 발단은 피칭 모멘트 곡선의 꺾임 지점으로 예측할 수 있으나 낮은 마하수의 경우는 큰 기울기 변화가 여전히 명확하지 않다.

일정한 자유흐름 마하수에서 받음각을 증가시키면 익형 윗면에서의 충격파는 후방으로 이동하게 되며 또한 압력 상승으로 인하여 경계층은 두꺼워 지거나 박리-재부착 과정을 거치면서 박리기포를 형성하게 된다. 이러한 박리역의 존재는

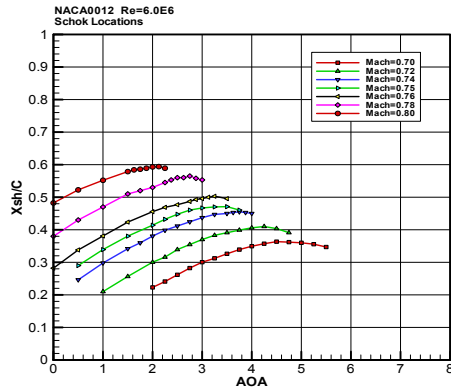


Fig. 4. Shock Wave Movements

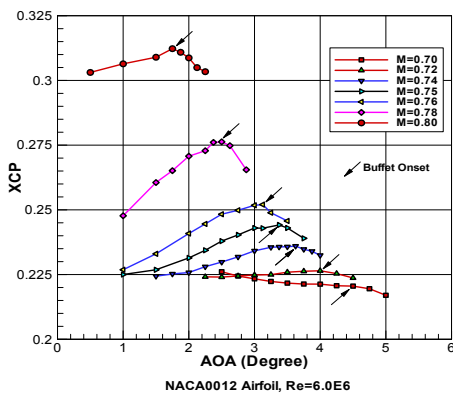


Fig. 5. Center of Pressure Curves

어느 받음각에 이르면 충격파에 의한 압력상승과 평형을 이루기 위하여 충격파를 전방으로 밀어내어 충격파는 다시 전방으로 이동하게 된다[8]. 참고문헌[8]에 따르면 익형에서의 이러한 충격파의 후방-전방 이동 변환점(Turning Point)은 주어진 유동 조건(마하수, 받음각)에서 버펫 발단 지점이 될 수 있음을 설명하고 있다. Fig. 4는 받음각에 따른 충격파의 이동을 보여 주고 있으며 그림으로부터 충격파의 후방-전방이동 변환점 기준에 의한 버펫 발단 지점을 예측 할 수 있다.

익형에서의 충격파의 위치 변화는 압력분포와 이에 따른 압력 중심점 위치를 변화시키므로 압력 중심점 곡선의 급격한 기울기 변화가 천음속 버펫 발단과 유관함을 유추할 수 있다. Fig. 5는 NACA0012 익형의 피칭 모멘트 값이 0이 되는 압력 중심점의 위치를 마하수 및 받음각에 따라 나타낸 그림이다. 그림에서 보는 바와 같이 압력 중심점 곡선은 충격파 위치 변화 곡선과 유사하

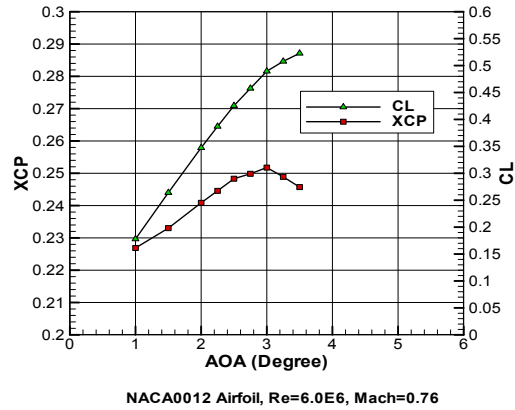


Fig. 6. Comparison of Lift and Center of Pressure curves

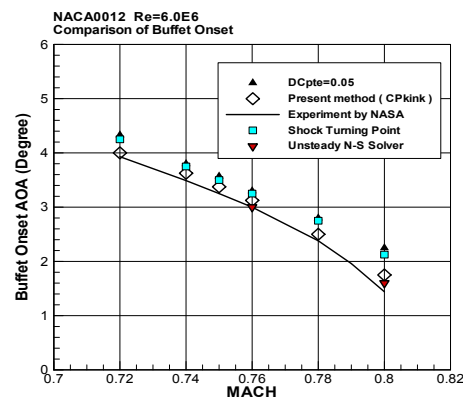


Fig. 7. Comparison with Experiment for NACA0012 Airfoil

게 받음각 및 마하수에 따라 익형의 전, 후방으로 이동함을 알 수 있다. 한편, 압력 중심점의 후방-전방 이동 변환점 즉 압력 중심점 변화 곡선의 꺾임이 지금까지 검토된 공력 특성 곡선의 꺾임 들 중 가장 뚜렷함을 알 수 있는데 이는 아래 식으로 주어지는 앞전 기준 압력 중심점( $XCP_{le}$ ) 곡선에서는 피칭 모멘트( $C_{mle}$ )변화 효과에 양력의 변화 효과까지 포함되므로 꺾임 효과가 증폭되는 것으로 유추할 수 있다.

$$XCP_{le} = C_{mle}/C_L \quad (1)$$

버펫 발단은 압력중심점 변화 곡선의 꺾이는 점으로 예측하였다.

Fig. 6은 마하수 0.76에서 받음각에 따른 양력 곡선과 압력중심점 곡선에서 각각의 급격한 기울기 변화 점을 서로 비교한 그림이다. 그림에 의하면 동일한 받음각에서 서로 일치함을 알 수 있

다. 즉, 압력중심점 곡선에서의 급격한 기울기 변화점은 양력곡선에서처럼 Pearcey 와 Holder의 평균 공력하중 변화 개념에 따른 버펫 발단 지시자(Indicator)가 될 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 5에서와 같이 압력중심점 변화 곡선이 가장 뚜렷한 기울기 변화를 보이는 것을 확인한 후 이로부터 익형의 천음속 버펫 발단을 예측하였으며, 예측 결과는 기존의 정적 접근 방법 결과[9], 비정상 Navier-Stokes Solver의 결과[10] 및 미국 NASA Ames Research Center의 HRC-2 불어내기식 (Blow Down) 풍동설비에서 수행한 NACA0012 익형의 비정상 버펫 시험결과[11]와 비교하였다. 비교 결과, Fig. 7에서 보는 바와 같이 기존에 제시된 어떠한 정적 접근 방법보다도 훨씬 더 시험치에 가깝게 천음속 버펫 발단 지점을 예측할 수 있음을 확인하였다.

**2.3 풍동시험 결과 분석**

NACA0012 익형의 정적 천음속 버펫 예측연구를 통하여 여러 공력 특성 계수 중 압력중심점 변화 곡선이 가장 뚜렷하며 이로부터 얻어지는 예측결과는 버펫 시험 결과에 매우 근접함을 알 수 있었다.

본 논문의 주목적은 개발된 압력 중심점 곡선 꺾임 분석 방법을 고속 풍동시험 결과에 적용하여 천음속 버펫 발단을 예측하고 그 결과의 정확도를 확인한 후, 이를 바탕으로 고속 항공기 설계 초기 단계에서 유용한 새로운 정상 접근 방법을 제시하는 것이다. 따라서 익형에서의 연구 결과를 고속 항공기 전 기체 고속 풍동시험 결과 [12]에 적용하여 검토하는 것이 필요하다. 본 논문에서 사용된 정적 6분력 및 버펫 풍동 시험결과는 각각 1/15, 1/9 축척의 제트 훈련기 형상에 대한 결과로서 적용된 시험 설비 및 시험 조건은 다음과 같다.

- 정적 6분력 고속 풍동시험  
 풍동시험모델 : 1/15 축척 제트 훈련기 형상  
 풍동설비 : 미국 CALSPAN (8'×8')  
 시험조건 : 마하수 0.6 ~ 1.3,  
 레이놀드 수  $2.5 \times 10^6$
- 버펫 풍동시험  
 시험방식 : Wing Root Bending Moment Fluctuation 측정  
 풍동시험모델 : 1/9 축척 제트 훈련기 형상  
 풍동설비 : 영국 ARA (9'×8')  
 시험조건 : 마하수 0.6 ~ 1.2,  
 레이놀드 수 :  $5.5 \times 10^6$

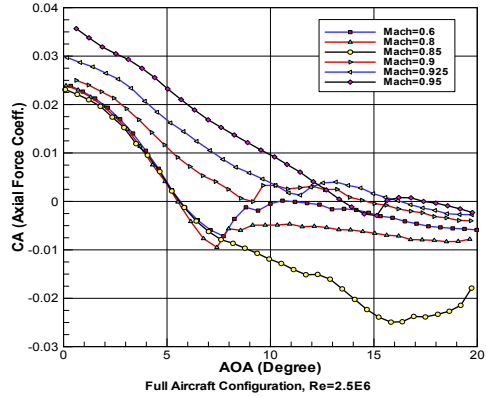


Fig. 8. Axial Force Curves

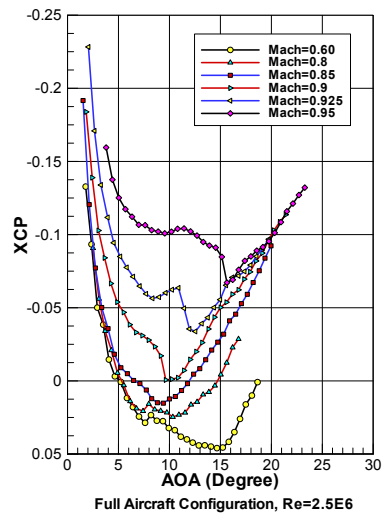


Fig. 9. Center of Pressure Curves

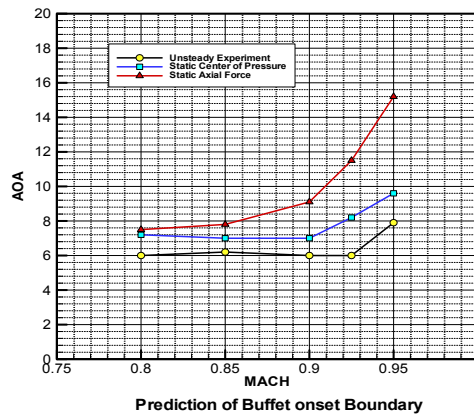


Fig. 10. Comparison with Experiment for Full Configuration of Aircraft

고속 항공기 설계 초기 단계 시 항공 선진국에서 주로 사용되어 왔던 천음속 버펫 예측 방법은 축력곡선(Axial force curve) 꺾임 분석 방법으로 본 연구에 적용된 제트 훈련기 초기 설계 단계 당시에서도 적용되었던 방법이다. Fig. 8은 고속 6분력 풍동시험 결과로 주어지는 제트 훈련기의 축력곡선을 나타내고 있다. 그림에서 받음각이 증가함에 따라 첫 번째로 나타나는 급격한 기울기 변화 지점이 천음속 버펫 발단 지점을 의미한다. Fig. 8에서 보는 바와 같이 비교적 높은 마하수에서는 충격파에 의한 날개 앞전 흡입력(Suction force)의 급격한 감소로 인한 축력 곡선의 급격한 기울기 변화를 추적함으로써 쉽게 버펫 발단 지점을 예측할 수 있으나 낮은 마하수에서는 와류, 충격파 및 박리기포가 혼재되어 상호 작용하므로 Fig. 8에서 보는 바와 같이 축력곡선 기울기 변화의 물리적 해석이 다소 어렵다.

Fig. 9는 Fig. 8과 마찬가지로 고속 풍동시험 결과로 주어지는 압력중심점 곡선을 보이고 있다. 축력 곡선 꺾임 분석과 마찬가지로 받음각이 증가함에 따라 첫 번째로 나타나는 급격한 기울기 변화 지점이 천음속 버펫 발단 지점을 의미한다. Fig. 9에 의하면 Fig. 8과는 달리 낮은 마하수에서도 천음속 버펫 발단 지점으로 간주되는 곡선의 급격한 기울기 변화를 관찰할 수 있다.

Fig. 10은 기존의 축력곡선 꺾임 분석방법과 본 논문에서 새로이 제시되는 압력 중심점 곡선 꺾임 분석방법에 의한 제트 훈련기 천음속 버펫 발단 예측 결과를 버펫 시험 결과와 비교한 그래프이다

Fig. 10에 의하면 기존의 축력곡선 꺾임 분석 방법에 의한 예측결과는 시험 치와 비교 시 상당한 오차를 보이고 있다. 반면에 본 연구에서 개발된 압력 중심점 곡선 꺾임 분석 방법에 의한 천음속 버펫 예측 결과는 상당히 시험 치에 접근함을 알 수 있다.

### III. 결 론

익형 연구 결과로부터 공력 특성 곡선 꺾임 분석 방법에 의한 정적 천음속 버펫 예측방법으로는 압력중심점 곡선 꺾임 분석 방법이 가장 유효함을 알 수 있었으며 이러한 연구 결과의 실용적인 확인을 위하여 제트훈련기 고속 풍동시험 결과에 적용하였다. 적용결과, 기존의 항공선진국에서 제시되었던 축력곡선 꺾임 분석 방법보다 본 연구에서 개발된 압력중심점 곡선 꺾임 분석 방법이 더 명확한 꺾임을 보이며 천음속 버펫 발

단 예측 결과도 시험 치에 더 근접함을 알 수 있었다.

본 논문에서 개발된 압력중심점 변화 곡선 꺾임 분석에 의한 새로운 정상 접근 천음속 버펫 발단 예측 방법은 기존의 정상 접근 방법으로는 예측이 곤란하였던 얇은 날개, 큰 후퇴각 및 작은 종횡비 날개로 특징되는 고속 항공기 개발 시 유용하게 활용될 수 있다.

### 참고문헌

- 1) D. G. Mabey, "Some Aspect of Aircraft Dynamic Loads Due to Flow Separation" Prog. Aerospace Sci. Vol. 26, pp. 115-151, 1989.
- 2) Thomas, F. "The Determination of the Buffet Boundaries of Aerofoils in the Transonic Regimes", Aircraft Research Association Library Translation No. 19, 1969.
- 3) W. E. Lamar, et. al, "The Effects of Buffeting and other Transonic Phenomena on Maneuvering Combat Aircraft" AGARD-AR-82, 1975.
- 4) Pearcey, H. H., "The Occurrence and Development of Boundary Layer Separations at High Incidences and High Speeds", ARC R&M 3109, 1960.
- 5) Pearcey, H. H., and Holder, D. W., "Simple method for the Prediction of Wing Buffeting Resulting from Bubble Type Separation", NPL Aero Report 1024, 1962.
- 6) Smith, C. W, "Aerospace Handbook", General Dynamics FortWorth Div., 1990.
- 7) Holst, T.L., "Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results", AIAA Paper 87-1460, June. 1987.
- 8) J. Mikawa, N. Hirose, N. Kawai, "Comparison of Transonic Airfoil Characteristics by Navier-Stokes Computation and by Wind Tunnel Test at High Reynolds Number" AIAA-85-5025, 1985.
- 9) Injae Chung, et. al, "Prediction of Transonic Buffet Onset for airfoils with Separation Bubble Using Steady Approaches", Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, pp. 795-797, July-August/2003.
- 10) Injae Chung, et. al, "Prediction of Transonic Buffet Onset For an Airfoil with Shock Induced Separation Bubble Using

Navier-Stokes Solver", AIAA Paper 2002-2934, June 2002.

11) McDevitt, J.B., and Okuno, A.F., "Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA0012 Airfoils in the Ames High

Reynolds Number Facility," NASATP-2485, June 1985.

12) 정인재, 이승수, 류태규, "항공기 양항곡선 보정기법 연구", 한국항공우주학회지, 제 24권, 5호, 1996.