

< 논 문 >

천음속/초음속 압축기 익렬에서 Shock-Boundary Layer 상호작용의 수동적 제어에 의한 성능 향상 연구

김상덕* · 권창오* · 송동주** · 사종엽**

(1995년 10월 11일 접수)

Performance Enhancement Study Using Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction in a Transonic/Supersonic Compressor Cascade

Sang-Dug, Kim, Chang-Oh Kwon, Dong-Joo Song and Jong-Youb Sa

Key Words : Upwind Flux Difference Splitting Method(풍상차분법), Cascade(익렬), Shock-Boundary Layer Interaction(충격파와 경계층의 상호작용), Passive Control(수동적 제어), Cavity(공동)

Abstract

In this paper the CSCM type upwind flux difference splitting Navier-Stokes method has been applied to study the ARL-SL19 transonic/supersonic compressor cascade flow. First, the general characteristics of baseline cascade flow were analyzed. At freestream Mach No. 1.612 and exit/inlet pressure ratio 2.15, the results from current laminar flow were compared well in suction surface with the experiment; however, not well in pressure surface. Second, numerical study of the transonic/supersonic compressor cascade flow demonstrated the effectiveness of a passive control by the various size cavities. A cavity under the shock foot point at the suction surface of the blades was used as a passive control. The passive control of shock-boundary layer interaction by a cavity reduced total pressure losses. The effect of cavity length and depth was studied. The total pressure loss was reduced by about 10% and the isentropic efficiency was improved slightly. The effect of cavity depth in current study ($d/l = 0.05, 0.02$) was not found strong. Further adequate turbulence modeling and TVD schemes would help to capture the shock more accurately and increase the effectiveness of the current shock-boundary layer interaction study using upwind flux difference splitting computational methods.

기 호 설 명

p : 입구 정압으로 무차원된 정압 (p/p_1)
 W : 전 압력손실계수 (total pressure loss coeff.)
 $(p_{t1} - p_{t2}) / (p_{t1} - p_1)$, cavity가 없는 경우)

W_c : Cavity가 있는 경우 전 압력손실계수
 η_{is} : 등엔트로피 효율계수 (isentropic efficiency coeff. $(h_{2is} - h_1) / (h_2 - h_1)$)
 C_f : 벽면마찰계수 (friction coeff. $\tau_w / (1/2 \rho_\infty U_\infty^2)$)
 l/c : 코드길이에 대한 cavity 길이의 비 (cavity length to chord length ratio)
 d/l : Cavity 길이에 대한 cavity 깊이의 비 (cavity depth to cavity length ratio)

*영남대학교 기계공학과 대학원

**회원, 영남대학교 기계공학과

- s : 익형의 피치 (blade pitch)
 t : 접선방향의 축 (coordinate in tangential direction)
 t/s : 주기 경계면으로부터의 접선방향의 거리

1. 서 론

천음속/초음속 송풍기와 익렬의 성능향상을 위한 노력은 단수의 감소, 질량플럭스의 증가를 동반하는 고압력비와 항공엔진의 소형화 경향에 의해 매우 중요한 연구분야로 여겨져 왔다. 공기역학적인 성능이 충격파로 인한 전압력 손실에 밀접한 관계를 두는 만큼 충격파와 경계층 상호작용의 수동적 제어에 의한 효과를 연구하는 것은 매우 중요하다. 이러한 연구의 주된 생각은 천음속/초음속 익렬 유동내에 발생하는 충격파의 하류 쪽, 즉 익렬의 부압력면상에 cavity를 뚫으로써 이를 통한 환기 (ventilation) 작용으로 인하여 충격파에 의한 갑작스런 정압의 상승을 피하고자 하는 것이다. Cavity를 통한 유동의 주입 (injection)과 흡입 (suction) 작용은 부압력면상에서 충격파의 발생 위치를 앞쪽 (cavity 전연)으로 이동시키고, 연속적인 작은 압력 구배를 가져와 충격파와 경계층 상호작용 영역에서 λ 자 형태의 충격파를 발생시킨다. 수동적 제어의 개념은 Bushnell과 Whitcomb에 의해 초임계 익형 (supercritical airfoil)의 항력을 감소시키기 위해 제안되었으며 Bahi 등⁽¹⁾에 의해 실험적으로 증명되었다. Page와 Riley⁽²⁾는 이론적으로 초음속 유동장에서 다공성 (porous) cavity 위의 유동을 어떻게 예측할 것인가를 삼켰으며, Nagamatsu, Orozco와 Ling⁽³⁾은 초임계 익형의 항력을 충격파 영역에서 수동적 (passive) 다공성 cavity에 의해 줄일 수 있다고 하였다. 이같은 실험적, 해석적인 연구결과들은 최근 Raghunathan⁽⁴⁾에 의해 정리되었다.

McCormick⁽⁵⁾은 초음속 풍동에서 수직 충격파에 대한 두 가지 형태의 수동적 제어 방법 (low-profile vortex generator와 수동적 cavity)을 고려하였다. 수동적 cavity는 충격파를 보다 등엔트로피 압축과정에 근사시킴으로써 전압력 손실을 줄일 수 있었으나 충격파 하류에서 경계층내 점성손실 (viscous loss)은 크게 증가하였다. Schnerr 등⁽⁶⁾은 압축기 익렬에서 수동적 제어의 수치해석적 및

실험적 결과에서 전압력 손실의 감소와 약간의 등엔트로피 효율의 향상을 보여주었다. Schnerr 등은 다공성 판 (기공률 6~8%)으로 덮은 cavity를 이용하여 부압력면상의 충격파와 경계층 상호작용의 수동적 제어를 연구하였다. 그러나, 그들의 수치 해석적 연구는 단 한가지 경우에 대하여 수행되었으며, 또한 압축기 익렬과 cavity내 유동장간의 유동방향과 질량유량을 지정해 주었다. 본 연구에서는 Schnerr 등이 사용한 것과 같은 다공성 판으로 덮은 cavity가 아닌 완전히 개방된 유사한 크기의 단순한 cavity를 사용하였다.

충격파와 같은 불연속점의 포착능력이 우수한 풍상차분법은 Steger-Warming⁽⁷⁾ 및 Van Leer⁽⁸⁾에 의한 flux vector splitting 방법과 근사 Riemann 해를 이용한 Roe⁽⁹⁾의 flux difference splitting 방법 및 Lombard 등⁽¹⁰⁾의 CSCM flux difference splitting 방법 등이 있다. 본 논문에서 사용한 Lombard 등의 CSCM 방법은 풍상차분법이 갖는 장점인, 대각 지배 ADI를 사용한 빠른 계산속도와 특성경계조건의 사용 등과 같은 특징을 갖고 있다.

본 연구에서는 CSCM 풍상차분법을 이용한 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 천음속/초음속 압축기 익렬내의 유동현상을 해석하였다. 먼저 천음속/초음속 압축기 익렬내의 유동장을 종류로 가정하여 해석함으로써 일반적 압축기 익렬 유동의 특성, 즉 충격파의 위치, 강도와 형태, 충격파와 경계층의 상호작용, 유동의 박리현상 등을 연구하였다. 그리고 이를 바탕으로 cavity를 사용하여 압축기 익렬에서 발생하는 충격파와 경계층 상호작용의 수동적 제어를 시험하였다. 본 연구에서는 cavity의 다양한 길이, 길이의 변화에 따른 유동장 형태의 변화를 살펴보았으며, 유동장내에 발생하는 충격파와 경계층의 상호작용과 밀접한 관계가 있는 전압력 손실의 거동을 비교 연구하였다.

2. 수치해석방법

본 연구에서는 2차원, 압축성, 점성유체에 대하여 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 CSCM 풍상차분법으로 해석하였다. 자세한 수치해석적 방법은 권 등⁽¹¹⁾의 논문을 참조하였다.

2.1 격자 및 경계조건

Fig. 1은 ARL-SL19 익렬의 형상^(11,13)과 경계조

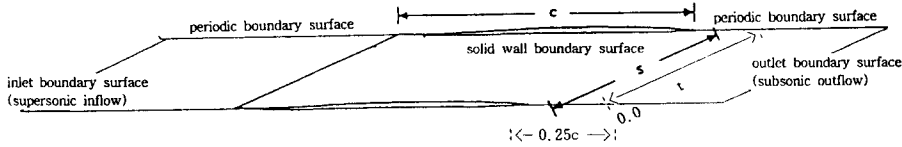


Fig. 1 Definition of cascade and boundary

권 등⁽¹¹⁾의 논문을 참조하였다.

2.1 격자 및 경계조건

Fig. 1은 ARL-SL19 익렬의 형상^(11,13)과 경계조건을 보여주는 그림이다. 일반적인 익렬 유동장 해석을 위해 119×60의 격자를 사용하였다. 수동적 제어의 영향을 살펴보고자 할 때는 익렬 유동장과 cavity 유동장을 두 개의 블록 격자계(two block grid)로 형성하였으며 각 유동장의 경계면에서 중첩된 격자점을 통하여 정보를 교환하게 하였다. Cavity가 있는 익렬 유동장 해석에서 $l/c=0.178, 0.24, 0.3$ 의 경우 cavity 내부영역은 각각 20×8, 30×11, 30×11의 격자를 사용하였으며 익렬 유동장내에서는 각각 115×60, 119×60, 119×70의 격자를 cavity가 있는 경우와 없는 경우 같은 격자점수를 사용하였다(Fig. 2).

경계조건으로는 입구경계면에서 코드길이에 대한 레이놀즈수가 1.1×10^6 이고, 입구자유유동 비하수가 1.612인 초음속 유동이므로 일정한 엔트로피, 엔탈피 및 유입유동의 크기와 방향을 고정하는 물리적 경계조건을 사용하였다. 그리고 출구경계면에서는 출구 정압($p_2/p_1=2.15$)을 지정하는 아음속 경계조건을 사용하였다. 벽면 조건으로는 점착조건, 온도에 대한 경계조건으로 단열조건을 사용하였다. 그리고 이런 익렬의 주기경계면에서, 즉 입구에서 익렬의 전연(leading edge)까지, 익렬의 후

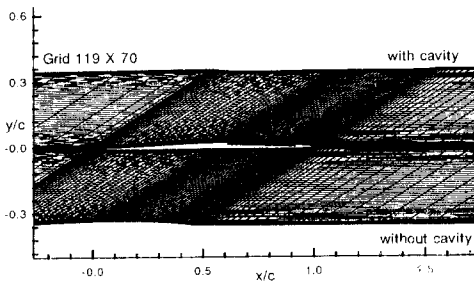


Fig. 2 Grid system for laminar flow with cavity and without cavity

연(trailing edge)에서 출구까지의 부분에는 Patankar⁽¹²⁾의 Cyclic TDMA를 사용한 주기경계조건을 적용하였다.

3. 결과 및 토의

3.1 압축기 익렬유동장 해석

본 연구에서는 ARL-SL19 익렬유동에 대하여 위와 같은 조건에서 층류유동으로 가정하여 계산한 결과를 Tweedt 등⁽¹³⁾의 실험결과와 비교하여 Fig. 3과 Fig. 4에 나타내었다.

벽면 등엔트로피 마하수 분포를 살펴보면(Fig.

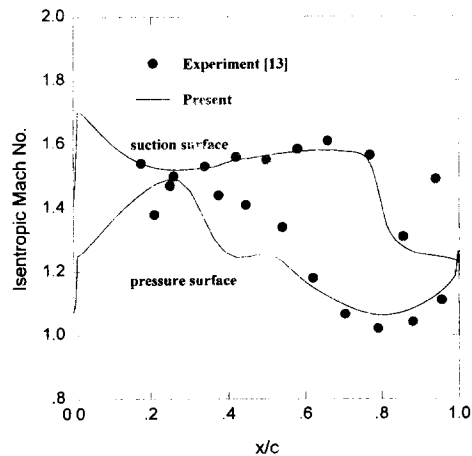


Fig. 3 Surface isentropic Mach No. comparison between experimental results and current results in laminar flow

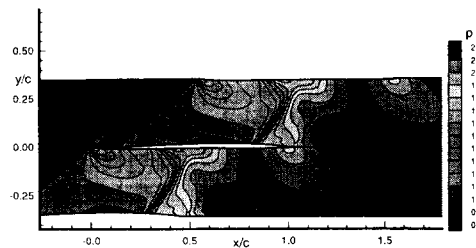


Fig. 4 Static pressure contours

3), 부압력면에서는 먼저 전단에서 유동의 국부적 가속(유동의 팽창)으로 등엔트로피 마하수가 증가되었으나 특성곡선의 중첩에 의한 유동의 압축 현상으로 다시 감소하였다($x/c \cong 0.2$). 그 이후 유동의 가속현상이 이어져 등엔트로피 마하수가 서서히 증가하였으며 부압력면 후반부에서 발생한 경사 충격파($x/c \cong 0.8$)로 인하여 급격한 등엔트로피 마하수의 감소를 볼 수 있었다. 실험⁽¹³⁾에 의하면 $x/c \cong 0.9$ 부근에서 충격파로 인한 등엔트로피 마하수가 감소한 후 급격히 증가하였다가 다시 감소하는 현상을 보여주었다. 경사충격파 이후에 벽면 가까이에서 빠르게 가속되는 유동을 층류유동으로 가정한 본 연구의 경우 과장된 박리현상을 예측함으로써 지속적인 압축현상만을 보여주었다. 한편 압력면에서는 압력면 전연에서 발생한 약한 충격파로 인하여 전반부의 압력이 증가하였다가 유동의 가속으로 다시 감소하고 있음을 볼 수 있었다. 압력면에 반사된 충격파로 인하여 $x/c \cong 0.4$ 근방에서 경계층내에 박리가 발생되는데, 본 연구에서 가정한 층류유동으로 인해 다소 큰 박리를 예측함으로써 이 같은 지점에서 압력증가 이후 평탄한 부분이 나타나는 것을 볼 수 있다. 압력면 후반부의 충격파와 경계층의 상호작용은 압력면에서 넓게 확산되어 Y자 형체(Mach reflection⁽¹⁴⁾)를 보여주었다. (Fig. 4).

본 연구의 익렬유동장내 충격파는 실험^(13,14)에서와 같이 부압력면 근방에서 경계층과 상호작용하는 λ 형태의 충격파와 압력면 근방의 마하반사(Mach reflection) 부분을 보여주었다. λ 충격파 시스템은 실제로 완전 난류경계층의 박리를 동반하며 이렇게 발생된 박리는 익렬 채널 후반부의 유동양상을 변화시켜 익렬 후연까지 이어짐을 볼 수 있었다(Fig. 5). 압력면 근방의 마하 반사는 약한 박리와 재부

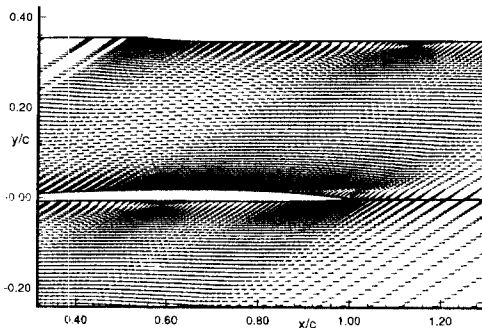


Fig. 5 Velocity vector plot near trailing edge

착을 유도하며 압력면 후반부에서 지속적인 압력증가를 예측하였다.

3.2 Cavity를 이용한 충격파와 경계층 상호작용의 수동적 제어

3.2.1 Cavity의 효과

본 연구는 천음속/초음속 압축기 익렬유동장에서 충격파와 경계층의 상호작용 영역에 의한 전압력 손실을 줄이기 위해 다양한 크기의 cavity에 의한 수동적 제어의 영향을 살펴보았다. 초음속 익렬 유동장내의 충격파와 상호작용하는 경계층은 난류 경계층의 특성을 보인다. 본 연구에서는 cavity가 없는 익렬유동장을 층류로 가정하여 해석한 결과 대체로 실험과 좋은 일치를 보여준 것을 기반으로, cavity가 있는 경우에 있어서도 차후 적절한 난류 모델을 적용한 수치해석과 실험에 의한 연구에 앞서 먼저 유동장을 층류로 가정하여 익렬유동 특성의 수동적 제어에 의한 변화를 연구하였다. 일반적인 초음속 익렬 유동에서 부압력면 후반부에서 발생하는 충격파와 경계층의 상호작용은 많은 부분의 전압력 손실을 초래하는데, cavity는 이것을 보다 등엔트로피 압축과정에 근사된 충격파 시스템으로 유도하여 전압력 손실을 줄일 수 있다. 충격파 후 압력상승에 의해 익렬유동장으로부터 cavity 내부로 cavity의 후반부에서 유동이 흡입되고 cavity 전반부에서 익렬유동장으로 유체의 주입이 유도된다. 충격파 상류에서 유체의 주입은 경계층의 두께를 증가시키고 일련의 압축파를 발생시킨다. 이같은 결과로 인하여 충격파는 박리를 동반하는 벽면 근처에서 보다 뚜렷한 λ 형태의 구조(lambda foot structure)를 갖는다.

충격파와 경계층 상호작용의 길이는 각 cavity의 길이에 비례한다. 이것은 수동적 cavity로 보다 넓은 영역을 통하여 압력상승을 유도한다는 기본적인 생각과 일치한다. 유동장내 cavity가 있는 경우가 없는 경우의 충격파 발생 이후의 위치에서 정압이 상대적으로 낮은 것은 부분적으로 보다 경사진 충격파를 통한 압력증가의 감소와 경계층 두께의 증가에 기인한 것이다.

3.2.2 Cavity 길이의 영향

본 연구에서는 입구 마하수 1.612, 입출구 정압비 2.15의 조건에서 층류유동장으로 가정하여

cavity가 있는 익렬유동장을 해석하였다. Fig. 6은 cavity 길이의 코드길이에 대한 비율(l/c)이 각각 0.178, 0.24, 0.3인 경우에 대해 익렬 표면에서의 등엔트로피 마하수분포를 보여주고 있다. Cavity의 위치는 그 길이의 60% 근방에서 cavity가 없는 경우의 충격파가 위치하도록 하였다. Cavity가 있는 경우 충격파는 cavity의 전연부분으로 옮겨져 가고, 약화된 강도를 보여주었다. 부압력면에서 각 cavity의 전연부분 앞부분까지는 cavity가 있는 경우와 없는 경우 동일한 결과를 보여주었다.

$l/c=0.178$ 의 경우 cavity로 인하여 부압력면에서 가까운 경사충격파의 발생과 박리의 위치가 cavity 전연으로 옮겨졌으며 (Fig. 7(a), 7(b)), cavity상의 후반부와 전반부에서 익렬유동장에서 cavity로의 흡입과 cavity에서 익렬유동장으로의 주입으로 인

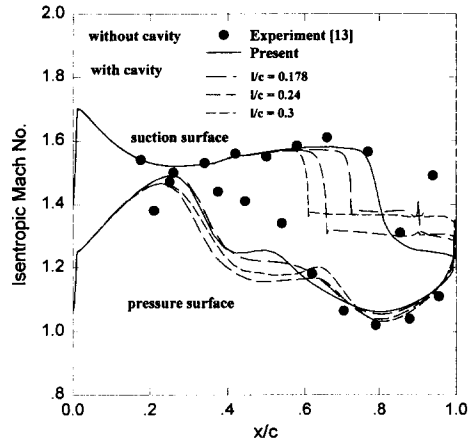


Fig. 6 Surface isentropic Mach No. comparison among the cases without and with various size cavities

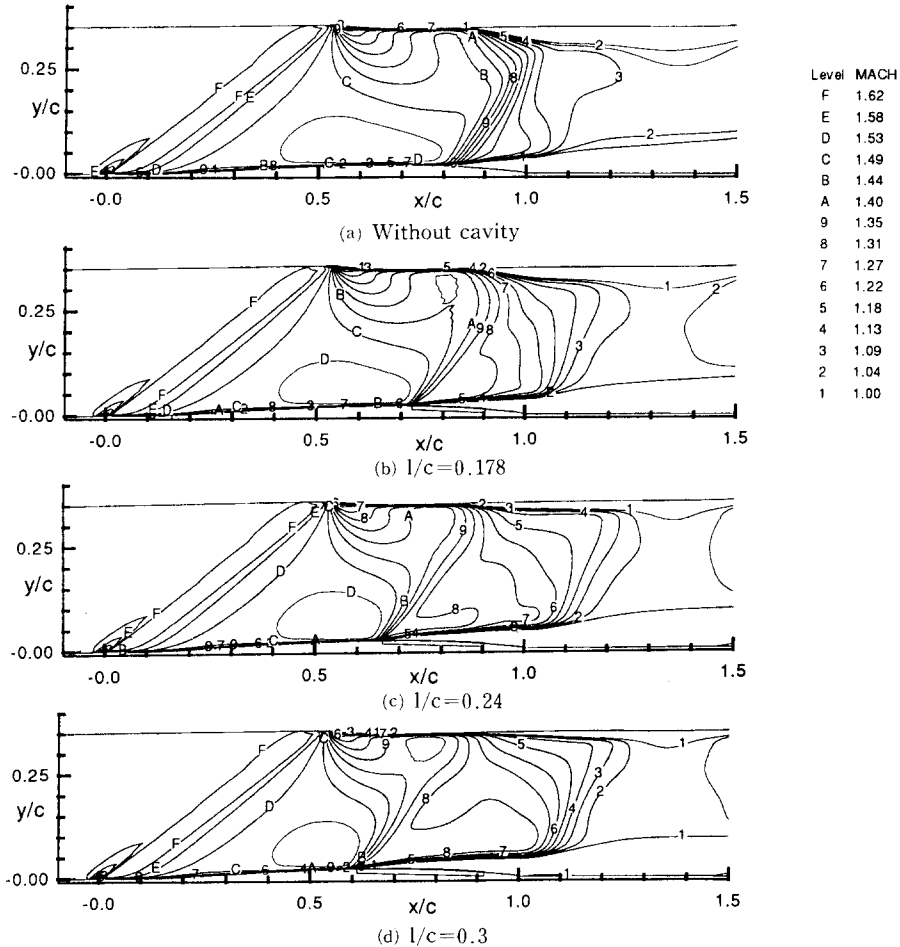


Fig. 7 Iso-Mach No. contour with various size cavities

해 cavity 윗부분에서는 대체로 동일한 압력분포를 보여주었다. 하지만, cavity의 하류에서는 cavity가 없는 경우와 같이 지속적인 압축현상을 보여주었다(Fig. 6). 이것이 Fig. 8에서 cavity 바닥(floor) 후연의 압력이 다른 경우와 달리 빠른 상승을 보여주는 원인이 되었다.

$l/c=0.24$ 의 경우 다른 두 경우에 비해 cavity 전연에서 익렬내 주유동장의 높은 마하수 분포와 부압력면과 압력면을 걸쳐 비교적 뚜렷하고 수직인 충격파 형태로 인하여 상대적으로 큰 등엔트로피 마하수의 감소를 보여주었다(Fig. 6). Cavity 전반부에서 유동의 주입으로 인하여 경계층은 두꺼워졌고 또한 충격파 구조의 변화로 인하여 cavity가 없는 경우에 비하여 유동의 감속 및 압력증가의 효과가 지연되는 것을 볼 수 있었다. 이것으로 인하여 부압력면의 표면 등엔트로피 마하수가 cavity 전연에서부터 익렬 후연까지 거의 유사함을 볼 수 있었다(Fig. 6). 두꺼운 경계층과 함께 cavity 안으로 충분한 유동의 흡입과 cavity 안에서 유체의 원활한 유동으로 인해 $l/c=0.178$ 의 경우에 비해 cavity 바닥의 압력변화가 적게 나타났다(Fig. 8). 그러나, $l/c=0.178$ 의 경우보다 강한 충격파로 인해 $l/c=0.24$ 의 경우가 cavity 바닥의 압력은 다소 높게 나타났다. Cavity 후연 위치에서 하류 쪽으로 익렬유동장에서 지속적인 경계층의 성장은 cavity가 없거나 짧은 경우에 나타났다. $l/c=0.24$ 의 경우에는 이 같은 지점에서 cavity 유동장 안쪽으로 유체의 유입이 심화됨으로 경계층의 성장이 다소 완만해짐을 볼 수 있었다(Fig. 7(c)). 익렬유동장으로부터 cavity 내부로 cavity 후연부분에서 전향계단(forward-facing step) 유동형태가 이루어져 cavity 바닥 후연의 압력이 낮아졌다(Fig. 8). 이 같은 경우 cavity 바닥의 후연 근방에서 박리 기포

가 형성되었다. Cavity 내부로 유입된 유동은 후연에서 국부적으로 낮은 압력분포를 보이지만 전방으로 발달되어 나가면서 익렬 내부 경계층의 압력분포와 같은 경향을 보여주었다. $l/c=0.3$ 인 경우 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 cavity 부근의 익렬내 유동에서 $l/c=0.24$ 의 경우와 같이 부압력면에서 cavity의 전연에서부터 익렬 후연까지 거의 같은 표면 등엔트로피 마하수분포를 보여주었다. 이 같은 경우에도 $l/c=0.24$ 의 경우와 같은 형태의 경계층 발달이 이루어지며 부압력면 뿐만 아니라 압력면에서도 매우 넓은 영역에 걸쳐 충격파와 경계층의 상호작용 영역을 볼 수 있었다(Fig. 7(d)). Cavity 상의 경계층도 두껍게 성장하여 cavity 바닥의 압력분포에서 나타난 것과 같이 압력변화가 점진적으로 이루어지며, $l/c=0.24$ 의 경우와 같이 cavity 후연에서 흡입유동의 팽창과 바닥 후연의 압력 감소를 보여주고 있으나 0.24의 경우에 비해 그 차이는 상대적으로 작았다(Fig. 8).

세 가지 경우에 대한 전압력 손실을 익렬 후연으로부터 코드길이의 0.25배 떨어진 곳에서 주기 경계면으로부터 떨어진 거리에 따라 출구면에 점선방향으로 그 변화를 살펴보았다(Fig. 9(a), 9(b), 9(c)).

Cavity의 길이가 긴 두 경우($l/c=0.24, 0.3$)는 cavity가 없는 경우나 짧은 경우($l/c=0.178$) 보다 전압력 손실의 정점이 표면에서 좀더 오른쪽으로 움직여진 것을 볼 수 있었다. 이것은 두 경우 충격파와 경계층의 상호작용 영역이 넓게 분포하여 유동의 박리영역이 크게 성장함으로써 점성에 의한 손실이 증가한 결과이다.

최소한 cavity 길이 만큼은 압력증가가 점진적으로 일어나서 급격한 압력변화에 따른 충격파 손실은 감소될 수 있으므로 충격파에 의한 손실이 가장 크게 나타나는 벽면 근방에서 전압력 손실이 감소됨을 볼 수 있었다. 이 같은 결과는 상대적으로 $l/c=0.24$ 의 경우 가장 뚜렷하게 보였다. $l/c=0.3$ 의 경우 충격파 발생 이후 압력상승이 점진적으로 이루어져 충격파에 의한 손실이 감소되에도 불구하고 유동의 박리영역 또한 크게 성장하여 상대적인 손실의 감소는 오히려 $l/c=0.24$ 에 비해 작아졌다. 세 가지 cavity 길이에 따른 전압력 손실의 값(W_c)은 cavity가 없는 경우(W)에 비해 $W_c/W=0.906, 0.878, 0.902$ 크기를 보여주었으며 이에 따른 손실계수의 정량적 차이 $W-W_c$ 는 각각

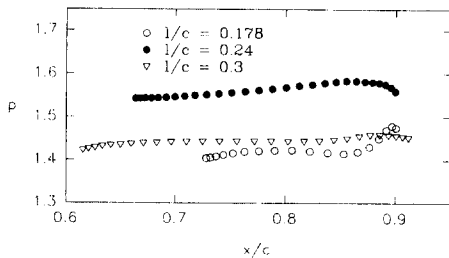
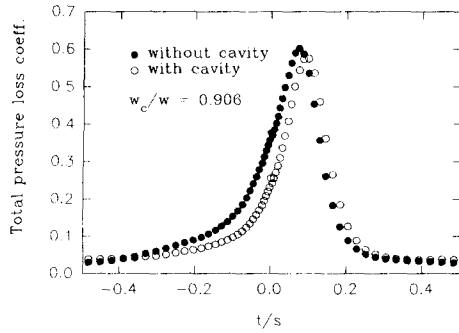
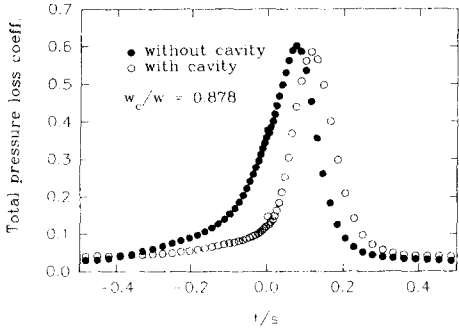


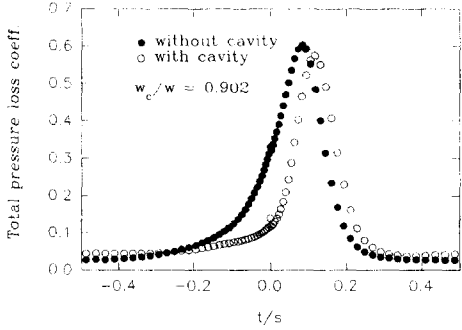
Fig. 8 Static pressure ratio comparison among various cavities on the cavity floor



(a) $l/c=0.178$



(b) $l/c=0.24$



(c) $l/c=0.3$

Fig. 9 Total pressure loss coefficient comparison between the cases without and with cavity

0.01316, 0.01708, 0.01372 그리고 등엔트로피 효율 η_{ts} 는 1.2%, 1.4%, 1.2% 가량 향상됨을 볼 수 있었다.

일정 길이 ($l/c=0.24$)를 갖는 cavity의 경우 후반부와 전반부의 흡입과 주입의 작용이 원활이 이루어져 경계층을 두껍게 하고 cavity 전반에 걸쳐 균일한 압력분포를 유지하여 충격파 발생이후에 압력상승을 점진적으로 이륙함으로써 충격파에 의한 손실을 감소시킬 수 있었다. 하지만 지나치게 충격

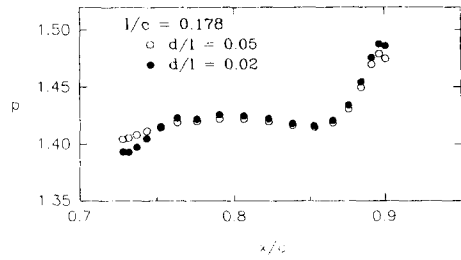


Fig. 10 Static pressure ratio comparison between the cases with different depths of cavity on the cavity floor

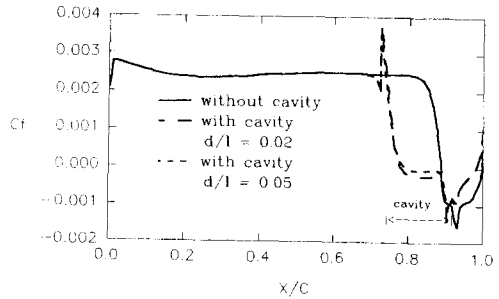


Fig. 11 Friction coefficient comparison between the cases with different depths of cavity on suction surface

파와 경계층의 상호작용 영역을 넓게 만들 경우 ($l/c=0.3$ 인 cavity) 유동의 박리로 인한 점성 손실이 크게 증가하여 충격파 손실이 감소됨에도 불구하고 전체적인 손실에 있어 득을 보지 못하는 결과를 낳게 되었다.

3.2.3 Cavity 깊이의 영향

본 연구에서는 $l/c=0.178$ 의 경우 cavity 깊이가 길이에 대하여 $d/l=0.02$ 인 것과 0.05 인 것을 비교하였다. Cavity 바닥을 따르는 압력 변화는 $d/l=0.02$ 인 경우가 0.05 인 경우보다 크게 나타났는데, 이것은 cavity의 깊이가 얕아 cavity 위에서 유체의 흡입과 주입작용에 의한 균일한 압력분포의 유지가 약화되어 cavity내 압력분포에 보다 많은 변화를 보여주었다(Fig. 10).

Fig. 11에서 보는 바와 같이 부압력면을 따라 C_f 분포를 볼 때 cavity 전반부에서 유동의 박리가 발생되었고 그 이후 깊이가 깊은 경우가 얇은 경우보다 그 깊이 높게 나타났다. 이것은 깊이가 깊은 경우 속도구배가 작으며, 다시 말하면 경계층이 상대적으로 두껍다는 것과 같다. 이런 차이에도 불구하고

고 전체 유동장에는 큰 차이를 가져오지 못하였다. 전압력 손실의 경우 깊이가 얇은 경우 $W_c/W=0.908$, 깊은 경우 $W_c/W=0.906$ 을 보였으며 효율은 거의 같은 값을 보였다.

4. 결 론

Upwind 압축성 Navier-Stokes 방법을 이용하여 축류 압축기 익렬 ARL-SL19에 대하여 초음속 익렬유동의 특성과 수동적 cavity 영향을 비교, 연구한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 유동장을 층류로 가정하여 해석하였을 때 충격파 발생과 충격파 발생 위치의 보착에 있어 실험 결과와 좋은 일치성을 보여주었다. 경사충격파는 부압력면 근방에서 λ 형태의 충격파와 압력면 근방의 마하반사부분을 보여주었다. 충격파 발생으로 부압력면의 $x/c \approx 0.8$ 에서 압력은 짧은 구간에 걸쳐 증가하였으며 유동의 박리는 익렬 후연까지 이어졌다. 압력면 근방의 마하반사는 약한 박리와 재부착을 유도하며 압력면 후반부에서 계속적인 압력 증가를 예측하였다.

둘째, 부압력면에 cavity를 실현하고 유동장을 층류로 가정하여 해석한 결과, 수동적 cavity에 의하여 보다 λ 형태의 충격파 구조가 뚜렷해졌고 이것은 등엔트로피 압축과정에 근사된 충격파를 낳았다. $l/c=0.24$ 의 cavity는 전압력 손실이 뚜렷히 줄었지만, $l/c=0.3$ 의 cavity는 넓은 유동의 박리로 인하여 $l/c=0.24$ 보다 높은 전압력 손실을 보여 주었다. 각각의 cavity 길이($l/c=0.178, 0.24, 0.3$)에 대한 상대적 전압력 손실비는 각각 $W_c/W=0.906, 0.878, 0.902$ 이었고 등엔트로피 효율은 1.2%, 1.4%, 1.2%가 향상되었다.

셋째, Cavity 깊이가 $d/l=0.02$ 인 것과 0.05인 것을 비교하였을 때, cavity 바닥을 따르는 압력 변화는 $d/l=0.02$ 가 크게 나타났다. 이것은 cavity의 깊이가 얇아 유체의 흡입과 주입 작용에 의한 균일한 압력분포의 유지가 약화되었기 때문이다. 부압력면을 따라 C_f 분포에서 cavity의 깊이가 깊은 경우가 얇은 경우보다 그 값이 높게 나타났는데, 이것은 경계층이 상대적으로 두껍다는 것과 같다. 전압력 손실의 경우 깊이가 얇은 경우 $W_c/W=0.908$, 깊은 경우 $W_c/W=0.906$ 을 보였으며 효율은 거의 같은 값을 보였다.

본 연구에서 cavity를 가진 천음속/초음속 압축

기 익렬 유동장은 층류 유동장을 가정하여 해석하였는데, 차후 적절한 난류모델과 수치해의 정확도가 높은 TVD 방법을 도입하여 수행하고자 한다. 또한 이같은 연구들의 검증을 위하여 초음속 풍동 실험을 수행하고자 한다.

후 기

본 논문은 94년도 교육부 기계공학 학술 연구 조성비 과제 ME94-B-04 지원을 받아 수행되었으며 이에 감사한다.

참고문헌

- (1) Bahi, L., Ross, J. M. and Nagamatsu, H. T., 1983, "Passive Shock Wave/Boundary Layer Control for Transonic Airfoil Drag Reduction," *AIAA Paper 83-0137*.
- (2) Page, M. A. and Riley, N., 1983, "The Free Interaction in a Supersonic Flow Over a Porous Wall," *NR4 7TJ*, August.
- (3) Nagamatsu, H. T., Orozco, R. D. and Ling, D. C., 1984, "Porosity Effect on Supercritical Airfoil Drag Reduction by Shock Wave/Boundary Layer Control," *AIAA Paper 84-1682*.
- (4) Raghunathan, S., 1989, "Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 25, No. 3, Pergamon, Oxford, England, UK, pp. 271~296.
- (5) McComick, D. C., 1993, "Shock/Boundary Layer Interaction Control with Vortex Generators and Passive Cavity," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 1, pp. 91~96.
- (6) Schnerr, G. H. and Dohrmann, D., 1993, "Numerical and Experimental Investigation of Passive Control of the Shock-Boundary Layer Interaction in a Transonic Compressor Cascade," *ICFM*, pp. 504~510.
- (7) Steger, J. L. and Warming, R. F., 1981, "Flux Vector Splitting of the Inviscid Gas-Dynamic Equations with Application to Finite Difference Methods," *Journal Computational Physics*, Vol. 40, pp. 263~293.
- (8) Van Leer B., 1982, "Flux Vector Splitting for

- the Euler Equations," *Lecture Notes in Physics*, Vol. 170, Springer-Verlag, Berlin, pp. 507~512.
- (9) Roe, P. L., 1981, "The Use of the Riemann Problem in Finite-Difference Schemes," *Proceedings of the 7th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Lecture Notes in Physics*, Vol. 141, Springer-Verlag, pp. 354~359.
- (10) Lombard, C. K., Bardina, J., Venkatapathy, E. and Olinger, J., 1983, "Multi-dimensional Formulation of CSCM-An Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," *AIAA-83 1859cp*.
- (11) 권창오, 송동주, 강신형, 1994, "풍상차분법을 이용한 압축기 익렬유동 해석," 대한기계학회 논문집, 제18권, 제3호, pp. 653~661.
- (12) Patankar, S. V., Liu, C. and Sparrow, E. M., 1977, "Fully Developed Flow and Heat Transfer in Ducts Having Streamwise-Periodic Variations of Cross-Sectional Area," *Trans. of ASME, J. Heat Transfer*, Vol. 99, pp. 180~186.
- (13) Tweedt, D. L., Schreiber, H. A. and Starken, H., 1988, "Experimental Investigation of the Performance of a Supersonic Compressor Cascade," *Trans. ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 456~466.
- (14) Schreiber, H. A. and Starken, H., 1992, "Investigation of the Strong Shock-Wave Turbulent Boundary Layer Interaction in a Supersonic Compressor Cascade," *Trans. ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 494~503.