

에어제트직기 주 노즐내 천음속 유동의 수치 해석적 연구

(A Numerical Analysis of Transonic Flows
in an Axisymmetric Main Nozzle of Air-Jet Loom)

오태훈(영남대 기계공학부 대학원), 김상덕(영남대 기계공학부 대학원), 송동주(영남대 기계공학부)
T. H. Oh, S. D. Kim, D. J. Song

Key words : Nozzle (노즐), Backward facing step (후향계단), Upwind N-S method, CSCM, Grid convergence test (격자영향시험)

ABSTRACT : A numerical analysis of axisymmetric backward facing step main nozzle flow in air jet loom has been accomplished. To obtain basic design data for an optimum main nozzle for an air-jet loom and to predict the transonic/supersonic flow, a characteristic based upwind flux difference splitting compressible Navier-Stokes method has been used. The wall static pressure of the main nozzle and the flow velocity changes in the nozzle tube were analyzed by changing air tank pressures and acceleration tube lengths. The flow inside the nozzle experiences double choking one at the needle tip and the other at the acceleration tube exit at tank pressures over 4kg/cm^2 . The tank pressure P_t leading to the critical condition depends on the acceleration tube length; i.e. P_t is higher for longer acceleration tubes. The P_t value required to bring the acceleration tube exit to the critical condition is nearly constant regardless of acceleration tube length. The round needle tip shape might lead to less total pressure loss when compared with step shape.

기호 설명

R : 가속관 반지름 ($R=2.0\text{mm}$)
 d_i : 니이들 내경
r : 니이들 끝 원호의 반경
L : 가속관 길이

1. 서 론

섬유기계산업에 있어서 에어제트 기류를 이용하여 위사 유입을 시작한 것은 1928년 처음 발표되었고, 기술의 발달로 20여년전 체코 등지에서 상업적인 기계가 만들어지기 시작하였다. 이때의 기계는 거의가 기계식 이어서 다른 직기에 비해 큰 장점이 없다가 점차 가공기술과 전자산업의 발달로 최근에서 최첨단의 기계로 인식되어지고 있다.

에어제트직기(air-jet loom)는 압축기로부터 고압의 공기를 이용하여 노즐에서 공기의 추진력과 실의 표면 마찰력으로 위사를 경사 사이로 이동시키는 직기이며 높은 생산성과 견직, 면직, 모직, 타올 직물 등을 제작할 수 있는 광범위한 제작성, 우수한 직포 품질, 그리고 편리한 조작성과 대기중의 공기를 사용함으로써 공해가 없으며 자동화가 가장 많이 된 장점으로 직포산업에 많이 활용되고 있다. 에어제트 직기는 공기를 매체로 사용하므로 워터제트직기로는 불가능한 스팸(spun)직물이나 친수성 필라멘트 직물 등의 제작도 가능하다. 그러나 공기는 밀도가 물에 비해 매우 낮아(약 1000분의 1 정도) 대기 중으로의 확산이 빨라져 가속관을 나온 후의 위사 추진속도가 급격히 저하되고, 공기의 점성계수도 물의 1/50에 불과하여 공기의 소모가 많아진다. 이 때문에 공기의 소모와 압축기의 전력소모가 많아져서 제품단가가 비싸지는 단점이 있다. 이러한 단점을 개선하기 위하여 메인 노즐의 형태, 서브 노즐의 출구모양, 전자 밸브의 응답속도, 바디의 형상, 서브노즐의 위치, 컨트롤의 방법 등이 공기소비를 줄이고자 활발히 연구되고 있다.

에어제트직기에서 위사를 비주하게 하는 중요한 장치인 주노즐의 최적형상을 설계하기 위해서 주노즐유동에 관한 기초연구가 필요하다. 에어제트직기 노즐에서의

분사 기류는 확산하기 쉽고, 방향과 속도의 제어가 어려워 압축기 전력 소모의 증대를 가져오고 있다. 분사 기류의 확산을 막고, 유동의 방향, 속도의 제어가 에어제트직기의 능력을 최대로 늘릴 수 있는 방법이 된다.

최근의 에어제트직기의 고속화에 따라 초음속 노즐 영역에 대한 유동현상연구는 분사류의 성능향상과 노즐의 최적 설계에 중요하다. 노즐의 목부분은 유동의 가속에 의한 압축충격파의 발생과 유동박리현상 등으로 복잡한 유동영역이나, 단면적이 매우 작아 실험적으로 측정하기가 어렵다. 노즐목 영역에서 내부유동형태가 아음속, 천음속 및 초음속 유동으로 변함에 따라 지배방정식도 타원형 편미분 방정식과 쌍곡선형 편미분 방정식이 혼재하고 있음^[1]에 따른 수치해석상의 어려움이 있다.

에어제트 직기에 대한 선행연구로는 주노즐의 성능을 취급한 것으로는 Duxbury 와 Lord^[2]가 자유대기 중으로 노출된 공기의 속도분포에 대한 일반식을 유도하였으며, Lyubovitskii^[3]가 주노즐의 출구속도가 음속이 넘는 경우의 유속측정으로 맥동분사유동(pulsed jet flow)에서의 속도분포를 구했고, Uno와 Ishida^[4]는 여러 형태의 가속관의 원형을 만들어서 노즐출구에서의 공기속도와 위사의 비행거리를 실험적으로 측정하였으며, Mohamed와 Salama^[5]는 가속관의 직경과 길이가 유속에 미치는 영향을 연구하였다.

수축-확대노즐(converging-diverging nozzle)^[1,5]에서의 유동에 관해서는 많은 실험적 및 수치적 해석이 이루어져왔다. 그러나 에어제트직기 주노즐내의 유동을 해석한 논문은 많지 않으며 Ishida와 Okajima^[6]는 실험은 수행하였으나, 가속관(acceleration tube)내의 유속 등은 1-D 유동에 마찰저항을 고려한 Fanno유동으로 근사함으로써 정성적으로 유사한 결과를 얻었다. 이 경우 관 내부의 충격파 및 실제 내부유동을 정확히 설명할 수 없기 때문에 압축성 Navier-Stokes방법을 사용하면 노즐 내부유동에 대한 정확한 정보를 상세하게 얻을 수 있는 장점이 있다. 특히 주노즐 내의 유동은 전형적인 축대칭, 압축성, 점성 천음속/초음속 유동이므로 압축성 완전 Navier-Stokes 방정식을 사용한 전산유체역학적인 접근방법이 필요하게 된다. 전산유체공학적 접근은

주노즐내의 유동을 효율적이고 저렴한 비용과 노력으로 해석할 수 있기 때문에 실험 모형 제작하기 이전의 초기 설계 개발에 매우 중요하다.

본 논문에서 사용한 압축성 Navier-Stokes 방법은 Lombard^[7]의 CSCM (Conservative Supra Characteristic Method) 방법을 사용하였다. 특히 이 방법은 Upwind 방법이 갖는 장점, 대각 지배 ADI를 사용한 빠른 계산 속도, 특성 경계조건과의 합치성, 적용의 용이성, 소형 workstation급 computer에서도 효율적으로 사용할 수 있는 점, 천음속/초음속 압축기 익렬에서의 해석^[8]에서 보여 주는 복잡한 문제의 해결 능력을 갖고 있다.

본 연구에서는 주노즐 입구의 속도에 기초한 공기 유동에 대하여 점성 유동장을 계산해 보았다. 또한 다양한 크기의 격자계를 이용하여 해의 정확도를 보장하는 격자수렴시험(grid convergence test)을 하여 계산을 수행하였다. 탱크정체압을 2~4kg/cm²로 변화시켰을 때 탱크압력조건과 가속관의 길이 변화가 유동장에 미치는 영향을 해석하고 후향계단의 형상을 다양한 반경을 가진 원호로 변화시켜 유동의 변화를 알아 보고자 한다.

2. 수치 해석 방법

2.1 특성곡선에 기초한 풍상치분법

이차원 압축성, 점성유체를 Navier-Stokes 방정식의 유한 차분 형태는 일반 곡면 좌표계에서 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\delta_x q + \overline{\xi_x} \Delta \xi F + \overline{\eta_x} \Delta \eta F + \overline{\xi_y} \Delta \xi G + \overline{\eta_y} \Delta \eta G \quad (1)$$

$$= \overline{\xi_x} \Delta \xi F_v + \overline{\eta_x} \Delta \eta F_v + \overline{\xi_y} \Delta \xi G_v + \overline{\eta_y} \Delta \eta G_v$$

여기서 보존변수 q , 비점성 플럭스 F , G 와 점성 플럭스 F_v , G_v 이며 수치해석방법, 이산화방법, Baldwin-Lomax^[9] 난류모델 등의 자세한 내역은 권동^[8], 오동^[10]으로 부터 얻을 수 있다.

2.2 격자 및 경계 조건

에어제트직기내의 축대칭 난류 유동을 계산하기 위해서 180 × 70의 H형 격자를 생성하였다. 벽면에서 조절함수(stretching function)를 사용하여 격자를 조밀하게 구성하였다(Fig.2). 벽면경계조건으로는 벽면을 따라서 속도가 $u=0$, $v=0$ 인 점착조건을 주었다. 입출구의 경계조건은 유동이 초음속이나 아음속이냐에 따라 달라진다. 초음속인 경우에 특성 곡선 이론으로부터 상류조건을 모두 지정해 주어야 하므로 유동의 속도, 방향, 엔탈피 등, 하류에서는 외삽에 의해 변수가 결정된다.

한편, 아음속의 경우는 특성 곡선의 하나가 하류로부터 상류로 향하므로 상류경계에서는 2차원 문제의 경우, 4개의 변수 가운데 3개만 지정할 수 있고, 하류경계에서는 정압하나만을 지정한다. 본 계산의 경우 출구경계면은 출구정압을 대기압(101.3kPa)으로 고정했다. 벽면 온도에 대하여서는 단열조건을 사용하였다.

3. 결과 및 토의

에어제트직기의 후향 계단식 주노즐은 위사의 위입에서 처음 실을 선택하여 경사 사이로 밀어 주는 역할을 한다. 에어제트직기의 유동은 세가지 영역으로 나누어 볼 수 있는데 첫째 영역은 계기압력 2~4 kg/cm²의 공기압축 탱크에서 2 WAY 솔레노이드 밸브, 노즐 본체의 공기 삽입구, 경사진 유로부를 지나, 니어들 선단부에서 최소 단면적을 통과하며 가속되는 영역으로, 이 부분에서의 유동을 수축노즐유동이라고 부른다. 두 번째 영역

은 그 직후에 유로면적이 급격히 확대되어 강한 팽창이 일어나며 이 공기 유동과 위사가 혼합되어 가속관으로 들어가서 유동이 안정되기까지의 영역으로 유동의 혼합이 일어나고 분리(separation) 구간이 형성 되는데 이 구간의 유동을 급확대관 유동이라고 한다.

세 번째 영역은 가속관의 단면적이 일정하고 벽면 마찰로 인해서 경계층이 발달하므로 유동이 가속관 출구에서 마하수 1의 초우킹 조건까지 가속되는 구간인데 이 유동을 Fanno 유동이라고 한다. 그 후 가속관 출구에서 대기 상태로 자유롭게 분출되어 위사가 경사사이로 날아가게 된다.

3.1 격자 영향 시험

에어제트직기 주노즐내의 축대칭유동을 해석하기 위한 전형적인 시험조건으로 우선 공기압축탱크의 정체압력이 2kg/cm², 정체온도 296 K인 유동에 대하여 계산하였다. 완전기체 및 등엔트로피 조건으로부터 입구 마하수 0.43이 구해졌다. 압력(p), 음속(a)은 등엔트로피 방정식과 완전기체 상태방정식으로부터 계산하였으며, 점성계수(μ)는 Sutherland-Law를 사용하였으며, 공기에 대하여 μ_0 는 1.716×10⁻⁵ (N·s/m²), T_0 는 273K, S는 111K이다. 이때 노즐목 상류의 입구속도와 가속관 반경 (R=2.0)을 기준으로한 Reynolds수가 3.57×10⁴인 난류유동으로 유입된다. (Table 1. 참고)

Fig.1은 계산에 사용된 에어제트직기 주노즐의 개략도를 보여주고 있다. 주노즐의 주요 제원은 니이들의 내경 di=2.8mm, 가속관의 길이 L=270mm, 가속관 직경 D=4.0mm이다. 압축탱크로부터 솔레노이드 밸브를 통해 붙여져 나오는 맥동 유동이 좁은 면적의 정류자(stabilizer)를 통과하며 가속되어 주노즐 입구로 유입된다. 정류자를 통해 유동이 평행하게 나오는 노즐 목으로부터 13mm 상류지점으로부터 계산을 시작하였다. 위와 같은 조건에서 노즐목과 가속관 출구에서 발생할 수 있는 유동의 초우킹 현상을 규명하고, 위사 위입에 적합한 노즐 유동상태를 찾고자 한다. 에어제트 직기에서 사용되는 주노즐은 일반적인 노즐의 형상과는 다르다. 니어들(yam tube)이 있어서 주유동과 니어들내 유동을 구분해 주고 서로 다른 경계층을 발달시킴으로써 유동 에너지 소모하기 때문에 이 노즐의 성능은 통상적인 노즐과는 다르게 된다.

Fig.2는 계산 격자계를 보여주고 있으며 축대칭 유동장으로 가정할 수 있기 때문에 주노즐 중심선 위쪽의 유동영역만을 계산영역으로 하였다. 니이들을 포함한 실제형상에 대한 유동해석은 니어들 내의 중공으로 인한 복잡성으로 인해 일반적인 노즐의 유동을 연구할 때는 통상 니이들이 단려진 것으로 가정하여 해석한다 (Mohamed와 Salama^[5]). 본 연구에서도 실제의 주노즐과는 달리 위사가 나가는 통로를 막혔다고 가정하고, 전형적인 후향계단(backward facing step)형상으로 가정하고 계산하였다. 가속관의 반경 (R = 2.0 mm)을 기준 길이로 사용하여 x방향, y방향 길이를 무차원화 하였다.

Fig.3는 2kg/cm²의 탱크정체압 하에서 중심선을 따른 압력분포를 통해 격자영향시험의 결과를 보여준다. 140 × 70, 150 × 70, 160 × 70, 170 × 70, 180 × 70, 190 × 70의 격자계를 이용하여 격자의 영향에 따른 해의 안정성을 시험한 결과 격자의 수에 관계없이 해가 거의 일치하는 경향을 보여주고 있다.

Fig.4는 유동의 재부착점을 근거로 분리(separation) 구간의 길이를 조사해 본 결과이며 분리(separation) 구간내의 격자수가 2배정도 변화될 때 분리(separation) 구간의 길이는 약 2% 변화에 불과하며 격자수에 따른 영향이 거의 없음을 알 수 있었다. 따라서 본 연구에서는 180×70 계산 격자를 사용하여 전체 계산을 수행하였다.

3.2 공기압축탱크 정체압력의 영향

Figs.5(a)~(e)는 Ishida와 Okajima^[6]의 시험조건(탱크 정체압 2~6kg/cm²)을 사용하여 계산한 주노즐 목영역에서의 마하수 분포를 보여준다. 노즐의 목영역은 유동이 가속하여 아음속에서 초음속으로 넘어갈 수 있는 구간이며, 노즐목을 지난 부분은 급확대 영역으로서 노즐로부터 분출한 제트와 재순환하는 2차 유동형태로 인한 급격한 압력변화로 마하수 분포가 복잡하게 확산되는 모양을 볼 수 있다. 노즐 목을 지난 후 급격한 팽창에 의해 2kg/cm²와 3kg/cm²에서 마하수 1을 넘는 부분이 있으나 초우킹 현상이라고는 볼 수 없으며 4kg/cm² 이상의 경우 노즐목에서 마하수 1에 도달하는 유사한 경향을 보인다. Figs.6(a)~(e)는 후향계단 부근에서의 압력 등고선을 보여 주고 있다. 노즐을 통과하면서 유동이 가속되므로 압력이 점차적으로 낮아 지다가 후향계단 부근에서 최소값을 가지고 가속관 입구쪽으로 갈수록 압력이 증가하는 역압력 구배를 보여 주고 있다. 이는 노즐목을 통과하면서 유동이 최대로 가속되었다가 급확대 영역의 디퓨저현상으로 인해 압력이 증가하기 때문이다. Figs.7(a)~(e)은 주노즐 목부근영역에서, 유동속도벡터와 유선을 보여준다. 후향계단 부분에서 분리에 의한 재순환 유동영역에서 속도가 감소함을 볼 수가 있다. Fig.8은 탱크정체압을 2kg/cm²로부터 6kg/cm²까지 변화시켰을 때, 중심선을 따른 마하수 분포도를 보여주고 있으며 2kg/cm²와 3kg/cm²은 가속관 출구에서 아음속의 경우이며 4kg/cm² 이상의 경우 가속관 출구에서 음속에 도달하는 초우킹이 일어남을 보여준다. 4kg/cm²이상에서 출구 경계점의 마하수가 꺾인 이유는 출구에서 마하수 1에 도달하므로 본 계산에서 사용한 아음속 경계조건이 적용되지 않음을 볼 수 있다. Fig.9는 벽면에서의 실제 정압을 보여주고 있으며, Fig.10은 각각의 탱크압력에 따른 입구 정압으로 무차원된 벽면 압력분포를 보여주고 있다. Fig.9에서 2kg/cm²와 3kg/cm² 경우는 아음속 경계조건이 적용되어 대기압까지 압력이 떨어지지만 4kg/cm² 이상에서는 가속관 출구에서 초음속에 도달하므로 압력이 더 이상 떨어지지 못하는 초우킹 조건에 머무르고 있는 것을 볼 수 있다. Fig.10의 경우 2kg/cm²와 3kg/cm²일 때는 기울기가 완만하고 4kg/cm² 이상에서 압력강하의 비율이 높게 나타나고 있는 것을 볼 수가 있는데 압력강하가 운동에너지의 증가로 나타남을 예상할 때 2kg/cm²와 3kg/cm²는 압력강하의 임계점에 도달하지 못함을 알 수 있고 4kg/cm² 이상에서 가속관 출구에서 초우킹에 도달하므로 유사한 경향을 보이고 압력강하의 한계점임을 보여주고 있다. 따라서 2kg/cm²와 3kg/cm²는 가속관 출구에서 초우킹이 일어나지 않으므로 유동의 가속이 효과적이지 못하다고 판단되며 4kg/cm² 이상에서는 초우킹에 도달하므로 4kg/cm² 이상으로 탱크압력을 올리는 것도 압축공기의 낭비가 생기므로 불필요함을 알 수 있다.

3.3 가속관 길이 변화의 영향

가속관 길이를 L=180, 240, 270mm로 변화시켜 가면서 각각의 탱크압에 대해 가속관 길이가 유동장에 미치는 영향을 살펴 보았다. Fig.11과 Fig.12는 탱크압 3kg/cm²와 4kg/cm²에 대해서 중심선을 따른 마하수 분포를 보여주고 있다. 노즐목 부근에서는 가속관 길이가 달라져도 유동의 변화가 거의 없음을 볼 수 있다. 가속관 출구에서 가속관 길이가 길수록 마하수가 약간씩 높게 나타나는 것을 볼 수 있으나 그 변화는 극히 미미하다고 할 수 있다. 또한 가속관의 길이가 짧더라도 탱크압 4kg/cm²에서는 모두 초우킹에 도달하는 것을 볼 수가 있다. Fig.13은 탱크압력 3kg/cm²일 때 길이 변화에 따른 압력 분포를 나타낸 그림이다. 길이에 관계없이 가속관 출구 압력이 거의 유사한 경향을 볼 수 있다. 또한

가속관 길이가 길다는 것은 그만큼 유동에 가해지는 저항이 크다는 것이므로 그 저항을 이기고 나가기 위해 가속관 입구(10<X/R<20)의 정압은 가속관의 길이가 길수록 높은 것을 볼 수 있다. 그러나 실을 끌고 나가는 추력이 실과 유동이 접촉하는 길이에 비례함과 가속관 길이가 길수록 유동의 안정성에 좋으므로 이러한 관계들에서 최적의 조건을 고려하는 것이 필요하다.

3.4 노즐 형상에 의한 영향

위와 같은 연구에서는 니어들 끝부분이 직각으로 꺾인 경우를 계산해 왔다. 그런데 니어들 끝부분의 형상을 적절한 반경의 원호로 변화시켰을 때 후향계단 부근의 유동의 변화를 관찰하고자 원호의 반경(r/R)을 각각 0.0625, 0.125, 0.1875로 변화시켜 가면서 계산해 보았다. Fig.14는 각각의 형상 변화와 직각인 경우에 탱크압 3kg/cm²에서의 중심선을 따른 마하수 분포를 보여주고 있다. 모든 경우에 거의 같은 마하수 분포를 가짐을 알 수 있다. 4kg/cm² 이상에서도 거의 동일한 분포를 가짐을 확인하였다. Fig.15~Fig.17은 각각 3kg/cm², 5kg/cm² 그리고 6kg/cm²에서 중심선을 따른 압력 분포를 보여주고 있다. 탱크압 3kg/cm²인 경우는 거의 유사하나 4kg/cm² 이상에서 니어들 끝이 직각인 경우와 원호로 변화시킨 경우의 압력차가 나타남을 볼 수 있다. 형상을 변화시킨 경우가 오히려 정압이 높게 나타남을 볼 수 있다. 또한 원호의 반경을 가장 크게 준 r/R=0.1875의 경우가 압력이 가장 크게 나타났다. 곡선으로 형상을 변화 시키면 직각인 경우 보다 가속관 내부에서 높은 압력을 유지하는 효과를 볼 수 있었다. 마하수는 거의 같은데 압력이 높게 나타난 것으로 보면 형상을 적절히 변화시킨다면 전압력 손실을 줄일 수 있다고 추측된다. 또한 각 경우에 대해서 노즐목 이후의 유동의 재부착점을 알아보므로 분리 구간의 길이를 비교한 것을 Table.2에서 볼 수 있다. 니어들 끝이 직각인 경우 탱크압력을 높일수록 분리 구간의 길이가 길어지는데 끝을 곡선으로 변화시킨 경우 분리 구간의 길이가 짧아짐을 알 수 있다. 즉 노즐 형상의 적절한 변화는 노즐목을 통과하는 유동을 완만하게 팽창시켜 분리 구간을 줄이고 압력 손실을 줄일 수 있음을 알 수 있다.

4. 결론

압축성 upwind flux difference splitting Navier-Stokes 방법을 이용하여 에어제트격자 축대칭 전음속 유동장을 해석하였다. 출구 정압력을 이용한 경계조건을 사용한 결과, 실험으로는 측정이 곤란한 노즐목 부분의 압력분포를 구할 수 있었다. 격자수가 유동장에 미치는 영향이 거의 없으므로 180×70의 격자는 본 유동장을 해석하는데 타당한 격자라고 생각된다. 탱크압력이 4kg/cm² 이상의 경우는 노즐목 뿐만 아니라 가속관 출구에서도 초우킹이 일어남을 확인하였다. 따라서 질량유량이 더 이상 증가하지 못하는 초우킹이 발생하는 4kg/cm² 이상으로 탱크압력을 올리는 것은 압축 공기를 낭비하므로 불필요함을 알 수 있었다.

이상의 결과를 요약하면

- 1) 주노즐 목부분 및 가속관 출구에서의 유속분포는 4 kg/cm²이상의 탱크압력에서는 유사하다.
- 2) 탱크압 4kg/cm² 이상에서는 노즐목과 가속관 출구에서 이중 초우킹이 일어나므로 4kg/cm² 이상으로 탱크압력을 올리더라도 유동을 더 이상 가속시키지 못하며 4kg/cm² 내외에서 최적의 탱크압이 존재한다.
- 3) 가속관 길이의 변화는 가속관 출구에서의 유속에 큰 영향이 없으며 가속관이 짧더라도 초우킹이 일어난다. 단 적당한 길이는 위사의 안정성과 관계가 있는 것으로 생각된다.
- 4) 노즐형상의 변화는 마하수에는 영향이 없으나 압력 상승의 효과를 볼 수 있다.

참고문헌

1. 김태현, 2차원 축대칭 로켓 노즐유동에 관한 수치 해석적 연구, 서울대학원 기계공학과 (1990)
2. Duxbury, V. and Lord, P.R., "A Study of Some Factors Involved in Pneumatic Weft Propulsion, J.Textile. Inst. 50(10), 558 (1959)
3. Lyubovskii, V.P, "Analysis of the Pulsed Air Flow on the P-105 Loom," Technol. Textile Ind. USSR, No. 6, 114. (1966)
4. Uno, Minoru, Ishida, Teruo, et al., "A study on Air Jet Looms(in Japanese), J.Textile Machine Soc, Jpn.13(9)(1960)
5. Mohamed, Mansour and Salama, Mahmoud, "Mechanics of a Single Nozzle Air-Jet Filling Insertion System," Part 1., Textile Res. J. 56(11), 683. (1986)
6. Ishida, Minoru. and Okajima, Atushi., "Flow Characteristic of the Main Nozzle in an Air-Jet Loom," Textile Res.J. 64(1), pp. 10-20. (1994)
7. Lombard, C. K., Bardina, J., Venkatapathy, E. and Ojiger, J., 1983, "Multi-Dimensional Formulation of CSCM-An Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," AIAA-83-1859cp.
8. Kwon, C. O., Song, D. J., and Kang, S. H., 1994, "Compressor Cascade Flow Analysis by Using Upwind Flux Difference Splitting Method," KSME Journal, Vol. 18, No. 3, pp. 653-661.
9. Baldwin, B.S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper No. 78-257. (1978),
10. 오태훈, 오창석, 송동주 에어제트직기 축대칭 후향계단 노즐내 천음속 유동의 수치 해석적 연구, 대한기계학회 1997년도 추계학술대회논문집B pp.627-632

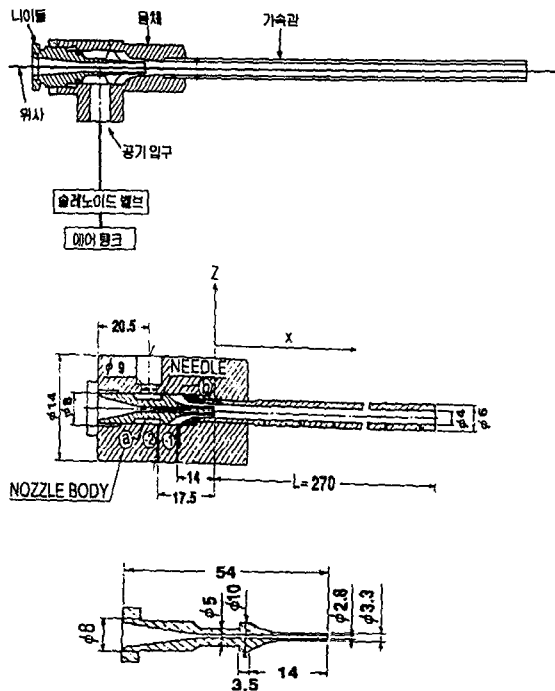


Fig.1 Schematic diagram of Main Nozzle

노즐탱크 (kg/cm ²)	2기압	3기압	4기압	5기압	6기압
P^* (kPa)	202.6	303.9	405.2	506.1	607.8
P_n^* (kPa)	178.4	265.6	357.4	445.1	534.2
Inlet Mach Number	0.43	0.44	0.43	0.43	0.43
T (K)	285.4	284.83	285.6	285.3	285.3
ρ (kg/m ³)	2.178	3.249	4.360	5.436	6.524
V (m/s)	145.7	149.8	144.7	146.4	146.7
Reynolds No.	3.57×10^4	5.48×10^4	7.10×10^4	9.01×10^4	1.08×10^5

Table.1 Flow parameter calculated from the wall pressure

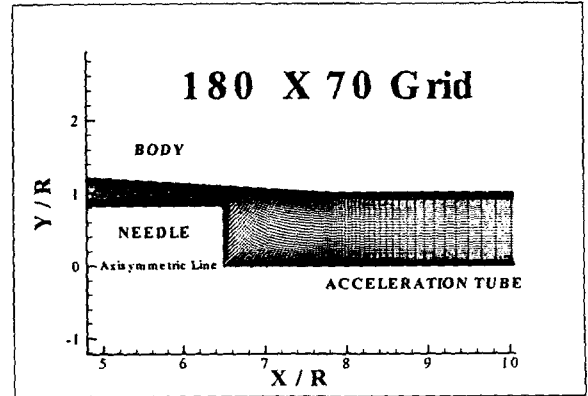


Fig.2 Grid system in main nozzle of air-jet loom

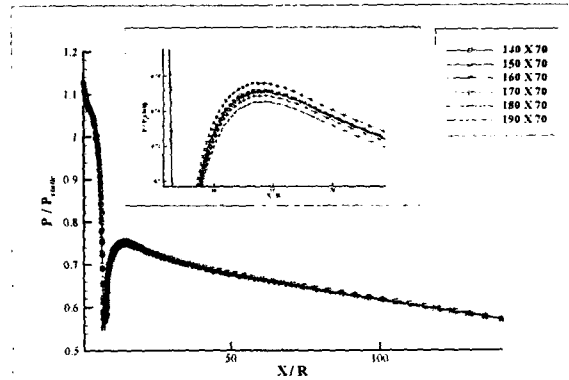


Fig.3 Pressure plot along the centerline from grid convergence test at $P_t = 2\text{kg}_f/\text{cm}^2$

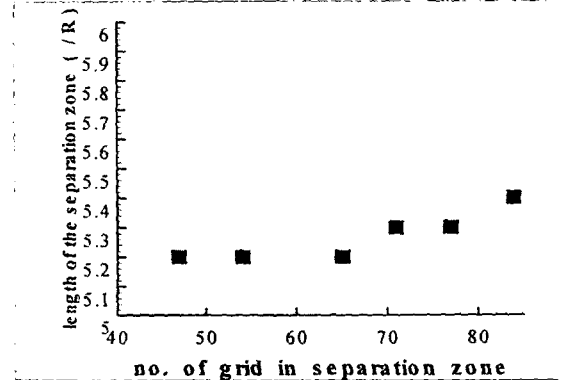


Fig.4 Length of the separation zone about each no. of grid in separation zone

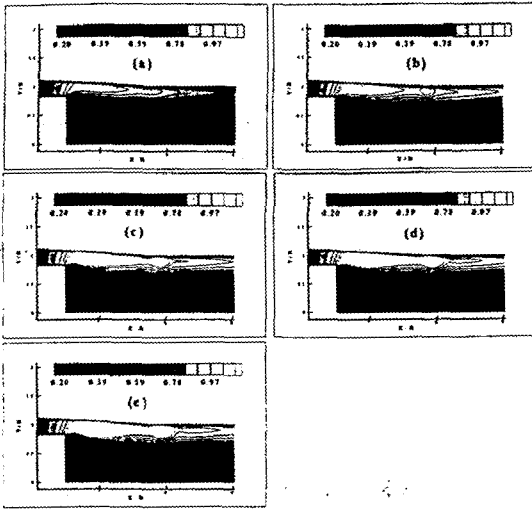


Fig. 5(a)-(e) Mach contour plot near the nozzle throat area at tank pressure $2\text{kg}_f/\text{cm}^2 \sim 6\text{kg}_f/\text{cm}^2$

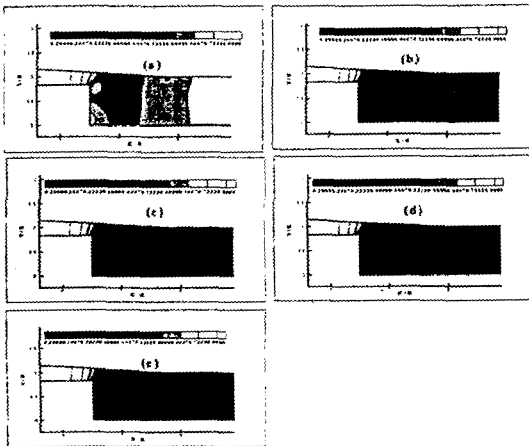


Fig. 6(a)-(e) Pressure contour plot near the nozzle throat area at tank pressure $2\text{kg}_f/\text{cm}^2 \sim 6\text{kg}_f/\text{cm}^2$

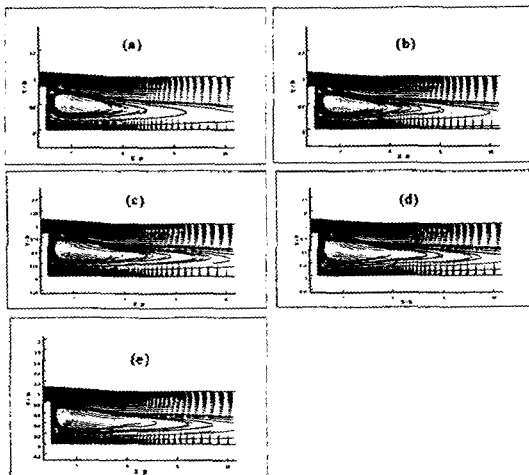


Fig. 7(a)-(e) Velocity vector plot and streamline near the nozzle throat area at tank pressure $2\text{kg}_f/\text{cm}^2 \sim 6\text{kg}_f/\text{cm}^2$

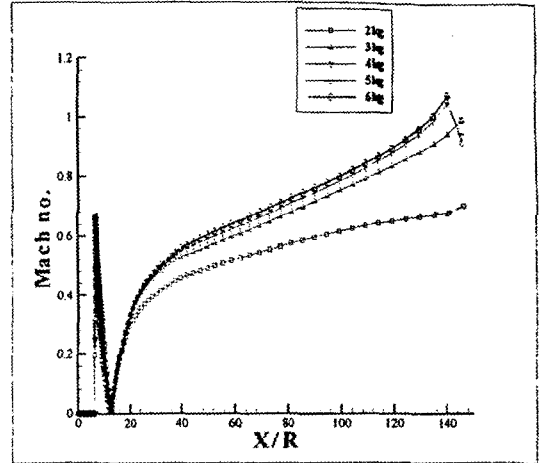


Fig. 8 Mach number distributions along the centerline in air-jet loom with various tank pressure ($2\text{kg}_f/\text{cm}^2 \sim 6\text{kg}_f/\text{cm}^2$)

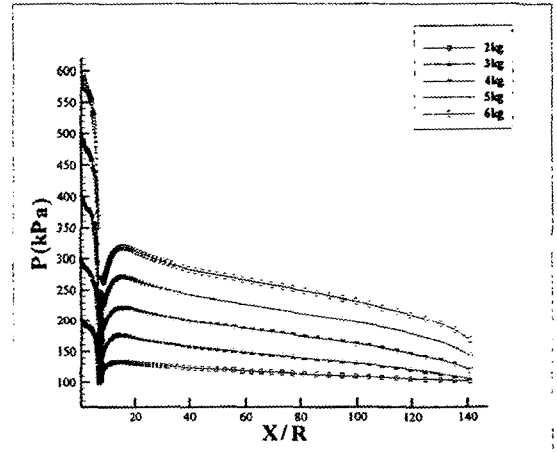


Fig. 9 Real wall pressure distributions at various tank pressures ($2\text{kg}_f/\text{cm}^2 \sim 6\text{kg}_f/\text{cm}^2$)

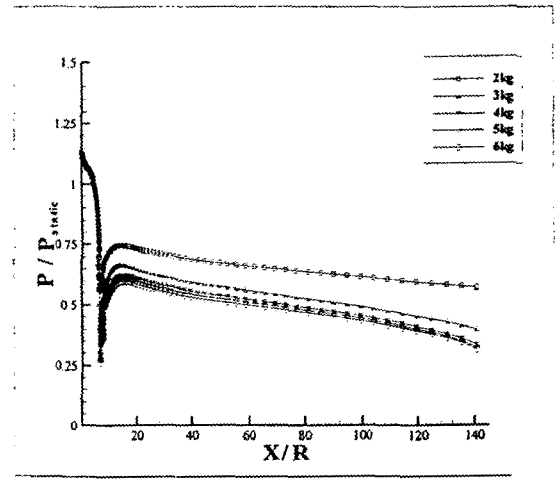


Fig. 10 Nondimensional wall pressure distributions at various tank pressures ($2\text{kg}_f/\text{cm}^2 \sim 6\text{kg}_f/\text{cm}^2$)

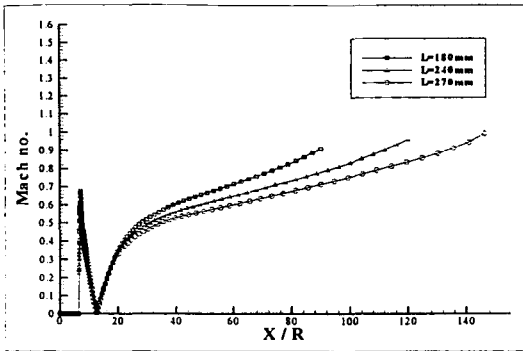


Fig. 11 Mach number distributions along the centerline with various acceleration tube lengths at $3\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure

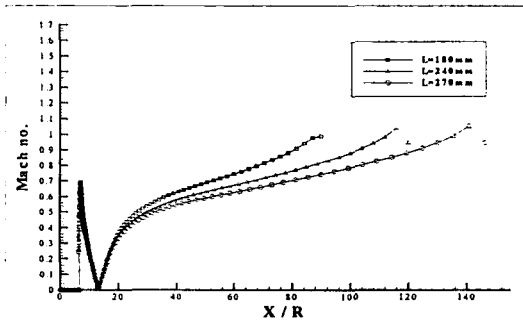


Fig. 12 Mach number distributions along the centerline with various acceleration tube lengths at $4\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure

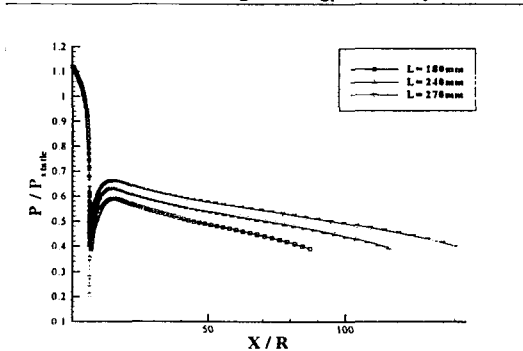


Fig. 13 Pressure distributions along the centerline at $3\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure with various length (180, 240, 270mm)

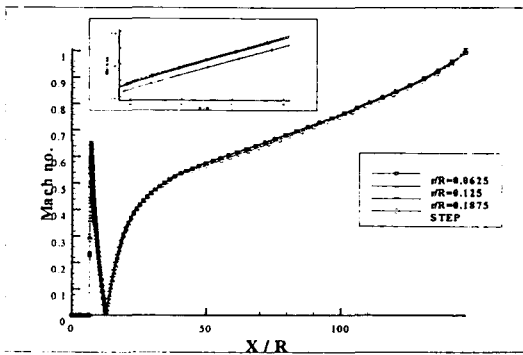


Fig. 14 Mach number distributions along the centerline at $3\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure with shape change

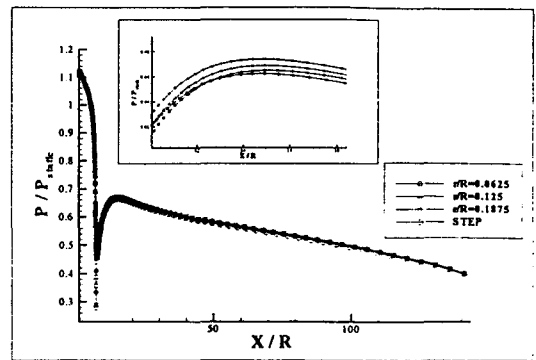


Fig. 15 Pressure distributions along the centerline at $3\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure with shape change

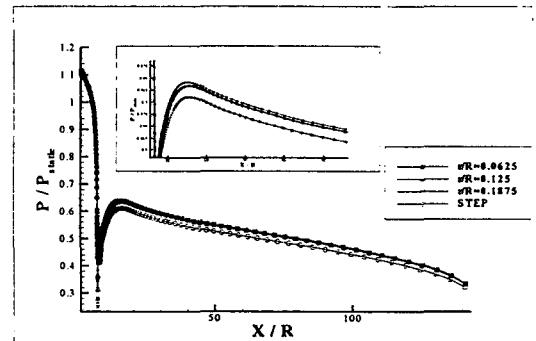


Fig. 16 Pressure distributions along the centerline at $5\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure with shape change

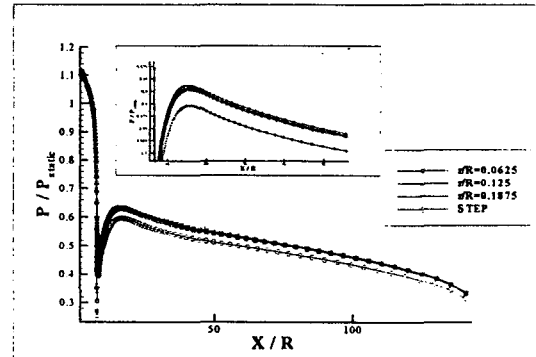


Fig. 17 Pressure distributions along the centerline at $6\text{kg}_f/\text{cm}^2$ tank pressure with various length

	$3\text{kg}_f/\text{cm}^2$	$4\text{kg}_f/\text{cm}^2$	$5\text{kg}_f/\text{cm}^2$	$6\text{kg}_f/\text{cm}^2$
Step	5.7	6.1	6.5	6.5
$r/R = 0.0625$	6.1	6.1	6.5	6.5
$r/R = 0.125$	6.1	6.1	6.1	6.1
$r/R = 0.1875$	5.7	5.8	6.1	6.1

Table 2. Nondimensional length of separation zone at various tank pressures and needle tip shapes