

가스터어빈 트랜지션 덕트 내에서 스윙각이 손실계수에 미치는 영향에 대한 연구

임찬선 전승배 김승우
삼성항공(주)엔진연구소

[요약] 가스터어빈 트랜지션 덕트 내에서의 공기 역학적인 거동을 입구 스윙각의 변화에 대하여 고찰하였다. 트랜지션 덕트가 작은 확산각(divergence angle)을 가지더라도 스트럿 영향으로 인한 탈설계점에서의 유동 패턴은 트랜지션 덕트 내에서의 유동특성을 더욱 악화시킨다. 시험범위의 스윙각은 마하수 변화에 따라 손실계수에 큰 영향을 주지 못하였으며 트랜지션 덕트내에서의 손실 정도는 만족할만 하나, 시험결과에 따르면 저압터빈의 노즐 손실은 큰 입사각의 영향으로 커질것으로 생각되며, 또한 스트럿으로부터 떨어져 나오는 와류는 저압터빈의 로우터 블레이드의 진동에 악영향을 미칠 것으로 생각된다.

1 서 론

터빈의 트랜지션 덕트(transition duct)는 복축엔진에서 평균반경의 큰 차이가 없는 고압터빈과 저압터빈 사이의 유로를 형성해주는 역할을 한다. 고압단과 저압단의 부하계수 차가 상대적으로 크지 않을 때에는 그 필요성이 크지 않으나 엔진 전체 구성상, 베어링 윤활유 공급 및 배출 등을 위한 공급관 통로의 확보를 위하여 고압터빈과 저압터빈 사이에 트랜지션 덕트를 삽입한다. 베어링의 윤활과 냉각을 위해 오일과 공기의 공급 및 배출을 위해 스트럿(strut)이 삽입되고, 스트럿의 위치 및 길이는 엔진 전체 구성상의 구속 즉, 스트럿을 통과하는 파이프 라인의 위치 및 고압터빈 블레이드 진동에 미치는 영향을 고려하여 결정되며, 스트럿의 최대 두께는 공기와 윤활유의 요구유량을 통과하기위해 필요한 파이프 직경을 고려하여 결정된다.

트랜지션 덕트 내에서의 유동현상을 고찰한 사례를 살펴보면, S.A.Dovzhik와 V.M.Kartavenko(1975) 등은 축류 터어빈의 환형덕트와 배기노즐에서 스윙각의 영향에 대한 시험을 수행하였으며, I.G.Gogoler와 A.M.Drokonov(1973) 등은 스트럿을 포함한 환형 덕트 내에서의 에너지 손실에 대한 터어빈 단의 영향에 대한 연구를 수행하였다. 그러나, 이 들의 연구에서는 스트럿이 최적 설계된 경우에 스윙각의 변화에 따른 트랜지션 덕트 내에서의 손실계수에 대한 영향 평가를 수행하였으며, 본 연구에서는 엔진 구성상의 제약 및 제작단가 측면에서 스트럿이 최적설계에서 벗어나 설계되었을 경우에 스윙각의 변화가 트랜지션 덕트의 손실계수에 미치는 영향을 고찰하고자 하였다.

일반적으로, 마지막 단의 터어빈 설계시 블레이드의 평균 반경에서의 스윙각은 약 5도 이내로 설계하고 있으나, 고압 터어빈의 로우터 블레이드에서 반동도를 증가시키게 되면 고압 터어빈 출구에서 스윙각이 크게 증가하게 되는데, 이 증가된 스윙각에 의하여 트랜지션 덕트 내에서 전압력손실에 미치는 영향에 대한 영향평가가 필수적이다. 스트럿의 형상은 제작성 및 제작단가를 고려하여 굽힘이 없는 대칭형 익형을 선택하였을

경우, 입구 스윙각의 영향으로 유동의 박리 등의 가능성이 높아 3차원 유동해석 및 시험을 통하여 전압력 손실에 대한 고찰을 수행하였다.

트랜지션 덕트 내에서의 공기 역학적인 거동은 마하수의 범위가 0.35~0.45에서 입구 스윙각을 0°~20°로 변화시켜 실험을 수행하였다. 스트럿을 포함한 트랜지션 덕트의 상사 모델에서는 레이놀즈 수가 1.15×10^6 이고 실제 모델에서의 레이놀즈 수는 2.4×10^6 이다. 콘 형태의 디퓨저에서의 손실계수는 레이놀즈 수가 $Re \geq 0.45 \times 10^6$ 일때 레이놀즈 수에 영향을 받지 않는 것으로 알려져 있다¹⁾.

2 실험 장치

트랜지션 덕트 내에서의 유동현상을 고찰하기 위한 실험 장치는 Fig.1-2에 나타나 있는 바와 같이 압축기에서 나오는 압축공기를 이송하는 파이프 라인과 탱크, 균일한 유동장을 얻기 위한 콘형 디섹터(conic dissector), 3점의 그리드(grid), 하니콤(honeycomb)과 환형 덕트, 그리고 캐스케이드로 구성된다. 탱크 안에서의 온도를 측정하기 위하여 표준 온도계를 사용하였고, 압축공기는 30~60°C 정도를 유지하므로 특별히 공기를 가열하지 않았다. 스윙 유동은 캐스케이드의 입사각을 조절하여 발생시켰으며, 압축공기는 캐스케이드를 통과하여 환형 덕트와 시험모델을 지나 외부로 방출된다.

트랜지션 덕트 모델은 스트럿을 포함하여 1.3 배 축소한 모델을 사용하였다. 트랜지션 덕트 후방에 위치하는 저압터빈 베인의 공기역학적 특성을 모사하기 위하여 덕트 출구에 2mm 직경의 로드(rod)를 160개 설치하였다. 이 쉴드(shield)의 유동 면적은 저압터빈의 노즐 캐스케이드 목면적과 같도록 하였다. 트랜지션 덕트내의 유동현상을 측정하기 위하여 5공 피토판을 사용하였다. 원주방향으로 피토판을 이동시키지 않고, 트랜지션 덕트 내부면을 회전함으로써 측정 위치를 설정하였으며 피토판은 단지 반경방향과 회전축을 중심으로 이송시켰다. 4개의 스트럿은 모두 형상

이 같고 동간격으로 배치되어 있으므로 유동은 1개의 유로에서만 측정되었다.

3 스트럿 주위의 유동현상

마하수가 0.4이고 스윙각이 0°, 10°, 20°에 대한 유동현상을 Fig.3~4에 나타내었다. 스윙이 없을 때, 트랜지션 덕트 입구에서 원주방향으로의 속도분포를 살펴보면, 각 반경 단면에서 스트럿 앞전 영역에서 유동의 정체효과로 인하여 속도분포가 변화하고 있음을 볼 수 있다. 앞전 부근의 단면 1에서의 속도의 감속은 약 6% 정도이다. 이 국부적인 감속구간은 Fig.3와 Fig.4에서 보는 바와 같이 스윙각이 증가함에 따라서 원주방향으로 옮겨 가고 있음을 알 수 있다. 단면 2, 3, 그리고 4에서 역시 속도장은 공기가 원주방향으로 이동함에 따라서 변형되고 있음을 알 수 있다. 이것은 트랜지션 덕트의 형태와 스트럿 표면 그리고 스윙각에 의해 영향을 받고 있음을 알 수 있다.

Fig.3를 살펴보면, 검사영역의 모든 스윙각에 대해서 허브단면 부근은 스트럿 사이에 유동의 박리없이 완전하게 채워지고 있음을 볼 수 있다. 이것은 허브 반경이 하류로 갈수록 점점 증가하기 때문에 유동이 허브단면에서 가속하기 때문이다. 단면 2의 스트럿 근처에서 속도의 작은 변이가 발생하고 있는데 예를 들면, 스윙이 없을 때 허브 단면에서 최대 국부 속도의 감속은 약 25% 정도로 관찰되었고 동시에 정압력은 증가하고 있음이 관찰되었다.

단면 2에서는 최대 두께를 가지는 스트럿 형상과 트랜지션 덕트 바깥 곡선면이 반경방향에 따른 유동현상에 가장 큰 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 트랜지션 덕트 입구에서 스윙이 없을 때는 단면 4에서만 속도장의 큰 변화가 발생하고 있음을 볼 수 있다. Fig.4의 스트럿 출구 속도분포를 살펴보면 덕트의 케이싱(casing)면에서 속도가 감속하여 유동의 재순환이 시작하고 있음을 볼 수 있다. 입구 스윙각이 증가함에 따라서 단면 3에서는 이미 큰 속도장의 변화가 발생하고 있으며 여기서 스트럿 흡입면의 유동에 관심을 가질 필요가 있다. 이 영역에서 스윙각이 10°와 20°일 때 케이싱 면에서 속도가 0이 되고 있음을 알 수 있다.

단면 4에서의 속도장을 살펴보면 스트럿 뒷전에서의 유동이 스윙방향으로 강하게 회전하는 특성을 가지고 있음을 알 수 있는데, 스윙 유동이 크면 클수록 이 회전의 정도는 더 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. Fig.4를 살펴보면 스윙각이 10°와 20°일 때 케이싱 면에서 유동의 박리가 발생하고 있음을 볼 수 있다.

4 스트럿 출구에서의 유동현상

4.1 반경방향 유동분포의 변화

Fig.5은 단면 4의 중앙위치($\phi=45^\circ$)에서 스윙각이 0°~20°일 때의 유동분포를 보여 주고 있다. 여기서 볼 수 있는 것처럼, 반경방향에 따른 전압력(P_r)은 트랜지션 덕트 입구의 전압력보다 크게 변화하고 있음을 볼 수 있다. 트랜지션 덕트의 허브(hub)와 케이싱(casing) 면에서 전압력이 작아 지고 있음을 볼 수 있으며 이는 덕트 전체 높이의 1/4을 차지하고 있다. 그러나, 덕트의 중앙위치에서 전압력은 덕트입구의 전압력과 큰 차이를 보이지 않고 있는데, 그 이유는 이 위치에서는 전압력 손실이 크지 않기 때문이다. 허브 면으로부터 약 1.5mm 떨어진 위치에서의 속도분포는 단면 4의 중앙위치에서 보다 약 17~23% 작아 지고 있음을 볼 수 있다. 트랜지션 덕트의 허브면과 텃단면에서 1.5mm 떨어진 위치에서의 전압력 손실($P_i - P_o$)은 스윙각에 관계없이 같게 분포되고 있음을 알 수 있다.

작동유체가 트랜지션 덕트의 중앙위치를 지날 때 입구 스윙각은 출구 스윙각과 큰 차이 없이 같은 값을 보이고 있는데($\Delta\alpha_1 \approx \Delta\alpha_4$), 이것은 축방향 속도(C_a)와 원주방향 속도(C_u)의 감소율이 같기 때문이다. 반경방향으로의 속도분포를 결정하는 위치각(wash angle, γ_{wa})은 스윙각의 증가에 관계없이 일정하며, 허브면에서 케이싱면으로 이동함에 따라 0°에서 25°로 증가하고 있음을 볼 수 있는데 반경방향으로 속도 분포는 스윙각에 의존하기 보다는 트랜지션 덕트의 확산각에 좌우되고 있음을 알 수 있다.

스윙각 0°와 10°에 대하여, 원주방향의 $\phi=90^\circ$ 위치에서 반경방향 유동의 불균일성이 $\phi=45^\circ$ 에서 보다 큼을 Fig.5~6로부터 알 수 있다. (원주방향의 위치는 Fig.7 참조) $\phi=90^\circ$ 일 때 스트럿 뒷전에서의 속도 C_a 와 C_u 는 단면 4의 작은 반경위치에서 최대가 됨을 알 수 있으며, 축방향 속도(C_a)는 평균반경에서 케이싱 방향으로 갈수록 급격히 감속하다 벽면으로부터 1.5mm 위치에서 급격히 줄어들고 있음을 볼 수 있다.

Fig.5과 Fig.6의 압력 분포를 비교해 보면 4배 정도의 차이가 나고 있음을 볼 수 있는데 즉, 허브면에서의 정압력이 $\phi=90^\circ$ 위치에서 $\phi=45^\circ$ 위치에서 보다 크게 나타나고 있다. 스트럿 후방 허브면 위치의 $\phi=90^\circ$ 에서 정압력 증가는 국부적인 현상 즉, $\phi=90^\circ$ 에서 $\phi=88.5^\circ$ 으로 이동할 때 정압력은 200kg/m² 정도 감소하고 전압력은 증가하는데, 이것은 스트럿 양방향에서 분기되어 나온 유동이 혼합되는 효과 때문이다. 이 유동의 혼합 효과는 단면 4에서의 모든 반경에서 정압력의 증가와 전압력 및 속도(C_a)의 감소로 나타나고 있다.

Fig.6의 스윙이 없고 $\phi=90^\circ$ 일 때, 케이싱 벽면으로부터 1/3 떨어진 위치에서의 속도 감소는 유동의 혼합과 스트럿 표면에서의 소산 및 외부 케이싱의 곡선 형상 때문이다. 이 영역에서 정압

력은 급격히 증가하고 전압력은 반대로 감소하는 경향을 보인다. 이 결과로부터 스월이 없을 때, 허브면에서 케이싱 면으로 이동함에 따라 전압력이 감소하고 후류의 크기가 커짐을 알 수 있다. 큰 절대 압력구배 dP/dr 로 인하여 유동이 허브면에서 케이싱면으로 강하게 흐르게 되는데, 이 사실은 워시각(wash angle, γ_w)과 반경방향 속도의 증가로부터 확인 할 수 있다.

위에서 언급한 유동의 특성은 Fig.6에서 볼 수 있듯이, 스월각이 $\Delta\alpha=10^\circ$ 일 때 역시 나타나고 있으며 스월각이 $\Delta\alpha=20^\circ$ 일 때 후류의 위치가 스월 방향으로 약 $6^\circ\sim 8^\circ$ 이동하고 있음을 알 수 있다. 이 때문에 스월각이 $\Delta\alpha=20^\circ$ 일 때 $\varphi=90^\circ$ 위치에서 반경 방향으로의 유동분포가 급격히 변하지 않고 있다. 스월각이 $\Delta\alpha=20^\circ$ 이고 $\varphi=90^\circ$ 일 때, 트랜지션 덕트 입구에서 출구로 진행함에 따라 스월각이 약 10° 증가하고 있음을 볼 수 있는데, 이 현상은 Fig.4에서 볼 수 있듯이 유동이 스트럿 웨지각(wedge angle)을 따라가기 때문이다. 이와 더불어 스월각이 $\Delta\alpha=0^\circ$ 와 10° 일 때 스트럿 뒷전 케이싱 부근에서 스월각이 급격히 커지고 있는데 이것은 이 영역에서 큰 와류가 발생하고 있기 때문이다.

4.2 원주방향 유동분포의 변화

Fig.7은 원주방향(φ)의 전압력과 정압력을 반경방향으로 평균한 분포를 보여주고 있다. 스트럿 후방의 뒷전에서 최소 전압력과 국부 최대 전압력이 분포하고 있음을 볼 수 있다. 스월각이 $\Delta\alpha=0^\circ$ 일 때 후류의 중심은 스트럿 뒷전 중앙에 위치하고($\varphi=0^\circ, \varphi=90^\circ$) 스월각이 증가할 때 스월 방향으로 이동함을 알 수 있는데 그 이동량은 반경방향의 위치에 따라 다르다. Fig.7에서 보듯이, 일정한 정압력 분포를 가지는 영역은 비교적 작으며, 스월각이 증가할수록 그 영역은 줄어들고 있음을 볼 수 있다. 결국 스월각이 $\Delta\alpha>0^\circ$ 일때, 스트럿 출구에서 스트럿의 영향을 받지 않는 유동 영역은 없으며, Fig.7으로부터 최대 내부 손실계수 ζ_{in} 는 스트럿 출구의 스트럿 뒷전에서 나타나고 있음을 알 수 있다. 또한 Fig.7의 마하수 영향을 살펴보면 마하수가 증가함에 따라서, 위에서 언급한 유동인자들의 원주 방향으로의 구배가 증가하고 있으며 후류의 중심이 스월 방향으로 약 3° 정도 이동하여 나타나고 있음을 볼 수 있다.

5 트랜지션 덕트 손실계수

트랜지션 덕트의 입구 스월각과 마하수에 따른 내부 손실계수, 운동에너지 손실계수, 전 손실계수에 대해 살펴보면, 이 계수들은 입출구의 반경방향과 원주방향으로 평균한 유동변수를 통하여 계산하였다. Fig.8와 Fig.9에 마하수 0.35~

0.45와 스월각 $0^\circ\sim 20^\circ$ 에 대한 손실계수를 나타내었다. 검사영역의 마하수 0.35~0.45는 모든 스월각에 대해 트랜지션 덕트 손실계수에 큰 영향을 주지 못하는 것으로 나타났는데, 손실계수의 편차는 약 $\pm 2\%$ 정도이다. 내부 손실계수는 스월각이 20° 정도까지 증가해도 크게 변화하지 않는데, 이것은 입구 스월각으로 인한 스트럿 주위의 유동이 트랜지션 덕트 케이싱 표면의 스월효과에 의해 보상되는 것으로 설명될 수 있다. 또한, 스트럿 후방에서의 국부적인 유동의 박리가 트랜지션 덕트의 실제 면적비를 감소시키는 것으로 생각된다. 이로 인하여 운동에너지 손실계수는 0.03~0.06 정도 증가하였고 전 손실계수 역시 그만큼 증가하였다.

마하수가 0.4일 때, 스월각 변화에 따른 내부 손실계수의 분포를 원주방향에 대해 Fig.9에 나타내었다. 여기서 국부적인 내부 손실계수는 트랜지션 덕트 유동방향에 대해 세 단면 1-2, 1-3, 1-4 즉, 트랜지션 덕트 입구부, 스트럿 최대두께영역, 스트럿 뒷전 영역, 그리고 출구부에 대하여 나타내었다(Fig.3 참조). Fig.7은 스월이 없을 때의 국부 내부 손실계수 분포를 나타낸 것인데, 유동의 축방향과 원주방향에 대해 다음과 같이 설명할 수 있겠다. 즉, 원주 방향에 대해서 스트럿의 영향이 덕트 전영역에 걸쳐 나타나고 있고, 스월이 없을 때 스트럿과 스트럿 사이의 중앙 영역에서 내부손실계수가 증가하는 경향을 보이고 있는데, 이것은 원주방향으로 유동의 복잡한 내부 작용으로 인한 에너지 변환에 의한 것이다. 그러나, 최대 내부 손실계수는 스트럿 출구의 뒷전 영역($\varphi=0^\circ, \varphi=90^\circ$)에서 발생하고 있음이 자명하며, 유동의 축방향에서 살펴보면, 단면 3-4 즉, 최대 출구면적 부분에서 나타나고 있음을 볼 수 있다.

스월각이 증가함에 따라서, 원주 방향으로는 내부 손실계수의 대칭적 특성이 사라지고 스트럿의 흡입면(스월방향) 영역에서 최대가 됨을 알 수 있다. 이것은 스트럿 주위의 유동특성이 바뀌기 때문이며, 스트럿 후방의 후류의 결과로 나타난 것이다. 유동의 축방향에 대해서 살펴보면 Fig.9에서 처럼, 트랜지션 덕트의 출구부 즉 단면 3-4에서 최대 내부 손실계수가 발생하고 있음을 알 수 있다. 트랜지션 덕트의 국부 전 손실계수로부터 전 손실계수는 스월각이 증가할수록 덕트의 전영역에서 증가하고 있음을 알 수 있었다.

6 결 론

가스터빈 고압단과 저압단 사이에 위치하며 스트럿을 포함한 트랜지션 덕트의 공기역학적인 거동을 마하수 0.35~0.45, 입구 스월각 $0^\circ\sim 20^\circ$ 에 대하여 실험을 수행하여 고찰한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 0.35~0.45 범위의 마하수에 대하여 검사영역의 모든 스윙각은 손실계수에 큰 영향을 미치지 않았으며, 최대 내부손실 영역은 단면 3~4 영역의 스트럿 뒷전에서 발생하고 있다.

2. 입구 스윙각을 0° ~ 20° 로 변화시켰을 때, 내부 손실계수(ζ)는 큰 변화가 없으며(0.085 ± 0.01), 운동에너지 손실계수(ζ_e)와 전 손실계수(ζ_r)는 약 0.06 증가 하였다.

3. 스트럿 출구의 큰 받음각(incidence angle)으로 인하여 저압터빈의 노즐 손실이 증가할 것으로 생각되며 스트럿 상단에서 떨어져 나오는 와류 때문에 저압터빈의 로우터 블레이드의 진동문제가 발생할 수 있다.

4. 현재의 스트럿 최대두께 대 코드(chord) 비가 커서 유동의 박리가 발생하고 있으며 이로 인해 와류가 생성되고 있기 때문에 스트럿 수를 증가시켜 최대두께를 줄이므로써 이 현상을 피할 수 있다.

5. 고압터빈의 반동도를 증가시키기 위하여 터빈 출구에서의 스윙각이 20° 이상 증가될 때에는 현

재 스트럿의 재설계가 필수적이라 생각된다.

References

1. M.E.Deutch, Technical gas dynamics, Moscow, 1974
2. S.A.Dovzhik, V.M.Kartavenko Measurement of the effect of the swirl flow on the efficiency of annular ducts and exhaust nozzles of axial turbines, Fluid Mech.-Sov. Res., 1975
3. I.G.Gogoler, A.M.Drokonov, E.H.Drokonov On the estimation of turbine stage effect on energy losses in a circular diffuser with profiled posts, Energetics, Inst. Trans., USSR, 1973
4. O.E.Balje, Turbomachines, A Guide to design, selection, and theory, 1981
5. J.Dunham, A review of cascade data on secondary losses in turbines, 1970
6. J.H.Horlock, Losses and efficiencies in axial flow turbines, 1960
7. D.J.Mee, Large chord turbine cascade testing at Mach and Reynolds numbers, 1991
8. D.G.Ainely, The performance estimation of axial flow turbines, 1951

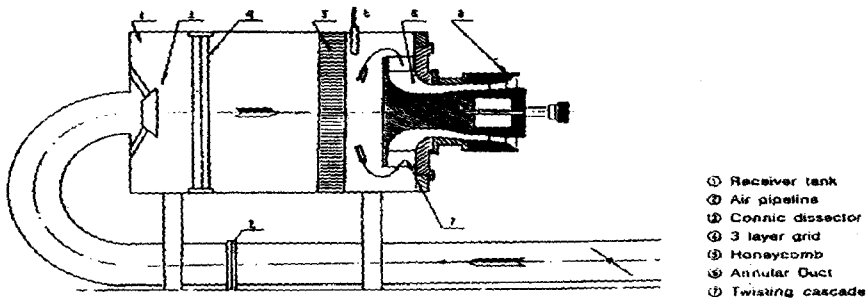


Fig.1 Experimental Apparatus

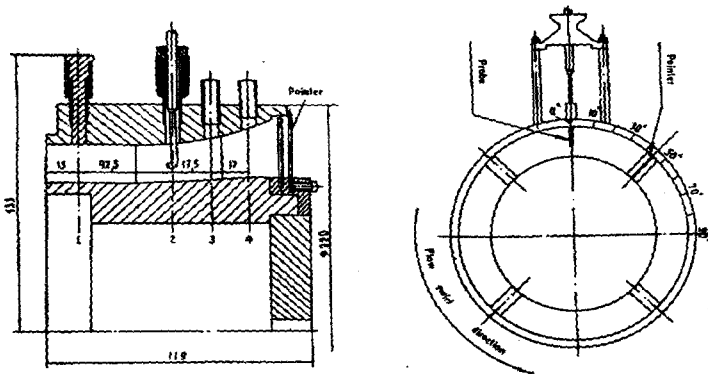


Fig.2 Transition Duct and Measurement Device

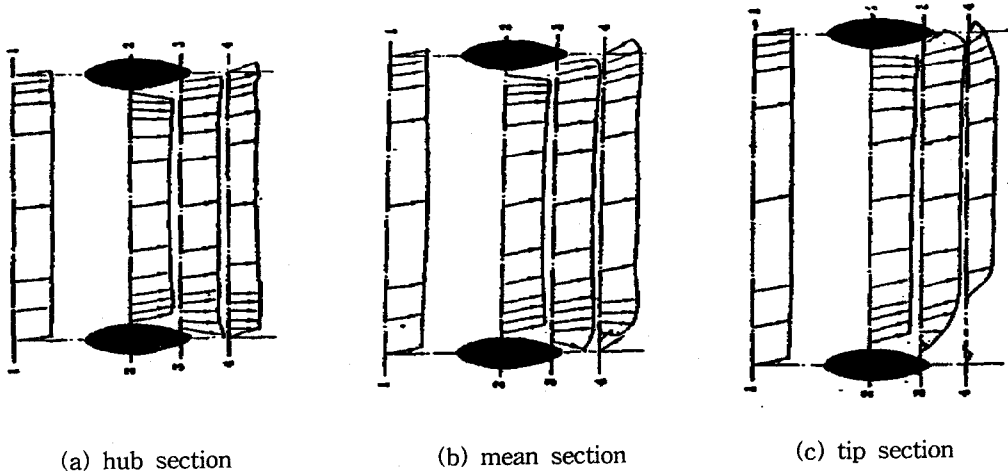


Fig.3 Velocity Field in the Transition Duct along the Radius with $\Delta\alpha = 10^\circ$

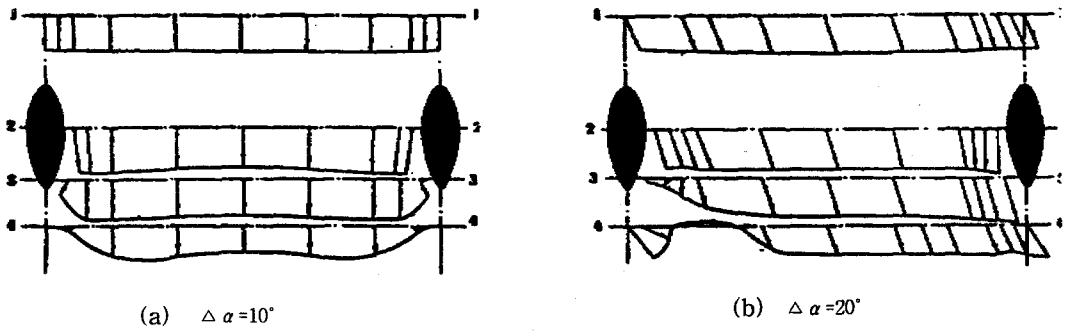


Fig.4 Velocity Field in the Outer Surface with Swirl Angle Variations

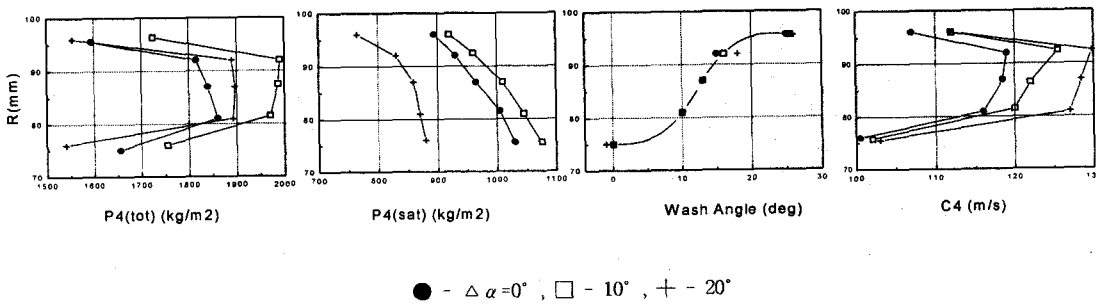


Fig.5 Flow Parameter Distributions along the Radius behind the Struts with $\phi = 45^\circ$ and $M = 0.4$

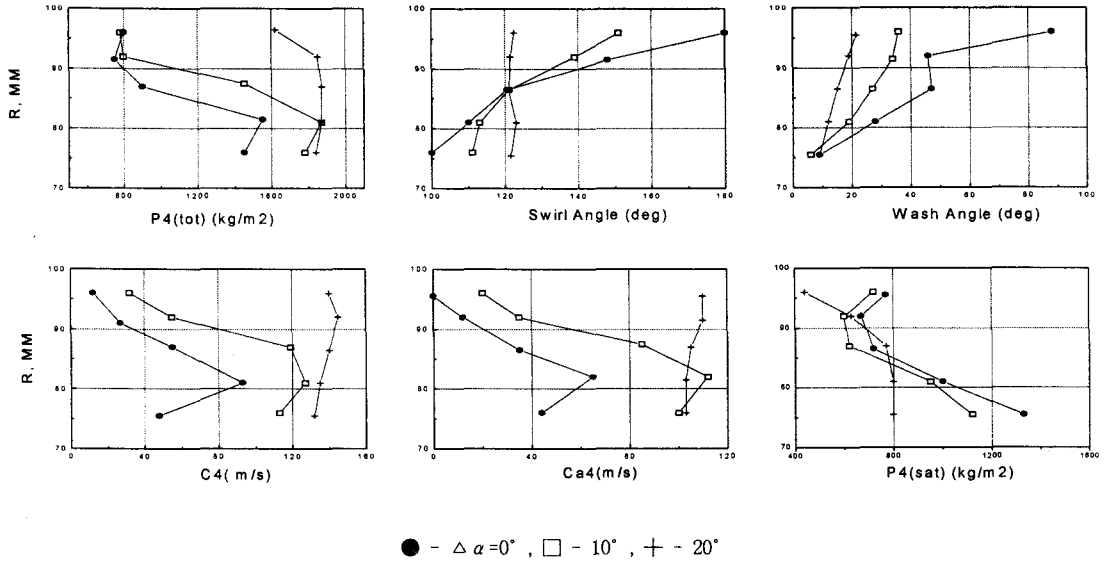


Fig.6 Flow Parameter Distributions along the Radius behind the Struts with $\varphi = 90^\circ$ and $M = 0.4$

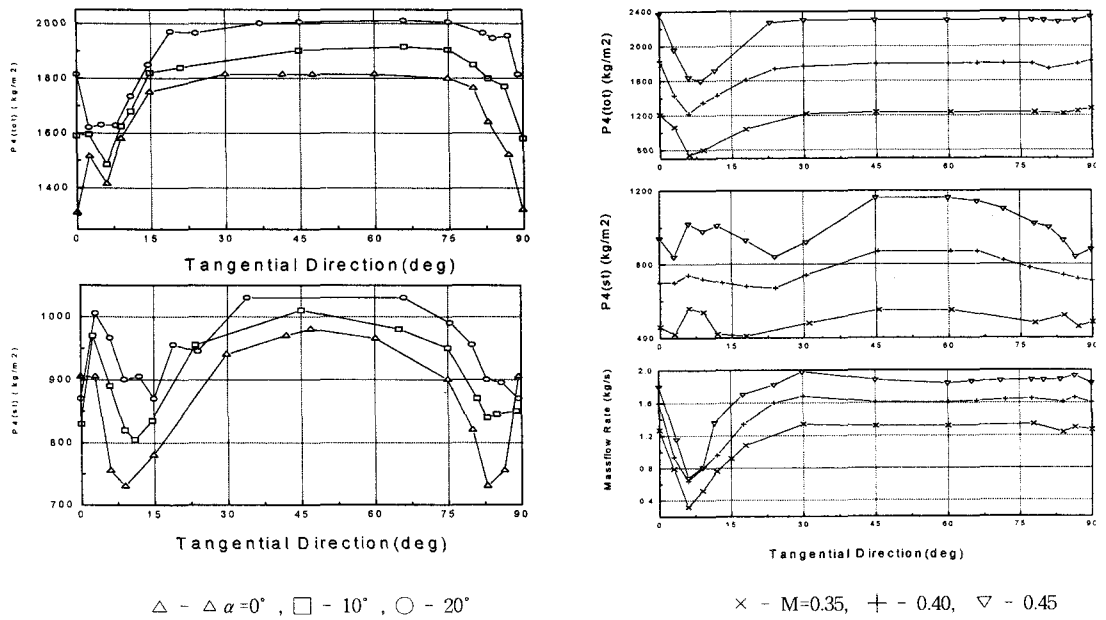


Fig.7 The Distribution of Pressure and MassFlow Rate with Variations of Swirl Angle and Mach Number at the Outlet Section 4

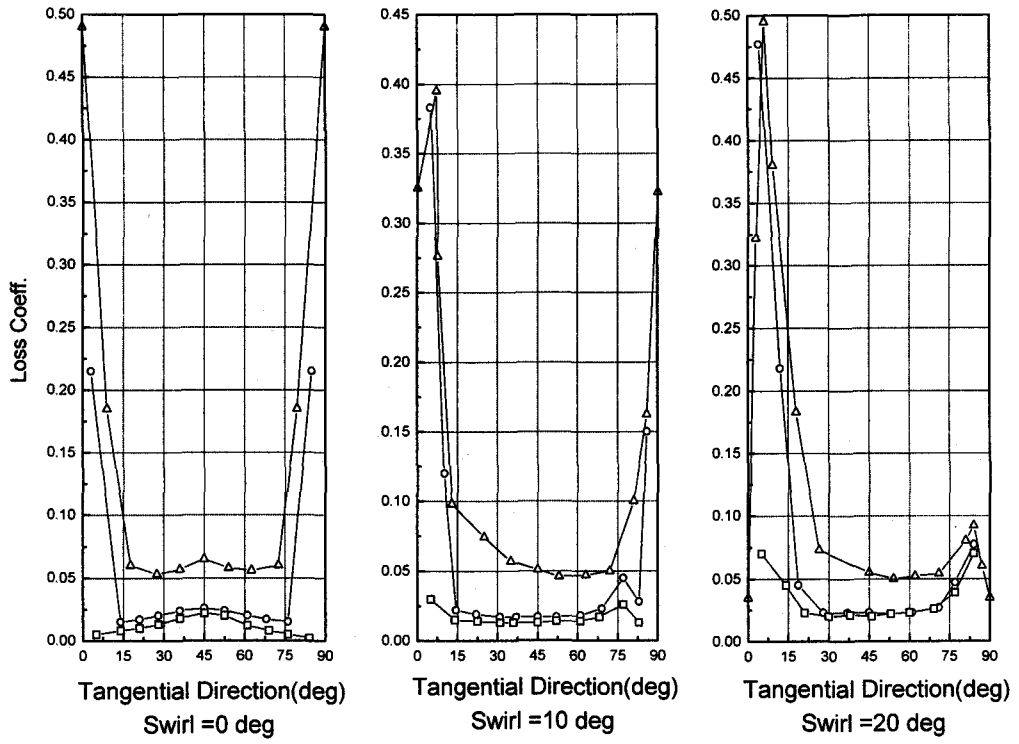


Fig.8 the Local Inner Loss Distributions with Variations of Swirl Angle

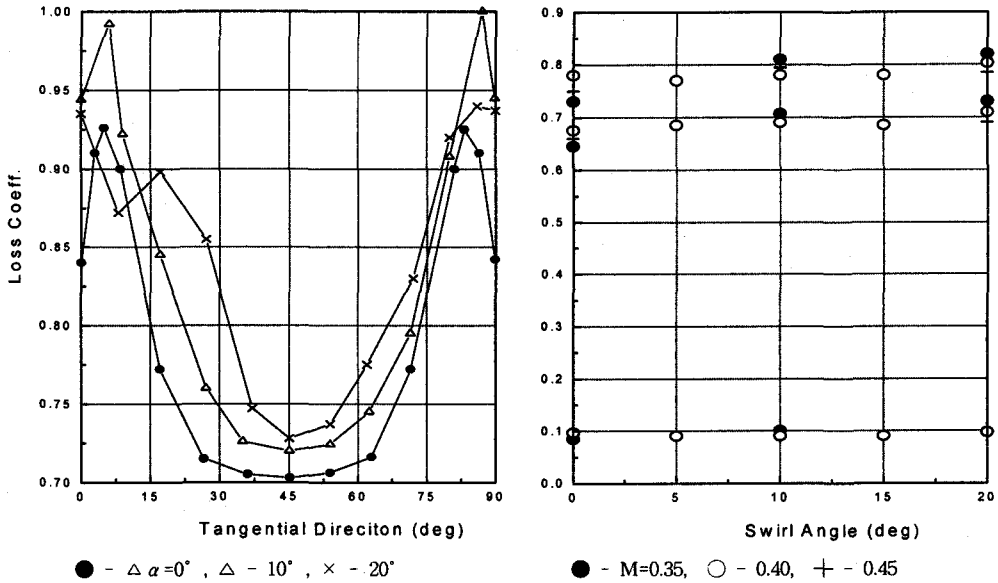


Fig.9 The Distributions of Loss Coefficients with Variations of Swirl Angle and Mach number