

터빈 익렬 주위에서의 부유입자 유동 및 마모량 해석

김완식*, 조형희**

Analysis of Particle Laden Flow and Erosion Rate Around Turbine Cascade

W. S. Kim* and H. H. Cho**

ABSTRACT

The present study investigates numerically particle laden flow through compressor cascade. In general, a lot of turbine engines are affected by various particles which are suspending in the atmosphere. Especially in the case of aircraft aviating in volcanic, industrial and desert region including many particles, each components of engine system are damaged severely. That damage modes are erosion of compressor blading and rotor path components, partial or total blockage of cooling passage and engine control system degradation. Initial damages can not be serious but cumulation of damages influences on safety of aircraft control and economical maintenance cost of engine system can be increased. When dust, materials and volcanic particles in the atmosphere flow in the compressor, it is necessary to predict damaged and deposited region of compressor blades. To the various flow inlet angle, predictions of particles trajectory in compressor cascade by Lagrangian method are presented and impulses by impaction of particles at blade surface are calculated. By the definition of particle deposition efficiency, characteristics of particles impact are considered quantitatively. With these prediction and experimental data, erosion rates are predicted for two materials — ceramic, soft metal — on compressor blade surface. Improvements like coating of blade surface could be found, by above prediction.

초 록

본 연구에서는 제트 추진 기관의 터빈 익렬에서의 유동과 대기중에 부유되어 있는 입자들이 제트엔진 내부로 유입될 경우 이에 따른 압축기 날개의 마모 및 충돌 부위를 예측하기 위하여 수치해석을 수행하였다. 일반적으로 각종 항공기의 추진 기관용 가스 터빈 엔진은 대기중에 부유되어 있는 각종 입자들의 영향을 받게 된다. 특히, 화산 지역, 먼지 입자 부유물이 많은 공업지대 또는 사막지역을 비행하는 항공기의 경우는 모래 알갱이, 먼

* 연세대학교 대학원 기계공학과(Yonsei University, Graduate School)

** 연세대학교 기계공학과(Yonsei University, Dept. of Mechanical Engineering)

지, 및 연소 입자의 직접적인 영향이 많은 공업지대 또는 사막지역을 비행하는 항공기의 경우는 모래 알갱이, 먼지, 및 연소 입자의 직접적인 영향을 받아 각 요소들에 심각한 부식 및 마모가 발생됨으로써 성능 저하 및 냉각 통로의 막힘, 압축기와 터빈 날개의 손상 등이 예측되어 진다. 이러한 손상들은 초기에는 미세하게 발생하지만, 손상 정도가 점점 누적됨에 따라서 항공기의 안전 운전에 심각한 위험 요소로서 작용할 수 있으며, 경제적으로도 기관의 유지 보수비용의 증가를 가져 올 수 있다. 따라서 압축기에 화산재 또는 대기중에 부유되어 있는 금속 입자나 먼지 입자 등이 유입되었을 경우, 압축기 날개의 손상 부위와 정도를 예측하는 것이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 다양한 입자의 유입각에서 라그랑지안 방법을 적용하여 압축기 날개 유로로 부유된 입자의 궤적을 예측하고 입자의 충돌에 의한 충격량을 계산하였다. 아울러 정량적인 충돌량을 해석하기 위하여 입자 충돌 계수를 정의하여 압축기 날개 표면의 충돌특성을 해석하였다. 세라믹과 연강에 대한 날개 표면의 마모량을 계산하였으며, 이러한 예측들을 통하여 표면의 코팅 등의 개선책을 찾을 수 있었다.

기 호 설 명

1. 서 론

- C : 코드길이 (12.73 cm)
- C_S : 미끄럼 보정계수
- C_D : 항력계수
- d_P : 입자 상용직경 [m]
- L : 날개 사이거리 (0.6C)
- Re_P : 국소 입자 Reynolds 수
($Re_P = \frac{d_P |\vec{v}_P - \vec{v}|}{\nu}$)
- Stk : Stoke 수
($Stk = \frac{\rho_P d_P^2 V C_S}{18 \mu L}$)
- V : 입자 유입속도 (85 m/s)
- \vec{V} : 무차원 유동속도 벡터 ($\vec{V} = \vec{v}/V$)
- \vec{V}_F : 무차원 입자속도 벡터 ($\vec{V}_F = \vec{v}_F/V$)
- \vec{v} : 유동 속도
- \vec{v}_P : 입자 속도

- 그리스 문자 -

- η : 입자충돌효율
- θ : 무차원 시간 ($\theta = \frac{tV}{L}$)
- λ : 분자 자유운동 거리
- μ : 점성계수 (1.84×10^{-7} Kg/m s)
- ν : 동점성계수 (1.6×10^{-7} m²/s)
- ρ_p : 입자 밀도 (2200 Kg/m³)

제트 추진 기관의 터빈 익렬에서의 유동과 함께 대기중에 부유되어 있는 입자 또는 연소 생성물들이 제트엔진 내부로 유입될 경우 이에 따른 압축기 및 터빈 날개의 표면에 입자의 충돌에 의한 마모 현상이 발생하게 되며, 이에 따라서 날개의 표면이 손상을 받게 된다. 특히, 화산 지역을 통과하는 항공기나 먼지 입자 부유물이 많은 공업지대 또는 사막지역을 비행하는 항공기의 경우는 모래 알갱이, 먼지, 및 연소 입자의 직접적인 영향을 받아 각 요소들에 심각한 부식 및 마모가 발생됨으로써 성능 저하 및 냉각 통로의 막힘, 압축기와 터빈 날개의 손상 등이 예측되어 진다.¹⁾ 특히 항공기용 추진 기관은 엔진 입구에 유입 공기를 정화하기 위한 여과장치의 설치가 불가능하며, 자동차용 가스 터빈 엔진의 경우는 여과 장치를 부착하여도 미세한 입자들이 여과 장치에 여과되지 않고 엔진 내부로 침투하게 되므로 치명적인 손상이 예상된다.²⁾ 또한 비행중인 추진기관에 고공에 부유되어 있는 얼음 알갱이 등이 유입되는 경우에도 날개 표면은 많은 입자들의 영향을 받게 되어 손상이 예상된다. 그리고 미분탄을 사용하는 터빈 엔진의 경우도 다양한 크기의 미분탄 입자들의 영향을 받아 손상될 가능성이 있다. 이러한 손상들은 초기에는 미세하게 발생하지만, 손상 정도가 점점 누적됨에 따라서 항공기의 안전 운전에 심각한 위험 요소로서 작용할 수 있으며, 경제적으로도 엔진 요소의 유지 보수비용의 증가를 가져오는 등 많은 부수적인 문제를

발생시킬 수 있다. 따라서 이러한 추진기관용 압축기에 화산재 또는 대기중에 부유되어 있는 금속 입자나 먼지 입자, 모래 등이 유입되었을 경우, 압축기 날개의 손상 부위와 정도를 예측하는 것이 필요하다. 따라서 본 연구는 압축기 유로에 부유된 입자의 유동 양상을 알아보기 위하여 Lagrangian 방법^{3,4)}을 적용하여 압축기 유로 내에서의 입자 궤적을 추적하고, 날개 표면의 부유입자 충돌 부위와 손상 정도를 예측하여 설계시 이를 보완할 수 있는 기준을 제시할 수 있도록 하는 것에 그 목적이 있다.

본 연구에서는 실제 조건과 비슷하도록 여러 가지 유동 유입각을 채택하였다. 아울러 본 연구에서는 여러 크기의 입자(다양한 Stokes 수)들을 주어진 속도에서 유선을 따라 압축기 입구에서 압축기 유로로 여러 위치에서 부유시켜서 그 입자들의 궤적 및 충돌, 점착 위치를 고찰하고, 정량적인 충돌량을 해석하기 위하여 입자 충돌 효율³⁾을 정의하여 압축기 날개 표면의 입자 충돌 특성을 알아보았다. 아울러 Lagrangian 방법^{3,4)}에 의해서 추적된 입자들의 날개 표면에서의 충격량을 계산하고, 여러 가지 재질에 대한 실험적 마모량 자료를 적용하여 압축기 날개 표면의 충돌 부위와 각 충돌 부위에 대한 마모량을 예측하고, 세라믹과 연강등 재질에 따른 마모량 차이를 비교, 분석함으로써 설계 기준을 제시할 수 있도록 배려하였다.

2. 수치 해석 방법

2.1 유입 유동

수치해석 방법으로는 압축기 익렬에 대하여 Karki⁵⁾ 등이 제시한 경계 밀착 좌표계(boundary fitted coordinate system)를 사용하고, 지배 방정식의 종속 변수로서는 공변 속도성분(covariant velocity component)을 이용하여 지배 미분방정식을 대수적으로 차분화 하였다.⁶⁾ 경계 밀착 좌표계의 사용과 지배 미분 방정식을 대수적으로 차분화 하는 과정에서 발생하는 곡률 생성항 등에 따른 오차는 실제 미분 처리 방법의 경우와 약 2% 내외임이 Karki⁵⁾ 등에 의해 보고되었다. 유동장을 계산하는데 있어서 압력 수정 방정식은 SIMPLE 방법⁷⁾을 사용하였으며, 압

력은 SIMPLER 방법⁷⁾을 이용하여 수치 계산을 수행하였다.

또한 난류 모델로는 Launder-Sharma⁸⁾가 제안한 Low Reynolds Number k- ϵ 방법을 채택하였다. 격자계는 158×78의 H-type 구조 격자계를 형성하고 엇갈림 격자를 사용하였다. 경계 조건 및 초기 조건으로는 공기의 유입 속도를 85m/s로 고정하고 입구 난류 강도는 1.4%로 가정하였고 그 밖의 물성치는 상온에서의 공기의 물성치로 가정하였다. 또한 2차원 압축기 익렬내의 유동으로 가정하였으므로 입구, 출구와 벽 경계조건을 제외한 곳에서는 주기 경계조건(periodic boundary condition)을 채택하였다.⁶⁾ 압축기 날개는 넓은 범위의 입사각에서도 경계층 박리가 쉽게 생기지 않는 확산제어형 압축기 날개를 채택하여 수치해석을 수행하였다. 본 연구에서는 유동 입사각을 35°~50° 사이에서 4가지 경우인 35°, 40°, 46°, 50°에 대하여 수치해석을 수행하였다. 압축기 날개의 설계 입사각은 40°로서 공기 유입각의 각각의 경우를 설계각과 차이가 있도록 하여 실제 경우의 조건과 비슷하도록 고려하였다.

2.2 입자 유동

입자 궤적을 추적하는 방법에 있어서는 위에서 제시한 방법으로 압축기 익렬 유로의 유동장을 완전히 수립시켜 계산하여 얻어낸 다음 Lagrangian 방법^{3,4)}을 적용하여 각각의 입자 궤적을 추적하는 방법을 채택하였다. 이것은 유입되는 입자 대 공기의 질량비가 1 이하인 경우, 부유된 입자들이 압축기로 유입되는 공기의 유동장에 주는 영향을 무시할 수 있기 때문이다. 입자 궤적을 추적할 때에도 유동장의 계산에 서처럼 주기 경계조건을 적용하여 입자의 궤적을 전체의 계산 영역에서 완전히 추적할 수 있도록 하여 익렬내의 입자 궤적을 해석할 수 있도록 배려하였다. 이것은 유동장을 압축기의 익렬로 가정한 것과 같이 입자의 궤적을 익렬내에서 고려하기 위한 것이다. 그리고 유동과 같은 경우인 유입속도 85 m/s, 35°, 40°, 46°, 50°인 경우에 대하여 입자의 궤적을 추적하였다. 각 입자들의 궤적을 추적하는데 있어서는 위에서 밝힌 것과 같이 Lagrangian 방법^{3,4)}을 적용하여, 압축기 날개의 어느 부위에 가장 많이 충돌 및 점착하는지 고찰하였다. 입자 궤적 계산에는 입자의 항력

이 지배적이므로 속도 구배가 큰 곳에서도 입자의 항력을 계산할 수 있는 무차원 입자 유동 방정식을 채택하여 계산하였으며, 입자의 유동 방정식은 다음과 같다.⁹⁾

$$\frac{d\vec{V}_P}{d\theta} = C_D \frac{Re_P}{24 Stk} (\vec{V}_P - \vec{V}) \quad (1)$$

여기서 항력계수 C_D 와 미끄럼 보정계수 C_S 는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} C_D &= \frac{24}{Re_p} \quad Re_p < 0.1 \\ &= \frac{24}{Re_p} (1 + 0.0916 Re_p) \\ &\quad 0.1 \leq Re_p < 5 \\ &= \frac{24}{Re_p} (1 + 0.158 Re_p^{2/3}) \\ &\quad 5 \leq Re_p < 1000 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} C_S &= 1 + \frac{\lambda}{d_p} \cdot \\ &(2.514 + 0.8 \exp(-0.55 \frac{d_p}{\lambda})) \end{aligned} \quad (3)$$

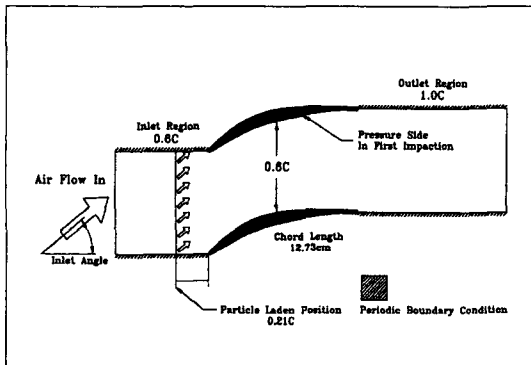


Fig. 1. Calculation Domain

계산에 있어서 입자는 완전 구형으로 가정하고 표면 충돌시에 반사에 의한 운동량 손실은 고려하지 않았다. 이것은 익렬의 표면이 완전히 매끄러우며, 입자가 날개표면에 완전 탄성 충돌한다고 가정하였기 때문이다. "C"를 압축기 날개의 코드 길이를 놓을 때, 입자는 전연 부분으로부터 0.21C 상류에서 부유시켰다. 이것은 전연으로부터 0.2C 상류부근정

도 되면 압축기 내부의 압력변화가 상류 부분에 영향을 더 이상 주지 못하여, 유입 유동에 영향을 주지 못하기 때문이다. 입자 밀도¹⁰⁾의 경우는 2,200 Kg/m³인데, 이것은 모래의 경우 2,600 Kg/m³이고, 비산회(fly ash)의 경우 1,800 Kg/m³이므로, 본 연구에서는 이와 같은 값들의 중간값을 취함으로써 그 신뢰성을 높이고자 하였다. 그 밖의 물성치들은 유동 계산에서처럼 상온에서의 공기의 대한 값을 기준으로 하였다. 유동과 입자 궤적에 대한 계산 영역은 Fig. 1에 표시한 것과 같다. 압축기 날개의 코드 길이 $C = 12.73\text{cm}$, 날개와 날개의 Space = 0.6C, 계산 영역 중 입구영역은 0.6C, 출구영역은 1.0C로 하였다.^{11,12)}

3. 결과 및 해석

3.1. 입자 궤적 추적 부분 해석

입자 거동을 추적하기 위한 무차원 변수로서 Stoke Number는 다음과 같이 정의된다.

$$(Stoke\ number) \quad Stk = \frac{\rho_p d_p^2 V C_S}{18 \mu L} \quad (4)$$

공기의 유입 속도와 입자의 초기 부유속도는 각각의 유입각에 대해서 85m/s로 고정되어 있으므로 Stoke number는 입자의 크기에 대한 매개변수이다.

Fig. 2는 유동 입구각이 날개의 설계각과 동일한 40°에 대한 익렬 유로내의 유선의 분포와 여러 가지 크기의 입자 궤적을 나타내고 있다. Fig. 2(b)에서 볼 수 있듯이 $Stk = 0.188$ 의 경우는 부유된 입자가 대부분 유선과 동일한 궤적을 보인다. Fig. 2(b), (c), (d)에서 볼 수 있는 것처럼 Stoke 수가 증가함에 따라서 입자들은 상대적으로 큰 운동량을 가지게 되며, 관성력이 커지게 되어 유선을 따라 이동하지 못하고, 유선을 이탈하여 점차적으로 유동 입구각과 유사한 각도로 익렬의 유로를 직선적으로 이동하게 된다. 전연부분에서의 충돌은 Stoke 수가 증가함에 따라서 더욱 격렬해지며, Fig. 2(b)의 $Stk = 0.188$ 인 경우는 전연부분에 충돌한 입자는 상대적으로 작은 관성력을 가지고 있으므로 충돌-반사(impact-

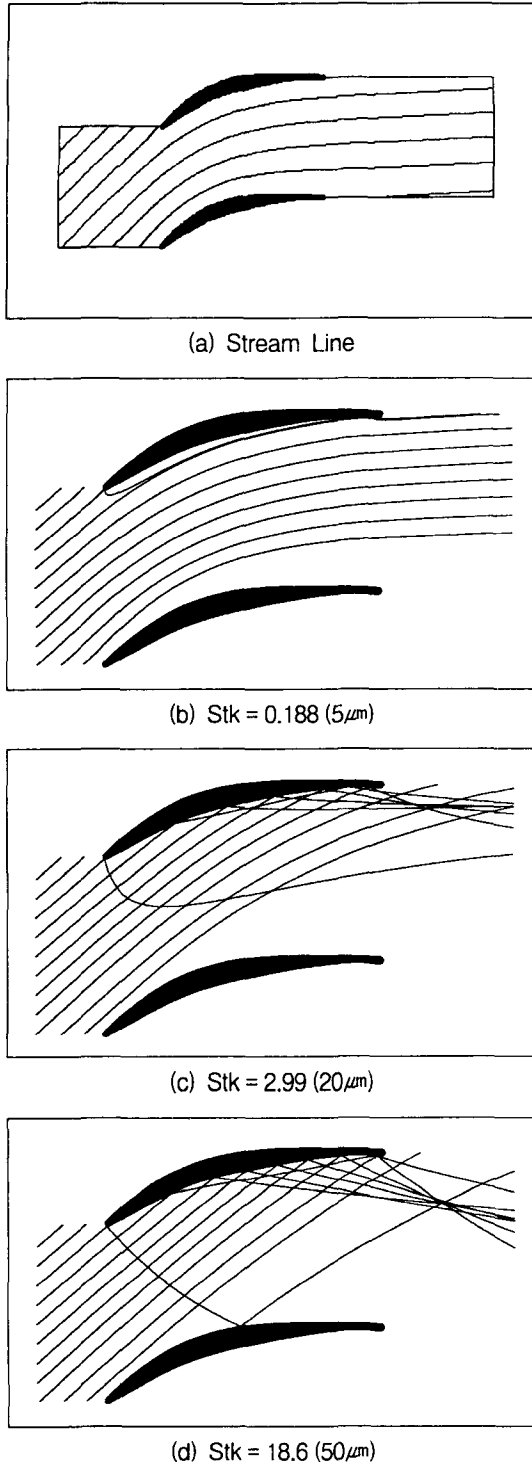
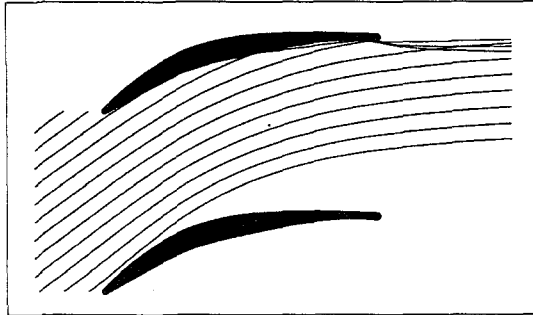


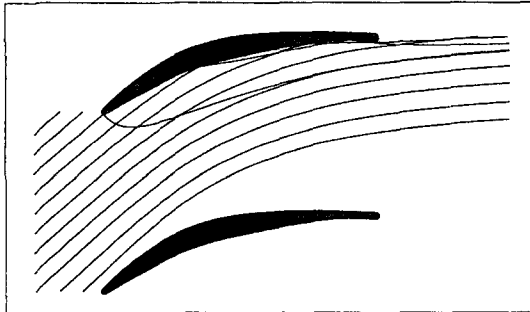
Fig. 2. Particle Trajectory as the Stoke number (Inlet Angle 40°)

rebound) 후 유선과 동일한 궤적으로 빠르게 회복하는 것을 볼 수 있으며, 또한 작은 반발력으로 인해서 반사도 크게 일어나지 않는 것을 알 수 있다. Fig. 2(d)의 $Stk = 18.6$ 인 경우는 전연부분에 충돌한 입자가 마주보고 있는 날개의 흡입면에 다시 재충돌(reimpact)하는 궤적의 양상을 보이게 되는데, 이것은 입자의 크기가 증가함에 따라 입자가 유선내의 유동에 영향을 거의 받지 않고 입자의 관성력이 지배적인 것을 의미하는 것으로 판단할 수 있다. 또한 Stoke 수가 증가할수록 더 많은 입자들이 유선을 이탈하게 되므로 날개의 압력면에 더 많은 충돌 입자를 발생시켜, Stoke 수가 작은 경우보다 상대적으로 심한 마모와 부식이 예상된다. 그러나 입자의 크기가 커지게 되면 상대적으로 큰 반발력으로 한번 압력면에 충돌한 입자가 동일한 압력면으로 재충돌(reimpact)하는 경향은 점점 작아지게 되는 것을 알 수 있다.

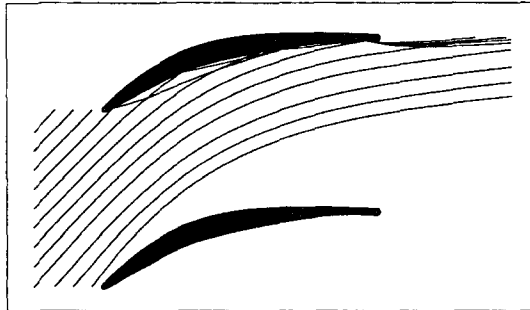
Fig. 3은 $Stk = 0.753$ 에 대하여 유동 입구각을 변화시킨 모습이다. 유동입구각 35° 와 40° 의 경우 Fig. 3(a), (b)에서 볼 수 있는 것처럼 35° 일 경우가 상대적으로 40° 인 경우보다 날개의 압력면에 충돌하지 않고, 유로를 통과하는 것을 알 수 있는데, 정량적으로는 40° 인 경우가 35° 보다 약 10%정도 날개면에 더 충돌한다. Fig. 3의 (c), (d)는 위의 경우와 동일한 $Stk = 0.753$ 에 대해 유동 입구각을 46° 과 50° 로 적용시킨 경우이다. 유입각이 설계각보다 크기 때문에 흡입면의 전연부분에서 미세한 선단 박리기포가 발생하게 되며, 50° 의 경우는 흡입면 후연부분에 거대한 박리가 생겨서 스톨(stall)이 발생할 수 있는 유동 양상을 나타내게 된다. 입자의 궤적을 살펴보면 46° 의 경우보다 유입각이 설계각으로부터 상대적으로 더 많이 이탈된 50° 의 경우가 익렬의 압력면에 더 많은 충돌량을 보이게 된다. 그리고 46° , 50° 의 경우는 35° , 40° 의 유입각보다 압력면에 1차 충돌한 입자들이 동일 압력면에 상대적으로 더 많은 재충돌(reimpact)을 일으키게 된다. 위의 결과를 종합해 보면, Stoke 수가 증가할수록 큰 관성력에 영향을 받아 입자들이 유선을 이탈하여 날개의 압력면에 더 많이 충돌하게 되며, 유입각이 커질수록 유입된 더 많은 입자가 압력면에 충돌하게 된다. 그러나 입자의 크기가 커지게 되면 상대적으로 큰 반발력으로 1차 충돌 후 동일한 압력면으로의 재충돌 영향은 작아지



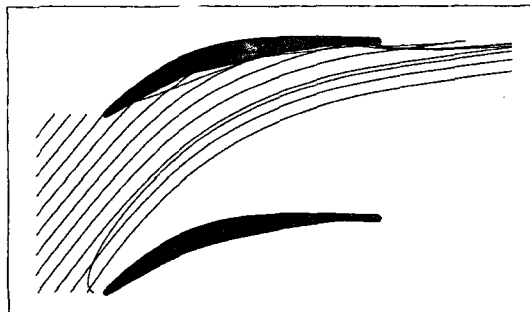
(a) Inlet Angle 35°



(b) Inlet Angle 40°



(c) Inlet Angle 46°



(d) Inlet Angle 50°

Fig. 3. Particle Trajectory as the inlet angle (Stk = 0.753, $d_p = 10\mu m$)

게 되고 있는 것을 알 수 있다.

3.2. 입자 충돌 효율

본 수치계산에서는 압력면에서의 입자 충돌량을 정량적으로 알아보기 위하여 다음과 같은 입자 충돌 효율을 정의하였다.

$$\eta = \frac{\text{압력면에 처음 충돌한 입자의 수}}{\text{부유된 입자의 총 개수}} \quad (5)$$

식 (5)에서 분모는 수치 계산 영역으로 부유된 입자의 총 개수를 나타내며, 분자는 부유된 입자 중에서 압력면에 충돌한 개수를 나타내는데, 재충돌은 고려의 대상이 아니며, 각 입자가 압력면에 처음 충돌한 회수만을 의미하는 것이다. Fig. 4는 4 가지의 입자 부유각에 따른 Stoke 수에 대한 입자 충돌 효율을 나타내고 있다. 입자의 크기가 증가함에 따라서, 즉 Stoke 수가 커짐에 따라서, 충돌 효율이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다.

일반적으로 이상적인 경우에 있어서는 Fig. 4에서 나타난 것과 같은 입자 충돌 효율은 계단 함수의 형태¹³⁾를 나타내기 때문에 충돌 여부를 결정하는 단일 입자 크기(single value of $Stk^{0.5}$)가 존재한다. 그러나 실제의 경우에는 계단 함수의 형태를 나타내지 못하고, 일정한 입자 크기($Stk^{0.5}$)의 범위에서 입자 충돌 효율이 $\eta=1$ 로 급격히 증가하게 된다. 따라서

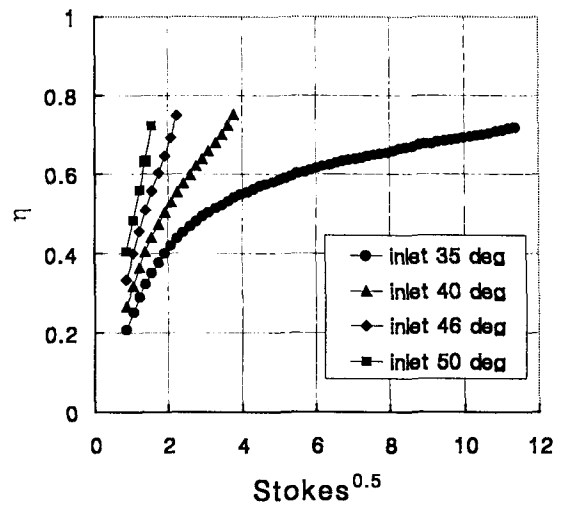
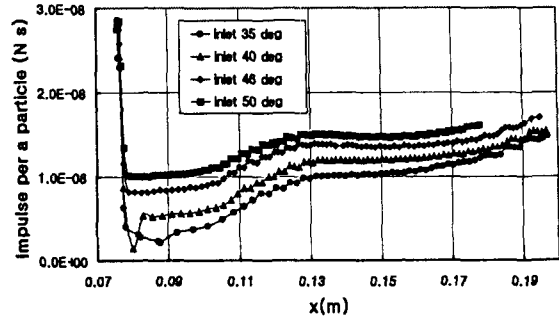


Fig. 4. Particle deposition efficiency

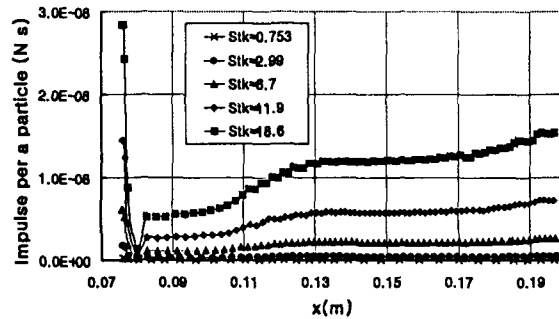
충돌 여부를 결정하는 단일 입자 크기를 결정하기 위하여 50% cut-point를 정의하는데, 이것은 입자 충돌 효율 $\eta = 0.5$ 에서의 $Stk^{0.5}$ 값을 나타낸다. 유입 각이 설계각 이상인 경우는 $Stk^{0.5} \leq 3$ ($d_p \leq 35\mu m$)에서 입자 충돌 효율이 크게 증가하는 것을 알 수 있다. 즉, 50% cut-point가 $Stk^{0.5} \leq 3$ 에 존재하는 것을 나타내는 것이다. 40° , 46° , 50° 인 각 경우에 대하여 50% cut-point는 각각 $Stk^{0.5} = 1.9$ ($d_p = 21.9\mu m$), $Stk^{0.5} = 1.38$ ($d_p = 15.9\mu m$), $Stk^{0.5} = 1.2$ ($d_p = 13.8\mu m$)이다. 이것은 유동 입자각이 날개의 설계각 이상이 되면 $Stk^{0.5} \geq 3$ 인 입자크기 이상에서는 부유된 대부분의 입자가 충돌하는 것을 의미한다. 즉, $Stk^{0.5} \leq 3$ 에서 입자 충돌 효율이 급격히 증가하게 되어 $Stk^{0.5} \geq 3$ 에서는 입자 충돌 효율이 $\eta = 1$ 로 접근하게 되는 것을 나타내는 것이다. 유동 입자각이 35° 인 경우는 $Stk^{0.5} = 3.1$ ($d_p = 35.7\mu m$)이 50% cut-point이며, 다른 유입각과는 달리 $Stk^{0.5} = 11$ ($d_p \sim 120\mu m$) 정도까지 완만한 증가를 보이지만, $Stk^{0.5} = 12$ 이상이 되면 급격히 증가된다. 이것은 입자 충돌 효율이 증가하는 입자 크기의 범위가 다른 경우보다 상당히 넓은 것을 의미하며, $120\mu m$ 정도의 입자 크기가 되면 큰 관성력으로 인해서 유입각이 작아도 유선을 이탈하여 압력면에 충돌하는 것을 의미한다. 이와 같은 결과는 입자의 궤적 추적의 결과와 잘 일치하는 것으로 입자의 크기가 충돌의 여부를 결정하는 중요한 매개 변수인 것을 증명하는 것이고 일정한 범위의 입자 크기 이상이 되면 부유된 입자가 모두 날개면에 충돌하는 것을 나타낸다.

3.3. 날개 압력면 충격량 예측

Fig. 5(a)는 $Stk = 18.6$ 일 때, 4가지 경우의 유입각에 따른 압력면에서의 코드 길이에 대한 충격량을 보여주고 있다. 충격량은 입자속도의 날개 표면에 대한 법선 속도 성분을 기준으로 계산하였으며, 반사되는 속도는 완전 충돌을 가정하였으므로 입사 법선 속도의 음의 값과 같다. 이러한 충격량은 단위 입자가 압력면에 충돌할 때의 충돌 속도와, 반사속도의 절댓값의 합으로 계산한 것이다. Fig. 5(a)를 보면 전연부분에서는 매우 큰 충격량을 나타내고 있으며, 입사각에 관계없이 후연부분의 충격량에 비해 두 배 정도의 큰 값을 나타내고 있다. 따라서 마모나 부식



(a) $Stk = 18.6$ $d_p = 50\mu m$



(b) Inlet Angle 40°

Fig. 5. Impulse distribution on pressure side surface

도 전연 부분에서 가장 클 것으로 미루어 짐작해 볼 수 있다. 전연을 제외한 부분에서는 대체적으로 충격량의 값이 상당히 낮아지는 것을 볼 수 있으며, 전연의 바로 뒷부분에서는 날개의 곡률이 유동 유입각과 큰 차이를 보이지 않으므로 충격량이 최소가 된다. 특히 유입각 40° 인 경우는 설계각과 동일한 경우이므로 전연 뒷부분에서 다른 경우에 비하여 상당히 낮은 충격량 분포를 보이고 있다. 그리고 후연부분으로 가면서 날개 곡률이 점차로 감소하게 되어 충격량은 서서히 증가하는 양상을 보이게 된다. 그리고 유입각이 증가함에 따라서 충격량도 다소 증가하는 양상을 보여주고 있다.

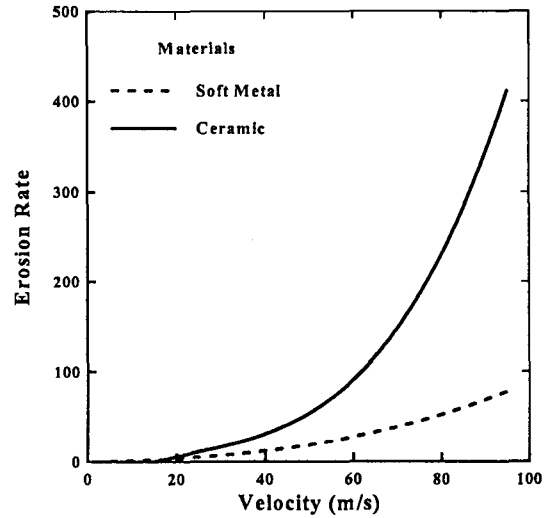
Fig. 5(b)는 유동입자각이 40° 인 경우 Stokes 수에 따른 코드 길이에 대한 충격량의 변화를 나타내고 있다. 입자의 크기, 즉 Stokes 수에 따라 충격량이 큰 차이를 보이게 되는데, 여기서 보면 $Stk = 0.753$ ($10\mu m$)인 경우는 충격량이 거의 없는 것을 알 수 있다. 이것은 Fig. 3(b)에서 보여진 것처럼 입자의 관

성력이 매우 작으므로 입자들이 유선을 따르는 유동을 가지게 되고, 또한 입자가 날개면에 충돌할 때에도 작은 관성력으로 인해서 날개의 압력면에 거의 충격을 발생시키지 않는 것을 알 수 있다. 입자의 크기가 증가하면서 충격량은 크게 증가하는 것을 볼 수 있으며, 입자의 크기가 증가함에 따라서 충격량은 그 절대값이 배가되는 것을 알 수 있다. 또한 위에서 설명한 것과 같이 설계각과 유입각이 동일한 경우이므로 전연 바로 뒷부분에서는 충격량이 무시할만큼 작은 것을 알 수 있다. 그리고 Fig. 5(a), (b)는 모두 전연에서는 충격량이 최대가 되며, 날개 곡률의 변화로 인해서 전연 뒷부분으로부터 후연으로 가면서 점차적으로 충격량이 증가되는 것을 알 수 있다. 입자의 크기에 따라 고려해 보면, Fig. 5(b)에서 볼 수 있는 것처럼 $Stk = 2.99$ (~20 μm)이하에서는 그 충격량의 값이 거의 무시할 정도로 작게 되며, 따라서 입자의 크기가 20 μm 이상의 경우가 날개 표면에 치명적인 손상을 줄 수 있을 것으로 생각된다.

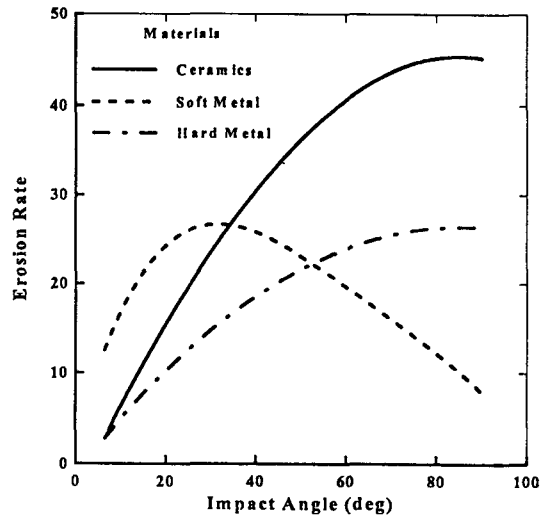
3.4. 재질에 따른 마모량 예측

Fig. 6(a)는 입자 충돌속도에 따른 서로 다른 물질에 대한 마모량을 나타낸 것이며, Fig. 6(b)는 입자 충돌각도에 따른 마모량을 나타내고 있다.¹⁴⁾ 본 연구에서는 연강(soft metal)과 세라믹에 대한 경우에 대하여 고찰하였다. Fig. 6(a)에서는 두 물질 모두가 입자 충돌속도의 증가함에 대하여 마모량이 선형적으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러나 세라믹의 경우는 동일 충돌 속도에 대하여 연강의 경우보다, 상대적으로 2배 이상의 마모량을 나타내는 것을 알 수 있다. Fig 6(b)를 보면, 연강의 경우는 입자의 표면에 대한 충돌각이 30°인 경우에 최대를 나타내고 있다. 세라믹의 경우는 0°에서 90°로 가면서 선형적으로 마모량이 증가하는 것을 알 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 6의 실험 자료를 고차다항식으로 보간하여 날개면으로의 입자의 충돌 속도와 충돌 각도를 보간식에 적용함으로써 날개 표면의 마모량을 계산하였다. 또한 Fig. 6에서의 마모량(erosion rate)은 단위를 가지는 절대값이 아닌 마모량의 비교를 위한 상대적인 값이다.

Fig. 7(a), (b)에서는 유동입자각 40°인 경우에 Stoke 수에 따른 연강과 세라믹의 두 가지 물질에



(a) Erosion rate to impact velocity



(b) Erosion rate to impact angle

Fig. 6 Erosion rate about various materials

대한 날개 표면의 마모량을 나타내고 있다. Fig. 7(a)에서 볼 수 있는 것처럼 연강의 경우는 전연에서 큰 마모량을 나타내고 있으며, 그 상대적인 값은 약 120정도이다. 그리고 이 부분을 제외한 부분에서는 후연부분으로 가면서 약간 증가하기는 하지만 거의 일정한 마모량을 나타내고 있다. 그러나 Fig. 7(b)에서 보여지는 것처럼 세라믹의 경우, 전연에서는 충돌각이 거의 90°에 가깝고 충돌 속도 또한 매우 빠르기 때문에 상대적인 마모량은 500정도이며

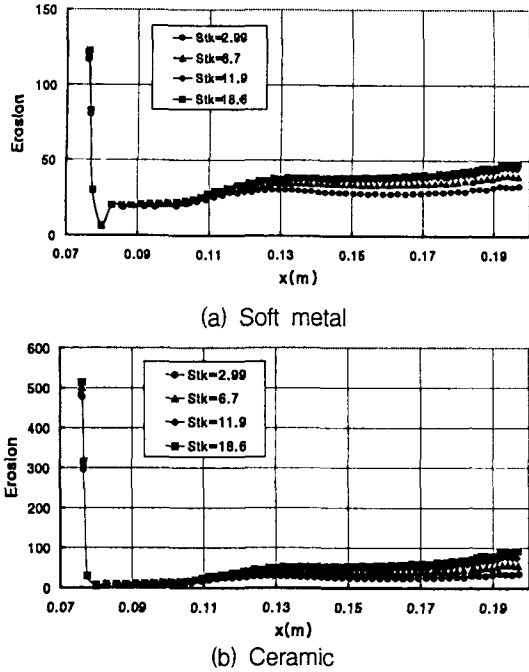


Fig. 7. Erosion rate of two materials (Inlet angle 40°)

연강에 비해서 매우 큰 마모량을 나타내고 있다. 그러나 전연을 제외한 부분에서는 후연으로 가면서 점차 마모량이 다소 증가되기는 하지만 연강의 경우와 같이 거의 일정한 마모량을 보여 주고 있다. 전연 부분에서 두 물질에 대해서 마모량의 차이를 보이는 것은 Fig. 6에서 나타난 것처럼 각각 두 가지 물질의 마모 특성이 다르기 때문이다.

Fig. 8(a), (b)는 $Stk = 18.6$ ($d_p = 50 \mu m$) 유입각이 40°인 경우와 50°인 경우에 세라믹과 연강의 마모량의 차이를 나타내고 있다. 전연 부분에서는 세라믹의 경우가 연강의 경우보다 상당히 큰 마모량을 보이고 있다. 상대적인 값으로도 세라믹이 약 4.5배 정도의 높은 마모량을 나타내고 있는 것을 Fig. 7에서도 알 수 있다. 전연을 제외한 부분인 압력면에서는 대체적으로 세라믹과 연강의 경우 비슷한 마모량을 보이고는 있지만, 세라믹의 경우가 다소 높은 것을 알 수 있다. 연강의 경우는 전연을 제외한 날개의 표면에서 전반적으로 일정한 마모량을 보이고 있지만, 세라믹의 경우는 곡률의 변화에 따라서 후연으로 가면서 마모량이 증가되는 것을 알 수 있다. 다만

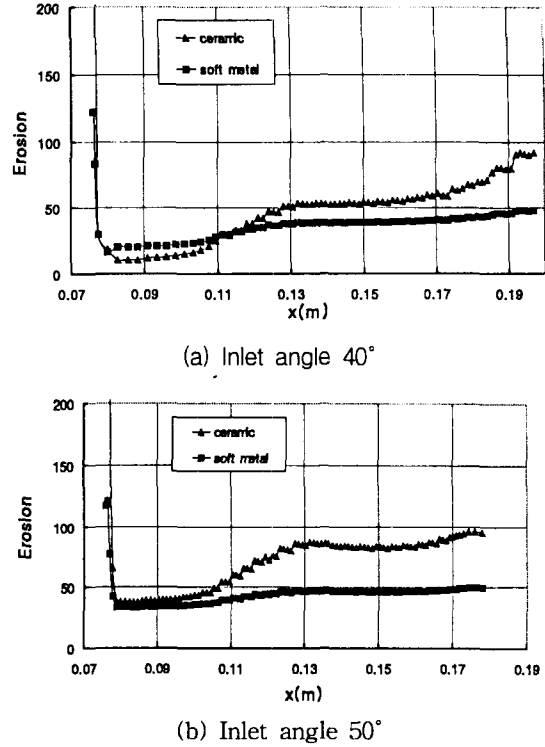


Fig. 8. Comparison of erosion rate about two materials ($Stk = 18.6$, $d_p = 50 \mu m$)

유입각이 40°인 경우에 있어서 전연 바로 뒷부분에서는 연강보다 세라믹의 경우가 약간 작은 마모량을 나타내고 있는데, 이것은 유입각이 설계각과 동일하여, 충돌각이 매우 작기 때문으로 생각된다.

대체적으로 보면 연강의 경우보다 세라믹의 경우가 상대적으로 큰 마모량을 나타내고 있다. 그러나 연강은 강도면에서 우수한 성질을 보이지 못하므로 날개면의 보강을 위한 세부적인 연구가 필요할 것으로 생각된다.

4. 결 론

본 논문에서는 압축기 유로 내로 유입되는 입자를 포함한 분진 유동에 대한 모사와 분진 유입에 따른 압축기 날개의 마모량 예측을 위하여 입자 유동에 대한 수치해석을 수행하였다. 여러 가지 입자 크기와 입사 각도로 유입되는 입자의 궤적, 충격량 예측, 그

리고 날개의 표면 마모량에 대하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 입구 유입각이 작을수록 그리고 Stoke 수, 즉 입자크기가 작을수록 관성력이 작아지므로 입자는 유선을 따라서 유동하게 되며, 입자의 크기가 커지고 유입각이 증가되는 경우는 입자가 유선을 이탈하여 날개의 표면에 상대적으로 더 많은 충돌을 보이게 된다.
- (2) 날개의 전연부분에서 가장 큰 충격량을 나타내는데, 이것은 입자와 전연부분의 충돌각이 90°에 가깝고 충돌 속도 또한 매우 빠르기 때문이다. 그러나 전연 뒷부분에서는 유동각과 날개의 입구각이 거의 일치하기 때문에 충격량이 최소값을 가지게 되며, 후연부분으로 가면서 날개의 곡률 변화에 따라서 서서히 충격량이 증가하게 된다.
- (3) 세라믹의 경우는 전연에서 심각한 마모가 예상되며, 연강의 경우는 전연부에서 세라믹에 비해서 상대적으로 작은 마모량을 나타내고 있지만, 날개면에 비해서는 전연부의 마모량이 상대적으로 높은 것을 알 수 있다. 또한 세라믹은 전연을 제외한 날개면에서 상대적으로 연강보다 많은 마모량을 나타내고 있다. 따라서 날개 표면의 마모를 방지하기 위해서 전연에서의 세라믹과 같은 경도가 높은 물질의 코팅 등은 바람직하지 않다.

참 고 문 헌

1. M. G. Dunn, A. J. Baran, J. Miatech, "Operation of Gas Turbine Engines in Volcanic Ash Clouds", J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 118, 1996, pp.724~731
2. M. Metwally, W. Tabakoff, A. Hamed, "Blade Erosion in Automotive Gas Turbine Engine", J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 117, 1995, pp.213~219
3. Yan Ye, David Y. H. Pui, "Particle Deposition in a Tube with an Abrupt Contraction", Chemical Engineering Science, Vol. 45, 1990, pp.29~40
4. S. Michael James, "Numerical Prediction of Fluid and Particle Motions in Flow Past Tubes", University of California, Berkeley, 1987, Ph. D thesis
5. K. C. Karki, S. V. Patankar, "Calculation Procedure for Viscous Incompressible Flows in Complex Geometries", Numerical Heat Transfer, Vol. 14, 1988, pp.295~307
6. S. H. Kang, J. S. Lee, M. R. Choi, K. Y. Kim, "Numerical Calculations of the Turbulent Flow Through a Controlled Diffusion Compressor Cascade", J. of Turbomachinery, Vol. 117, 1995, pp.223~230
7. S. V. Patankar, "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow", McGRAW-HILL, 1980
8. B. E. Launder, B. I. Sharma, "Application of the Energy-Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc", Letters in Heat and Mass Transfer, Vol. 1, 1974, pp.131~138
9. Friedlander, S. K., "Smoke, Dust and Haze", Wiley-Interscience, New York, 1977
10. A. Hamed, "Effect of Particle Characteristic on Trajectories and Blade Impact Patterns", J. of Fluid Engineering, Vol. 110, 1988, pp.33~36
11. 김완식, 조형희, "터빈 익렬 주위에서의 부유입자 유동 해석", '98 한국추진공학회 제10회 학술강연회 논문초록집, 1998, p. 10
12. 김완식, 조형희, "분진유입에 따른 압축기 날개 주위의 2상유동 및 마모량 예측", 공기조화 냉동공학회 '98 하계학술발표회 논문집, 1988, pp.153~158
13. Reist, Parker C., "Aerosol Science and Technology", McGraw-Hill, 1993
14. 부산대학교 기계기술연구소, "미분탄 수송장치의 유량, 압력손실, 마모 현상 연구", 연구최종보고서, 1996