



아음속 확산형 S-덕트 최적 설계에 관한 연구

Study of Subsonic Diffusing S-Duct Design Optimization

*김수환¹⁾, 권장혁²⁾

Kim Su-whan, Kwon Jang-Hyuk

Aircraft propulsion systems often use diffusing S-duct to convey air flow from the wing or fuselage intake to the engine compressor. Well designed S-duct should incur minimal total pressure losses and deliver nearly uniform flow with small transverse velocity components at the engine compressor entrance. Reduced total pressure recovery lowers propulsion efficiency and nonuniform flow conditions at the engine face lower engine stall limits. In this study, S-duct which has maximum total pressure recovery and nearly uniform flow profiles at the compressor intake should be found using design optimization methods with 3-dimensional Navier-Stokes analyses.

Key words : 확산형 S-덕트(Diffusing S-Duct), 엔진 흡입구(Engine Intake), 최적 설계(Design Optimization), 내부유동(Internal Flow)

1. 서 론

항공기 추진 기관에는 대기중의 공기를 엔진 압축기에 효율적으로 전달하는 역할을 하는 확산기(Diffuser)가 존재한다. 압축성 아음속 확산기를 사용한 상용 항공기로는 Boeing 727, Lockheed Tristar 등이 있으며, 군용항공기로는 F-16, F-18 등이 있다[1]. 이런 확산기를 설계하기 위해서는 크게 두 가지 요소가 고려되어야 한다. 첫째는 엔진 흡입구(engine intake)에서 압축기(compressor) 입구에 이르는 확산기 부분의 전체 압력 손실이 적어야 하며, 둘째는 확산기 출구에서 가능한 균일한 유동 흐름을 유지해야 한다. Total Pressure Recovery가 감소하면 엔진 압축기의 효율이 떨어지며, 엔진 압축기 입구에서의

불균일 유동 흐름은 엔진 블레이드의 실속(stall) 특성을 나쁘게 한다. 따라서 좋은 엔진은 Total pressure recovery가 가능한 1에 가까워야 하며, 출구에서 균일 유동 흐름을 가져야 한다. 하지만 항공기의 성능을 높이기 위해서는 엔진 하중을 감소시켜야 하며, 보다 많은 기기 및 물류 등을 실기 위한 공간을 확보하기 위해 확산기가 차지하는 부피를 줄여야 한다. 이러한 항공기 수요자의 요구에 따라 길이는 짧으며, 굴곡이 큰 확산기가 개발되고 있다. 짧은 길이에 큰 굴곡을 가진 확산기는 무게 및 부피 특성은 좋아지지만 유동 내부에서 더 큰 2차 유동 등이 발생하여 전체 압력 손실이나 불균일 유동을 발생시키게 된다. 이러한 2차 유동을 감소하기 위해서는 확산기의 형상을 개선할 필요가 있다[2-5].

본 논문에서는 확산기를 단순화한 확산형 S-덕트 형상에 대해 유동 특성을 검증한 뒤, 이를 바탕으로 total pressure recovery와 균일 유동 특성을 가진 형상을 찾기 위한 최적화를 수행하고자 한다. 형상 함수로는 NURBS를 사용하여 보다 정확한 형상 변형 효과를 얻고자 하였으며, 매우 많은 설계 변수를 효과적으로 계산하기 위해 adjoint 민감도 해석을 통해 전체 계산 시간을 줄이고자 하였다.

1) 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공
(305-701 대전시 유성구 구성동 373-1 Tel : 042-869-3755)

2) 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공
(305-701 대전시 유성구 구성동 373-1 Tel : 042-869-3715)

2. 지배 방정식

일반적인 3차원 유동장은 Navier-Stokes 방정식으로 표현될 수 있다. 3차원 공간에서의 압축성 Navier-Stokes 방정식을 직교좌표계에서 미분형태로 표현하면 다음과 같다[6-7].

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f_i}{\partial x_i} = \frac{\partial f_{vi}}{\partial x_i} \quad (1)$$

여기서 반복되는 하첨자는 텐서합의 표현법을 나타낸다.

$$q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{pmatrix}, f_i = \begin{pmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + \delta_{i1} p \\ \rho u_i u_1 + \delta_{i2} p \\ \rho u_i u_1 + \delta_{i3} p \\ \rho u_i H \end{pmatrix}, f_{vi} = \begin{pmatrix} 0 \\ \sigma_{ij} \delta_{i1} \\ \sigma_{ij} \delta_{i2} \\ \sigma_{ij} \delta_{i3} \\ u_j \sigma_{ij} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{pmatrix} \quad (2)$$

이고, ρ , u_i , p , E , H , T 는 각각 밀도, x_i 축 방향의 속도성분, 압력, 총에너지, 총엔탈피 및 온도를 나타낸다. 이상기체에서 총에너지 및 총엔탈피는 다음과 같다.

$$E = \frac{p}{(\gamma-1)\rho} + \frac{1}{2}(u_i u_i) \quad H = E + \frac{p}{\rho} \quad (3)$$

γ 는 비열비를 나타내며 완전 기체(perfect gas)의 경우 1.4로 고정시킨다. 또한 점성응력은 다음과 같이 표현된다.

$$\sigma_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \quad (4)$$

여기서 μ 는 점성 계수(coefficient of viscosity)이고, 층류(laminar)점성계수와 난류(turbulent)점성계수의 합으로 결정된다. Pr 과 Pr_t 는 각각 층류와 난류에서의 Prandtl 수를 의미하며, 공기의 경우 Pr 과 Pr_t 는 각각 0.72와 0.9로 고정된다. 층류 점성 계수를 계산하기 위해 Sutherland law를 사용하였으며, 난류 점성 계수는 Baldwin-Lomax의 대수적 모델을 사용하여 계산하였다[8].

식(1)을 일반좌표계로 변환하고 유한 체적법을 사용하면 다음과 같은 준이산화 방정식을 얻을

수 있다.

$$\frac{dQ_{ij}}{dt} + R_{ij} = 0 \quad (5)$$

여기서, R_{ij} 는 지배방정식의 잔류치를 의미한다. 경계면의 유속계산에는 Roe의 FDS 방법과 2차 upwind TVD 기법을 사용하였으며 Harten의 엔트로피 보정함수를 적용하였다. 위의 준이산화 방정식으로 정상 상태의 해를 얻기 위해 내재적 시간 전진 기법인 diagonalized ADI를 사용하였다. 수렴 가속 기법으로는 초기의 mesh sequencing 기법과 다중격자기법, 국부시간 전진 기법을 사용하였다[9-13].

3. 경계 조건

내부 유동을 해석하기 위해서는 정확한 경계 조건의 사용이 필수적이다. 덕트 벽면에서는 no-slip 조건을 사용하였으며, 덕트 입구에서는 전체 압력을 고정하고, 입구 유동의 속도 및 정압은 Riemann 불변치를 사용하여 외삽하였다. 출구에서는 균일 유동장을 얻기 위해 마하수를 고정하였으며, 덕트 입구와 출구의 유량을 보존하기 위해 질량 평균 마하수로 보정하였다[14].

출구 경계조건은 크게 고정된 출구 정압을 사용하는 방법과 평균 출구 정압을 사용하는 방법이 있다. 전자의 경우, 대개 출구 전체의 정압을 균일하게 사용하여, 덕트 전후의 유량 차이를 통해 정압을 보정하게 된다. 이 방법은 출구 압력의 변화에 매우 민감하게 전체 유동이 변하게 되며, 덕트 내부의 충격과 생성 등과 같은 특수한 상황에 적합한 정압을 찾기가 어려운 단점이 있다. 반면, 후자는 출구 마하수 등을 통해 정압을 예측하는 방법으로 전자에 비해 덜 민감하다. 일반적으로 풍동과 같이 굴곡이 거의 없는 내부 유동의 경우 전자를 많이 사용하며, 곡면이 있는 덕트의 경우 후자를 주로 사용한다.

본 연구에서는 Cole-Chung[14]이 제안한 방법을 사용하였다. 출구에서 에너지를 제외한 다른 변수들은 이전 변수들을 이용하여 외삽하고, 에너지는 다음과 같은 식을 이용하여 계산한다

$$e = \frac{P_s(r)}{v} + \frac{1}{2} \rho(u^2 + v^2) \quad (6)$$

이때, $P_s(r)$ 은 덕트 출구에서의 평균 마하수 M_{CF} 로 결정된다.

$$P_s(r) = P_t(r) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{CF}^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

식(7)에서 $P_t(r)$ 는 전체압력으로 출구 이전 격자 점에서의 전체압력 값을 사용한다.

4. 유동 해석 검증

확산형 S-덕트의 최적 설계를 수행하기 위해선 정확한 내부 유동의 해석이 필요하다. 유동 해석을 검증하기 위해 기존의 실험 데이터 및 동일 형상에 대한 다른 연구자의 해석 결과와 본 연구의 결과를 비교하였다.

유동 해석 조건으로는 덕트 중심에서의 마하수가 0.6이며, Reynolds 수가 2.6×10^6 , 받음각 0인 유동에 대하여 해석하였다. 유동 해석 격자는 $161 \times 33 \times 49$ 개의 격자를 사용하였으며, Pentium 3 800MHz 5개의 CPU를 사용하여 병렬 계산을 수행하였다. 3000회의 반복 계산을 수행하는 동안 걸린 시간은 12127초가 걸렸다.

Fig. 1은 S-덕트 수렴 곡선으로서, 1500번의 계산 이후에는 일정한 정도로 진동하는 것을 볼 수 있다. 이는 출구 조건의 진동에 의한 특성으로 정확한 출구에서의 유동 상태를 알 경우, 보다 나은 정도의 수렴이 가능하지만 현재 정확한 출구 조건을 알지 못하므로, 정확한 출구 조건을 찾기 위해 출구에서의 질량 평균 마하 수를 이용하여 보정해 주므로, 이러한 보정에 따른 유동의 규칙적인 진동으로 볼 수 있다.

Fig. 2 - Fig. 4는 실험치와 Harloff[1]의 결과를 비교한 것으로서 덕트 내부의 표면 압력을 그린 그림이다. Fig. 2 - Fig. 4 전체적으로 본 결과가 Harloff의 결과보다 실험치에 근접한 것을 볼 수 있다. 특히, 2차 유동이 발생하는 $s/D = 3$ 근처에서 Harloff는 정확히 잘 모사하지 못한 반면, 본 결과는 실험 결과에서 나타나는 압력의 굴곡을 유사하게 모사한 것을 볼 수 있다.

특히, 90도와 170도의 결과에서 Harloff는 덕트 중간 지점에서 생기는 압력 감소를 거의 모사하지 못한 반면, 본 결과는 실험치와 약간의 차이는 있지만, 압력 감소 구간 및 그 크기 등을 잘 포착한 것을 알 수 있다. 이상을 통해, 본 유동 해석 결과가 기존의 결과와 비교해서 실험치와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다.

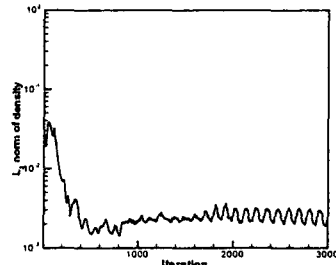


Fig. 1 수렴 곡선

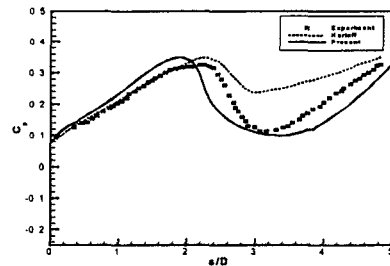


Fig. 2 10도에서의 압력 계수 분포

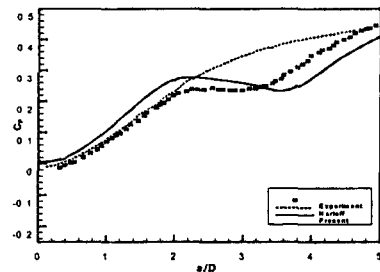


Fig. 3 90도에서의 압력 계수 분포

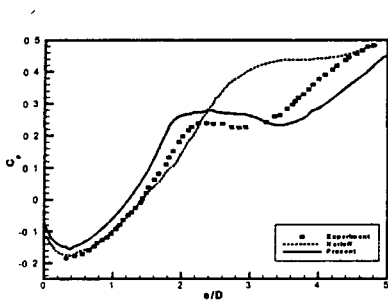


Fig. 4 170도에서의 압력 계수 분포

5. 최적 설계

5.1 형상 함수

S-덕트의 형상을 표현하기 위해 기존에 알려진 많은 표현 기법 중 NURBS를 사용하였다. NURBS는 비행기 날개의 형상 표현에 많이 사용하는 Hicks-Henne 함수 등에 비해 높은 자유도를 가지며 국부형상변화를 잘 표현할 수 있는 local support 성질을 가지고 있으므로 2차 유동이 발생하는 부분의 형상을 보다 정확히 설계할 수 있다. NURBS의 기저함수는 다음과 같다[15].

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1 & \text{if } u_i \leq u < u_{i+1} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (15)$$

$$N_{i,p}(u) = \frac{u-u_i}{u_{i+p}-u_i} N_{i,p-1}(u) + \frac{u_{i+p+1}-u}{u_{i+p+1}-u_{i+1}} N_{i-1,p-1}(u) \quad (16)$$

여기서 u_i 은 knot이고, $U = \{u_0, \dots, u_m\}$ 은 knot vector이다. p^{th} -degree NURBS는 아래와 같이 정의된다.

$$C(u) = \sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) w_i P_i \quad 0 \leq u \leq 1 \quad (17)$$

여기서 P_i 은 조절점(control point)이고, w_i 는 가중함수를 나타낸다.

본 연구에서는 S-덕트를 표현하기 위해 41X17개의 조절점을 사용하였으며, 이중 20개의 단면을 선택하여, 덕트 상하 전체를 변형 가능하게 하기 위해 총 340개의 설계 변수를 사용하였다.

5.2 목적함수

S-덕트를 최적화하기 위해서는 크게 전체 압력 손실 최소화와 전체 압력 왜곡 최소화 두 가지를 만족하여야 한다. 우선 전체 압력을 덕트 전후에 최대한 만족하게 하기 위해서는 total pressure recovery를 최대화하여야 한다.

$$\text{maximize} \quad \frac{\int_{\text{exit}} p_0 dA}{P_{0,\text{ref}}} \quad (18)$$

또, 덕트 출구에서 전체 압력의 왜곡은 불균일 유동일수록 크게 나타나므로 균일 유동을 위해서는 왜곡 현상을 최소화하여야 한다. 유동의 왜곡 현상을 판단하는 기준으로 일반적으로 Distortion Index Coefficient(DC)를 주로 사용한다.

$$DC(\Phi) = \max \frac{\overline{p_0} - \overline{p_0}(\Phi)}{q} \quad (19)$$

이 때, $\overline{p_0}$, $\overline{p_0}(\Phi)$, q 는 다음과 같이 정의된다.

$$\overline{p_0} = \frac{\int_A p_0 dA}{\int_A dA} \quad \overline{p_0}(\Phi) = \frac{\int_{\Phi} p_0 dA}{\int_{\Phi} dA} \quad q = \frac{\int_A q dA}{\int_A dA} \quad (20)$$

본 연구에서는 전체 압력 손실을 줄이기 위해서 2차 유동이 감소해야 하며, 또한 2차 유동이 감소하면 유동의 왜곡 현상 역시 같이 감소한다. 그러므로 전체 압력 손실 및 왜곡 현상은 서로 연계된 것이므로 이 두 가지 중 전체 압력 손실 감소를 목적함수로 선택하여 최적화를 수행하였다.

5.4 최적 설계 결과

내부 유동의 경우 한번 해석에도 오랜 시간이 걸리므로 보다 빠른 최적화를 위해 성춘호[1]가 제안한 adjoint 민감도 해석 기반의 동시 최적화 기법을 사용하여 전체 계산 시간을 줄이고자 하였다. 형상 최적화에는 총 15회의 반복 계산을 수행하였으며, 총 걸린 시간은 약 31.5 시간 정도

가 소요되었다. 우선 설계 전후의 pressure recovery를 살펴보면, 설계 전은 0.964에서 설계 후 0.974로서 약 1%가 증가한 것을 볼 수 있다. pressure recovery는 1에 근접할수록 우수한 덕트이며, 1% 향상은 우수한 성능 향상으로 볼 수 있다. 또한 Fig. 5는 덕트 출구에서의 전체 압력 계수 분포를 나타내는데, 설계 전 결과와 비교해서 덕트 아랫면의 큰 압력 손실 구간이 크게 줄어든 것을 볼 수 있다. 이러한 압력 손실의 감소가 전체적인 pressure recovery의 증가를 얻을 수 있었다. 뿐만 아니라, 압력 손실 구간이 감소함으로써 출구에서의 유동 왜곡 현상 또한 크게 감소한 것을 볼 수 있었다. 유동 왜곡 현상을 표현하는 Distortion Index의 경우, 설계전 약 0.387에서 설계 후 0.248로서 약 36% 정도 감소된 결과를 얻을 수 있었다.

Fig. 6은 덕트 길이방향의 단면에 대한 압력 분포를 나타낸 그림으로, 설계 전에는 덕트 가운데 부분에서 윗면과 아랫면에 걸친 국부적인 압력 증가 구간을 볼 수 있다. 이 부분에서 2차 유동이 발생하는 것으로서 설계 후 이런 영역이 크게 감소한 것을 볼 수 있었다. 또한 이런 영향으로 인해 출구 부근에서 설계 전에 비해 균일한 압력 분포 영역이 크게 증가한 것을 볼 수 있다.

Fig. 7은 덕트 윗면과 아랫면의 날개 형상 변화를 나타내는 것으로서 덕트 윗면의 경우, Fig. 6에서 덕트 윗면에서 갑자기 압력이 증가하는 구간에서 약간 볼록한 형상을 가짐으로써 이 부분에서의 속도를 증가시켜 덕트 중간부분에서 최대 균일 유동이 흐르게 하였다. 또한 덕트 아랫면에서는 2차 유동이 생기는 부분에 오목한 홈을 만듦으로써 2차 유동의 생성을 방해하고 전체적으로 2차 유동의 세기를 감소할 수 있었다. 이런 2차 유동의 감소는 전체 덕트 성능을 향상시켰다.

6. 결론

확산형 S-덕트와 같은 내부 유동을 해석하기 위해서는 정확한 경계 조건의 설정이 중요하며, 본 연구에서는 특히, 출구 조건에 민감하게 전체 결과가 변하는 것을 볼 수 있었다. 또한, 2차 유동 때문에 생기는 덕트 내부의 유동장의 불안정성 때문에 수립된 결과를 얻기가 힘들었다. 하지

만, 기존의 계산 결과 및 실험치와 비교해서 본 결과는 신뢰할만한 수준의 결과를 얻을 수 있었으며, 이러한 해석 결과를 바탕으로 최적 설계를 수행할 수 있었다. 최적 설계를 수행한 결과 약간의 pressure recovery가 증가하였으며, 덕트 출구에서 보다 균일한 유동을 얻을 수 있었다. 하지만, 보다 정확한 덕트 최적 설계를 위해서는 출구 경계 조건의 연구를 통해 보다 정확한 유동 해석이 필요하며, 출구 형상 제약 조건 등과 같은 다양한 제약 조건이 포함된 최적 설계의 연구가 필요하다고 본다.

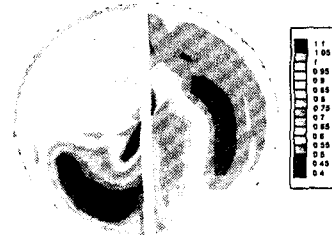


Fig. 5 설계 전후 전체 압력 분포



Fig. 6 설계 전후 압력 분포

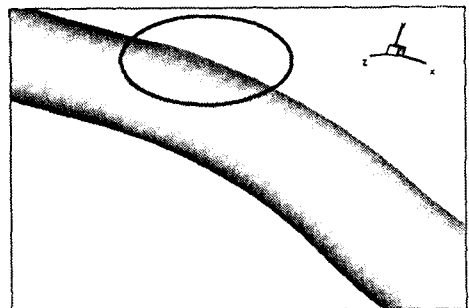


Fig. 7 (a) 덕트 윗면 형상 변화

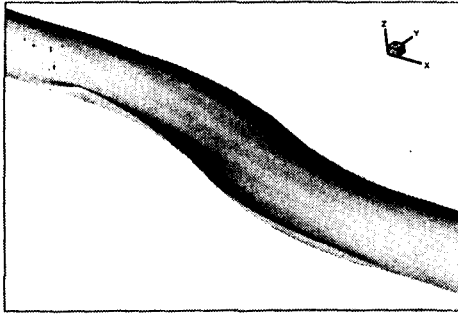


Fig. 7 (b) 덕트 아랫면 형상 변화

참고문헌

- [1] W. Zhang, D. Knight, "Automated Design of a Three Dimensional Subsonic Diffuser", AIAA 2000-0665, 2000
- [2] E.S. Reddy, D.R. Reddy, "Aerodynamic Shape Optimization of a subsonic inlet using 3-D Euler Computation", AIAA 95-2757, 2000
- [3] G.J. Harloff, C.F. Smith, J.E. Bruns, J.R. DeBonis, "Navier-Stokes Analysis of Three-Dimensional S-Ducts", Journal of Aircraft, vol. 30, no. 4, pp.526-533, 1993
- [4] B.H. Anderson, J. Gibb, "Study on Vortex Generator Flow Control for the Management of Inlet Distortion", Journal of propulsion and power, vol. 9, no. 3, pp.422-430, 1993
- [5] S.C.M. Yu, E.L. Goldsmith, "Some aspects of the flow in S-shaped diffusing ducts", Aeronautical journal, technical notes, pp.305-310, 1994
- [6] 성춘호, "Adjoint 방법을 이용한 효율적인 공력 최적 설계", 박사학위논문, KAIST, 2000.
- [7] J. D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, 2nd Edition, McGraw-Hill, 1991.
- [8] Baldwin, B.S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA paper 78-257, 1978.
- [9] 박수형, 성춘호, 권장혁, "압축성 유동에 대한 다중격자 DADI 기법의 수렴성 연구", 한국항공우주학회지, 제29권, 제5호, 2001.
- [10] P.L. Roe, "Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes", Journal of Computational Physics, Vol. 43, No. 2, pp. 327-356, 1981.
- [11] T. Pulliam, D. Chaussee, "A Diagonal Form of an Implicit Approximate Factorization Algorithm", Journal of Computational Physics, Vol. 39, pp. 347-363, 1981.
- [12] A. Harten, "High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws", Journal of Computational Physics, Vol. 49, pp. 357-393, 1993
- [13] Chun-ho Sung and Jang Hyuk Kwon, "An accurate aerodynamics sensitivity analysis using adjoint equations", AIAA Journal, 38(2):243-250, 2000.
- [14] J. Chung, G.L. Cole, "Comparison of Compressor Face Boundary Conditions for Unsteady CFD Simulations of Supersonic Inlets", AIAA 95-2627, 2000
- [15] Les Piegel and Wayne Tiller, "The NURBS Book", Springer, 1995