

NURBS를 이용한 S형 천음속 흡입관 최적 설계

이 병 준¹, 김 중 암²*

OPTIMAL SHAPE DESIGN OF A S-SHAPED SUBSONIC INTAKE USING NURBS

B.J. Lee¹ and C. Kim²*

An optimal shape design approach is presented for a subsonic S-shaped intake using aerodynamic sensitivity analysis. Two-equation turbulence model is employed to capture strong counter vortices in the S-shaped duct more precisely. Sensitivity analysis is performed for the three-dimensional Navier-Stokes equations coupled with two-equation turbulence models using a discrete adjoint method. For code validation, the result of the flow solver is compared with experiment data and other computational results of bench marking test. To study the influence of turbulence models and grid refinement on the duct flow analysis, the results from several turbulence models are compared with one another and the minimum number of grid points, which can yield an accurate solution is investigated. The adjoint variable code is validated by comparing the complex step derivative results. To realize a sufficient and flexible design space, NURBS equations are introduced as a geometric representation and a new grid modification technique, Least Square NURBS Grid Approximation is applied. With the verified flow solver, the sensitivity analysis code and the geometric modification technique, the optimization of S-shaped intake is carried out and the enhancement of overall intake performance is achieved. The designed S-shaped duct is tested in several off-design conditions to confirm the robustness of the current design approach. As a result, the capability and the efficiency of the present design tools are successfully demonstrated in three-dimensional highly turbulent internal flow design and off-design conditions.

Key Words : Computational Fluid Dynamics(CFD), Aerodynamic Shape Design, Optimization, Discrete Adjoint Variable Method, NURBS, Intake Design

1. 서 론

상당수의 군용 및 민간용 항공기들은 S-형 덕트를 이용하여 원방에서의 유동을 압축기로 전달한다. 엔진의 효율은 이러한 흡입관의 성능에 의해 크게 좌우된다. 이로 인해, 흡입관은 엔진 성능의 극대화를 위해 흡입관은 균일하고, 전압력 손실을 최소화 한 유동을 엔진 입구로 전달 할 수 있어야 한다. 항공기의 중량을 감소시키고, 마찰 면을 줄임으로써 공기 역학적인 손실을 최소화하기 위해서는 덕트 길이가 짧을수록 유리하다. 하지만 S-형 덕트의 경우 관의 곡률이 커져야하므

로, 이로 인한 큰 유동 박리가 발생할 가능성이 높다. 이와 같이 효율적인 S형 흡입관을 설계하기 위해서는, 형상 제약 조건과 유동 전달 성능 사이에 최적의 타협점을 찾는 것이 가장 중요한 문제이다. 흡입관의 성능은 일반적으로 cowl lip 에 대한 자유류의 입사각(incidence angle), 흡입관 자체에서 발생하는 유동 박리, 흡입관 내로의 와류 및 경계층 ingestion, 항공기의 다른 부분에 의한 유동 교란 등에 의해 성능이 결정된다. 이러한 성능은 수치적으로 엔진 입구 유동의 불균일도(distortion)과 전압력 회복율 등으로 판단되며, 이들 성능 계수들은 흡입관 설계에 있어 가장 중요한 인자들이다[1].

본 연구에서는 흡입관 성능에 부정적 영향을 미치는 덕트 내 유동의 인자들을 줄이거나 제거하여 엔진으로 전달되는 높은 균일도 및 전압력을 갖는 양질의 유동을 엔진으로 전달하기위해 S형 흡입관의 최적 설계 문제를 수행하였다.

선행 발표된 연구 논문들은 유동 해석을 위하여, S형 흡입

접수일: 2006년 2월 7일, 심사완료일: 2006년 3월 10일.

1 학생회원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

2 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 부교수

* Corresponding author E-mail: chongam@snu.ac.kr

관 내에 발생하는 유동 박리 현상을 정확하게 예측하기 위해 mesh refinement study 및 적합한 난류 모델을 찾는 연구에 주력하였다. 이러한 연구를 통해 이들 연구에서는 2 방정식 난류 모델이 가장 정확한 유동 현상을 포착할 수 있다는 결론을 내렸다.[2-10] 본 연구에서는 2방정식 난류 모델을 적용하여 덕트 내 박리 현상을 더욱 정확히 예측하였으며, 해석 결과를 타 연구의 계산 결과들과 비교함으로써 정확도를 검증하였다. 그리고 다양한 규모의 격자계를 이용하여 유동 해석 및 최적 설계에 적합한 정확도와 효율성을 갖는 격자 규모를 찾아냈다.

공력 형상 설계 분야에서는 익형 설계에서부터 wing/body 형상의 설계에 이르기까지 천음속 외부 유동 문제에 대한 연구가 다양하게 발전해 왔다. 최근에는 설계변수가 많은 문제에서 높은 효율성을 갖는 매개 변수법 (adjoint variable method) 기반의 구배법이 각광 받고 있다[11-16]. 그러나 매개 변수법이 내부 유동 설계 문제에 적용된 경우는 거의 없다. 전술한 바와 같이 난류 모델이 유동 해석의 정확성 및 민감도 결과의 타당성에 큰 영향을 미치는 이유로 2방정식 난류 모델의 미분이 수행 되어야 한다[7]. 그러나 2방정식 난류 모델을 포함한 매개 변수법은 3차원 문제에서 효율성이 크게 떨어지고 코드의 개발이 어려워 내부 유동 설계에 적용되기 힘들었다[11,12]. 이와 같이 대부분의 흡입관 설계 연구에서는 쉽게 구현할 수 있는 유한 차분법(finite difference method)을 적용되었다. 하지만 이 방법은 설계 변수의 수에 계산 시간이 비례하여 증가하므로, 이들 연구에서는 설계 변수를 많이 부과하지 못하여 Gaussian bump, vortex generator 등을 이용한 국소적인 형상 변형에 국한된 연구를 수행할 수밖에 없었다.[5,6] 이러한 국소 형상 변형을 이용한 설계 방법들은 distortion을 줄이는 데는 성공했으나, 근본적인 유동의 개선에는 실패하여 추가적인 전압력 손실을 가져올 수밖에 없었다. 본 연구에서는 매개 변수 법을 이용한 2방정식 난류 모델의 민감도 해석을 수행하여 설계 과정에서 많은 설계 변수를 이용한 전역적인 덕트 형상의 변형을 구현하였으며, 2방정식 난류 모델의 추가로 인한 비효율성의 문제를 parallelized discrete AV 기법[11]을 이용하여 해결하였다. 또한, 이를 이용한 민감도 해석 결과들은 complex step derivative method를 이용한 민감도 계수들과 비교하여 검증하였다[16].

마지막으로, 형상 표현 기법(geometric representation)은 설계 과정에서 자유도 높은 표면 변형을 위해 설계 연구에서 중요한 요소 중 하나이다. 격자의 유연한 변형을 위해 과거에는 중첩(superposition)에 기반을 둔 Hicks-Henne 함수, Chebyshev 다항식 등을 사용하여 익형을 표현하고 표면 변형을 수행하였으며, 익형의 smoothness가 보존된 상태로 형상 변형이 가능하여 현재에도 상당히 많은 외부 유동 설계 문제에 적용되

고 있다[11-14]. 하지만, 이러한 방법들은 형상 변형 정도가 큰 설계 문제에서 충분히 자유도 높은 설계 공간을 보장하기 힘들고 3차원 형상 변형 문제에 적용하기가 힘들다는 단점이 있다. 이러한 단점을 해결하기 위해 근래에는 표면상의 모든 격자점을 설계 변수로 활용함으로써 설계공간을 확장하고자 하는 시도가 있었지만, 격자점은 근본적으로 변형된 표면의 smoothness를 보장하기 힘들다. 이들 연구에서는 격자점을 사용함으로써 발생하는 민감도 계수들의 불연속성을 gradient smoothing 같은 정확도를 해칠 수 있는 추가적인 과정을 통해 해결할 수밖에 없었다[15]. 표면에 강한 충격파가 발생하는 천음속 날개의 설계 문제에서는 비교적 적은 격자 변형 양으로도 충격파를 제거할 수 있었다. 이에 반해, S형 덕트 설계에서는 유동 패턴을 근본적으로 바꾸기 위해 상당히 많은 형상 변형 양이 필요하다[6,7]. 이러한 큰 형상 변형에 대해 격자의 smoothness를 보장하기 위해 본 연구에서는 NURBS 방정식을 새로운 형상 함수로 도입했고, NURB 면의 조정점(control points)들을 설계 변수로 사용하였다[17]. NURBS함수는 덕트 표면의 어떠한 변화도 표현이 가능하고, 설계 공간의 자유도를 설계자의 요구에 맞게 결정할 수 있다. 또한, NURBS 방정식은 각 격자점에서 고차의 미분값에 대한 연속을 보장하므로 변형 시에 smoothness를 유지할 수 있다. 그러므로 민감도 값의 정확도에 문제를 발생시킬 수 있는 gradient smoothing의 과정이 필요 없다[17,18].

이러한 기법들을 적용하여 몇 가지 흡입관 설계 문제에 적용하였다. 목적 함수는 전압력 회복율, distortion, 질량 유량 등의 성능 계수들의 선형 결합으로 구성하였다. 특히, 아음속 흡입관에서는 덕트 내 유동 변화는 흡입관 내로 들어오는 질량 유량에 영향을 미칠 수 있으므로 이를 벌칙 함수 형태로 목적 함수에 포함 시켰다. 이러한 목적함수들을 이용하여 질량 유량을 유지한 상태에서 distortion을 최소화 하거나 전압력 회복율을 최대화 하는 문제를 수행하였다.

2. 수치기법

2.1. 유동 해석 및 설계 코드에 사용된 기법

구배법을 이용한 S형 흡입관의 공력 형상 최적 설계를 위해 해석 정확한 유동 해석 코드, 매개 변수 법 기반의 민감도 해석 코드, NURBS 격자 근사 법을 이용한 격자 변경 코드, 최적화 모듈, 4가지의 코드를 조합하여 설계 코드를 구성하였다. 각 코드에 적용된 수치 기법은 Table. 1에 정리하였다.

2.2 NURBS 격자 근사법

실제 적용될 수 있는 복잡한 3차원 물체의 공력 형상 최적 설계에서는 격자 변형 과정에서 양질의 격자를 유지한 채 충

분하고 자유도 높은 설계 공간을 보장 해 줄 수 있어야한다.

본 연구에서는 NURBS (Non-Uniform Rational B- Spline) 면 방정식을 형상 함수로 적용하였다. NURBS 방정식의 장점은 서론에서 이미 언급하였으며, 본 단락에서는 주어진 baseline 모델에서 NURBS 함수의 조정점(control point)를 결정하고 이렇게 구해진 NURBS 함수를 통해 격자를 생성하는 방법에 대해서 알아본다.

1차원 NURBS 함수(NURBS 곡선), $C(u)$,은 아래와 같이 표현된다.

$$C(u) = \frac{\sum_{i=0}^n h_i P_i N_{i,k}(u)}{h} \tag{1}$$

여기에서 homogeneous 좌표 h 는 식(2)와 같다.

$$h = \sum_{i=0}^n h_i N_{i,k}(u) \tag{2}$$

또한 $P_i=(x_i, y_i, z_i)$ 는 3차원 공간 내의 i 번째 조정점 벡터이다. homogeneous 좌표는 각 조정점의 가중치로 이 값이 클 경우 곡선은 해당 조정점에 더 가까이 근접한 곡선으로 나타나게 된다. 본 연구에서는 격자점을 이러한 NURBS함수로 근사하는 과정에서 homogeneous 좌표들을 1로 각 격자의 조정점에 대한 가중치를 동일하게 부과하였다. 식에서 n 은 조정점들의 개수이며, blending 함수 $N_{i,k}(u)$ 는 식 (3)과 같은 차수에 따른 급수 형식으로 정의 된다. $t_i(i=0,1,2, \dots, n+k+1)$ 는 매듭값이다. k 는 각 blending 함수의 차수를 나타내며, 일반적으로 3차 또는 4차식을 사용한다.

Table. 1 수치기법

		Numerical Schemes
Flow Solver	Governing Equations	RANS
	Flux Function	RoeM
	Higher Order Interpolation	MUSCL(3rd Order)
	Viscous Flux	Central Difference
	Time Integration	LU-SGS
	Turbulence Model	kw-SST
	Parallelization Library	MPI
Sensitivity Analysis		Discrete Adjoint Variable Method
Geometric Representation		Least Squares NURBS Approximation
Optimizer		BFGS (Broyden-Fletcher -Goldfarb-Shanno)

$$N_{i,k}(u) = \frac{(u-t_i)N_{i,k-1}(u)}{t_{i+k-1}-t_i} + \frac{(t_{i+1}-u)N_{i+1,k-1}(u)}{t_{i+k}-t_{i+1}},$$

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1 & (t_i \leq u \leq t_{i+1}) \\ 0 & (\text{otherwise}) \end{cases} \tag{3}$$

본 연구에서는 설계 변수로 사용될 조정점, P_i 와 덕트 표면 방정식의 blending 함수 $N_{i,k}(u)$ 은 최소 자승 근사법(least square method)을 사용하여 구했다. NURBS 근사법은 주어진 baseline 모델 표면의 $m+1$ 격자점, Q_0, \dots, Q_m ($m \geq n, 1 \leq k \leq n$)을 지나는 k 차 rational 함수로 재구성하는 과정이다. 물론 근사법을 사용하면 주어진 형상을 정확하게 표현하기 힘들어 정확도에 문제가 발생할 가능성이 있다. 하지만 설계자에 의해 정해지는 조정점의 수가 충분하다면 CFD에서 요구하는 정확도 내에서 문제를 해석 할 수 있다. 설계자는 조정점의 수를 통해 충분한 설계 공간의 범위와 해석의 정확도를 결정할 수 있다. 이 후 제시되는 해석 결과는 모두 NURBS 근사로 구해진 격자를 통해 해석을 수행하였으며, 그 정확도가 실제 문제 해석 및 설계에 적용하기 적합하다는 것을 확인하였다.

NURBS 함수로 근사하기 위해 매개 변수 \bar{u}_i 는 격자의 분포를 유지하기 위해 각 격자점의 거리에 비례하여 식 (4)와 같이 구하였다.

$$\bar{u}_i = \bar{u}_{i-1} + \frac{|Q_i - Q_{i-1}|}{d}, (i=1, \dots, m-1),$$

$$d = \sum_{i=1}^m |Q_i - Q_{i-1}| \tag{4}$$

$$\bar{u}_0 = 0, \bar{u}_m = 1,$$

또한, 매듭값은 모든 매듭 구간에서 1개 이상의 \bar{u}_i 를 유지할 수 있도록 다음과 같이 구성하였다.

$$D = \frac{m+1}{n-k+1}, i = [jD], a = jD - i \tag{5}$$

식(5)를 이용하여 내부 매듭값들은 아래와 같이 정의했다.

$$t_{k+j} = (1-a)\bar{u}_{i-1} + a\bar{u}_i, j = 1, \dots, n-k \tag{6}$$

식 (2-6)을 이용하여 최소 자승 근사법으로 식 (1)형태의 NURBS 함수를 구성하게 된다. 이 과정에 대한 자세한 내용은 참고 문헌[18]에 기술되어있다. 함수화 된 격자점들은 조정점과 homogeneous 좌표들에 의해 유동적인 변형이 가능하

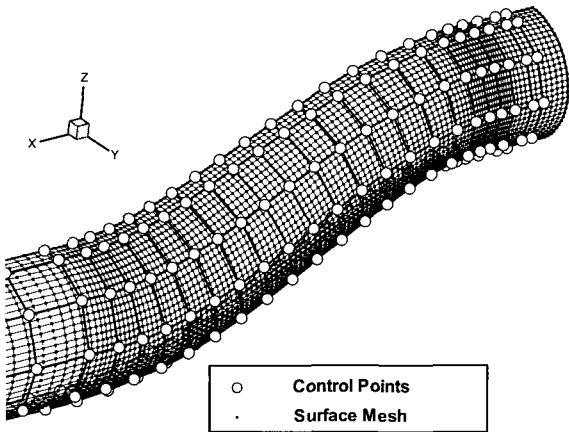


Fig. 1 Evaluated NURBS Control Points and Surface Mesh

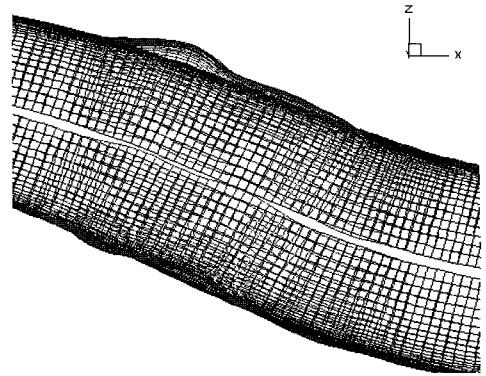


Fig. 3 Locally Modified Volume Grid using NURBS

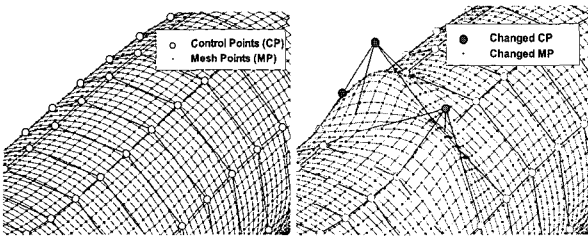


Fig. 2 Surface Modification using Approximated NURBS Function (Left : Baseline Mesh, Right : Modified Mesh)

게 되었으며, 본 연구에서는 이를 설계 변수로 사용하였다. 격자의 민감도는 구해진 NURBS함수를 미분함으로써 식 (7), (8)와 같이 해석적으로 구할 수 있다. 식 (7)은 i 번째 조정점, 식 (8)는 i 번째 homogeneous 좌표에 대한 격자 민감도 식이다

$$\frac{\partial C(u)}{\partial P_i} = \frac{h_i N_{i,k}(u)}{\sum_{i=0}^n h_i N_{i,k}(u)} \quad (7)$$

$$\frac{\partial C(u)}{\partial h_i} = \frac{N_{i,k}(u) \left[\sum_{j=0}^n \{ (P_j - P_i) h_j N_{j,k}(u) \} \right]}{\sum_{j=0}^n h_j N_{j,k}(u)} \quad (8)$$

표면 격자의 NURBS 함수화는 전술한 1차원 함수의 경우와 차원의 증가를 제외한 완전히 동일한 과정을 통해 수행된다. 변형된 표면 격자와 덕트의 중심선을 이용하여 흡입관 내 단면 격자계를 구성하고 이를 연결함으로써 변형된 덕트내의 공간격자(volume grid)를 생성했다. 위의 과정에서의와 같이 각 공간격자의 격자 민감도 또한 대수식을 해석적으로 미분함으

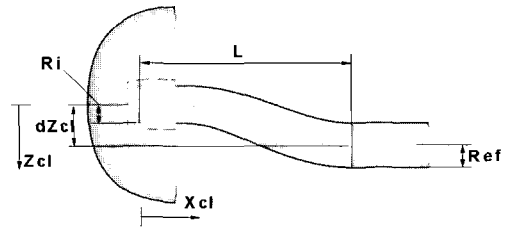


Fig. 4 Geometric Information of RAE2129 Intake

로써 구할 수 있었다. Fig. 1은 합수화된 NURBS함수로 재구성된 덕트 표면 격자계와 NURBS함수의 조정점을 나타낸다. Fig. 2,3은 조정점 위치를 덕트 표면에 수직인 방향으로 이동시킴으로써 나타나는 표면 격자 및 공간 격자의 변형 예시이다. 실제 설계에서 나타나는 변형은 아니지만 이 기법이 충분한 설계 공간을 확보할 수 있음을 보여준다.

3. 유동 해석 및 검증

3.1 검증 모델

본 연구에서의 유동 해석 결과는 참고 문헌[2]의 case 3.1에 대해 실험치 및 다른 연구자들의 해석 결과와 비교하여 벤치마크 했다. 유동 조건은 자유류 마하수 0.21, cowl 안쪽 직경을 기준으로 한 레이놀즈수 7,770,000이다. 사용된 baseline 모델은 RAE2129 흡입관이며, 마하수가 낮은 아음속 유동임에도 불구하고 흡입관 내부로 들어오는 유동은 본 검증 문제의 경우 높은 천음속 유동이 관찰되는 문제이다.

본 형상의 재원은 Fig. 4 및 식 (9,10)의 중심선 방정식과 위치에 따른 반지름 방정식으로 결정된다[10]. 덕트 내 유동뿐만 아니라 외부의 cowl lip효과까지 고려하기 위해 외부 유동장까지 해석 영역에 포함시켰으며, cowl lip의 형상은 NACA

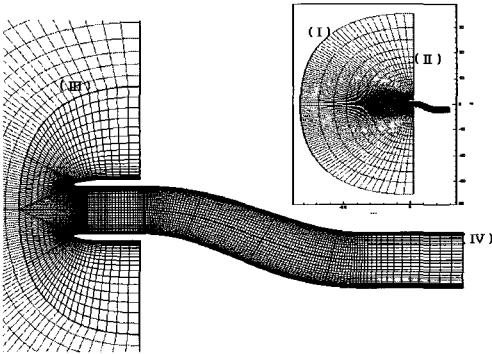


Fig. 5 Grid Topology for Flow Analysis of RAE2129

1 시리즈(NACA 1-854-35)를 채택했다[21].

$$\text{Centerline : } Z_d = \Delta Z_d \left[1 - \cos \left(\pi \frac{X_d}{L} \right) \right] \quad (9)$$

$$\text{Radius : } \left(\frac{R - R_i}{R_{ef} - R_i} \right) = 3 \left(1 - \frac{X_d}{L} \right)^4 - 4 \left(1 - \frac{X_d}{L} \right)^3 + 1 \quad (10)$$

where, $R_i = 1.0$, $R_{ef} = 1.183$, $L = 7.1$, and $\Delta Z_d = 2.13$

3.2 격자계 및 경계 조건

유동 해석 및 설계를 위해 덕트 내부와 원방 경계를 위한 2블럭으로 이루어진 다중 격자계 (multi-block system) 를 구성하였다. Fig. 5에는 전체적인 격자계의 topology와 경계 조건을 나타내었다.

덕트 표면에는 점성 계산을 위한 점착조건을 부과하였다. 또한 (I), (II)의 경계에는 Riemann 불변량을 이용한 특성 경계 조건(characteristic boundary condition)을 부과하였으며, (III)에는 다중 격자 블럭들 간의 interface, (IV)에는 참고문헌[4]에서 측정된 실험치를 이용하여 출구 경계면 전체에 대해 정압(static pressure)을 일정하게 유지하였다. 덕트 가운데 중심선을 따라서는 주위 유동 변수들의 평균을 취함으로써 singular 경계에서의 유동 변수를 계산하였다.

3.3 성능 계수

전술한 바와 같이 흡입관의 성능은 대표적으로 전압력 회복율과 엔진 입구에서의 distortion에 의해 평가된다. 식 (11)는 전압력 회복율을 나타내며, 식(12)와 같이 덕트 입구에서의 전압력 평균값과 엔진 입구에서의 평균값의 비로서 나타낸다. 이는 덕트의 에너지 전달 효율을 의미한다. Distortion은 식 (12)과 같이 엔진 입구에서의 유동의 불균일도를 나타낸다. 본 연구에서 모든 중심선에 대한 distortion은 덕트의 두 번째 꺾인 지점 바로 뒤에서 측정했다.

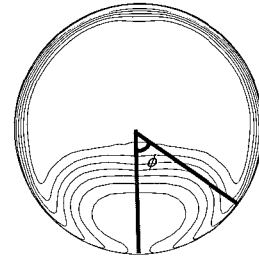


Fig. 6 Definition of Engine Face Distortion

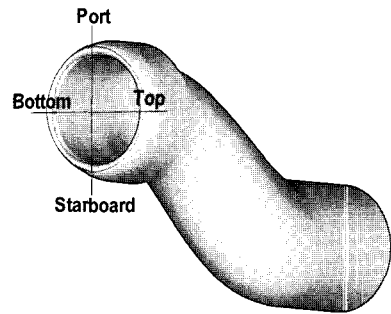


Fig. 7. Positions for Pressure Measurement

$$\eta = \bar{p}_{0,ef} / \bar{p}_{0,in} \quad (\text{ef: engine face, in: inflow}) \quad (11)$$

$$DC(\phi) = \max[\bar{p}_0 - \bar{p}_0(\phi)] / \bar{q} \quad (12)$$

여기에서 $\bar{p}_0 = \frac{\int p_0 dA}{\int dA}$, $\bar{p}_0(\phi) = \frac{\int p_0 dA}{\int dA}$, $\bar{q} = \frac{\int q dA}{\int dA}$ 로 정의

되며, P_0 는 전압력, q 는 동압을 나타낸다.

\int_{ϕ} 는 ϕ 로 표시된 부채꼴 영역 내의 적분을 나타내며, \int_A 는 전체 엔진면(engine face)에서의 적분을 나타낸다. $DC(\phi)$ 는 전체 엔진면 영역에서 전압력 평균 \bar{p}_0 와 모든 가능한 부채꼴 영역의 전압력 평균 $\bar{p}_0(\phi)$ 사이의 최대 편차로써 나타낸다.

3.4 유동 해석 코드의 검증

내부 유동에서 해석 코드의 검증을 위해 표면 압력 분포를 참고 문헌[3]의 ARA 실험 결과와 비교하였다. S형 흡입관의 주요 유동 현상은 starboard 쪽에서 발생하는 유동 박리 현상과 엔진 면으로 들어가는 회전류로 요약된다. 즉, 유동 해석의 정확도는 사용된 수치기법과 난류 모델이 박리와 회전류를 얼마나 잘 예측하느냐에 달려있다.

Fig. 7은 실험 측정 위치를 나타낸다. 각 위치에 대해 유선

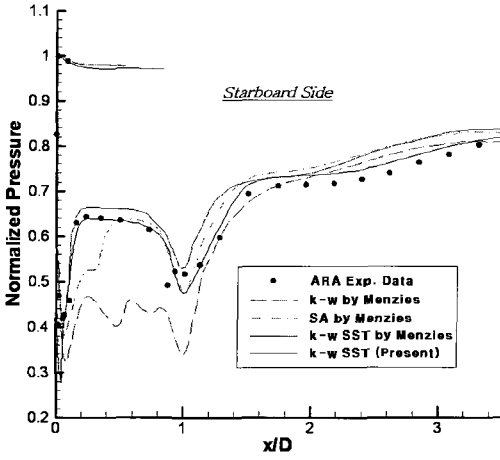


Fig. 8 Static Pressure Distribution on the Starboard Side and Benchmarking Cases

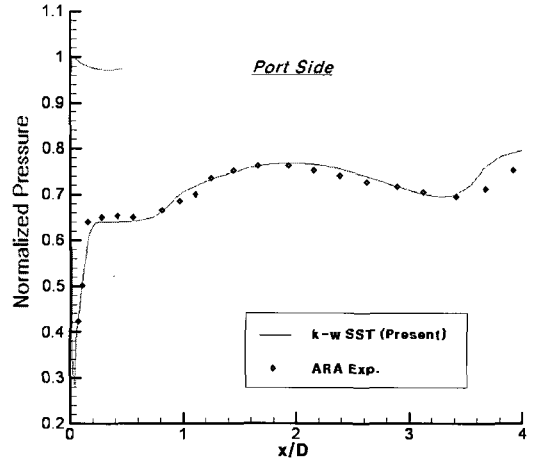


Fig. 9 Static Pressure Distribution on the Port Side

방향으로 압력을 측정하여 실험치 및 기존 해석 결과들과 비교하였다. Fig. 8에서는 starboard 위치에서 압력 분포를 나타내었다. Menzies 등이 Spalart-Allmaras, $k-\omega$ 모델 해석 결과들과 비교하였을 때, $k-\omega$ SST 모델이 가장 S형 흡입관의 유동 특성을 잘 예측 하였다. 특히 정압이 일정한 구간인 유동 박리가 일어나는 영역의 압력 profile이 실험치와 가장 일치함을 알 수 있었다[4]. 반면 port 위치에서는 난류 모델에 따른 차이가 거의 없음을 알려져 있어 Fig. 9에서는 본 연구의 해석 결과와 실험치만 나타내었다. 두 위치 모두 본 연구의 해석 결과가 정성/정량적으로 아주 실험치에 잘 일치 하고 있음을 보여준다. 다른 난류 모델의 결과에서 보듯이 Fig. 8은 난류모델의 유동 박리 예측 능력이 설계 결과에 아주 큰 영향을 미칠 것으로 판단된다. 본 연구에서는 $k-\omega$ SST 모델을 유동 해석 및 민감도 해석에 적용하여 설계 과정에 난류 효과를 보다 세심하게 다루었다. 또한 격자수에 대한 해석 결과의 강건성을 테스트하기 위해 100만개 수준(222x65x65)의 격자에서의 해석 결과를 기준으로 실제 설계에 적용하기 위한 정확성을 갖는 최소한의 격자계를 찾는 작업을 수행하였으며 30만개 수준의 격자계에서 보다 효율적이고 비슷한 정확성을 갖는 해석 결과를 얻을 수 있었다.

3.5 S형 흡입관 내 유동 특성

Fig. 10에서는 관내 여러 단면에서의 전압력 선도 및 유선의 형태를 나타내었다. Starboard 위치에서 큰 유동 박리가 관찰되며, 결과적으로 박리는 엔진으로 들어가는 유동의 큰 전압력 손실을 유발한다. 이러한 압력 손실은 엔진 면에서의 불균일한 유동을 발생시킨다. Fig. 8에서 $x/D=1$ 부근은 S형 덕

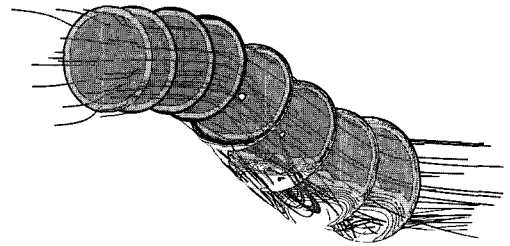


Fig. 10. Total Pressure Contours in Each Duct Section & Streamlines in the S-Duct

트의 곡선 영역이 시작되는 부분인데, 이 부분에서의 과도한 팽창으로 인해 이후의 큰 역압력 구배가 생성됨을 확인할 수 있다. 또한 팽창에 의해 낮아진 압력으로 인해 port 위치에서 starboard 방향으로의 2차 유동(secondary flow)이 발생하며 이는 덕트 내의 회전류를 발생시키는 원인이 된다. 결국 S형 흡입관은 그 표면 형상에 손실의 근본 원인이 있으며, 다음 장에서는 최적 설계를 통해 엔진 압축기의 터보 블레이드에 가해지는 불균형적인 하중을 부과하고 덕트 내 손실을 크게 하는 이러한 요소들을 제거하기 위해 덕트의 곡률 및 형상을 설계하였으며, 설계 변수로는 표면 격자의 조정점을 이용하였다.

4. 민감도 해석 및 최적 설계

4.1 민감도 해석 코드의 검증

본 연구의 최적 설계는 S형 흡입관의 표면 형상을 근본으로 변형시키는 데 주요안점을 두었다. 즉, 다른 설계 변수의 도

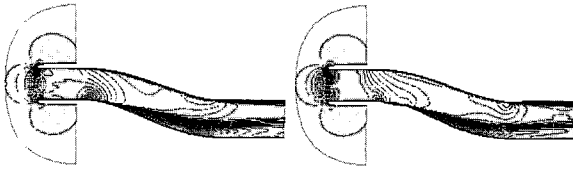


Fig. 11 The Comparison of Mach Contours in the Symmetric Plane (DC Minimization with a Constant MFR, L:Baseline, R:Designed)

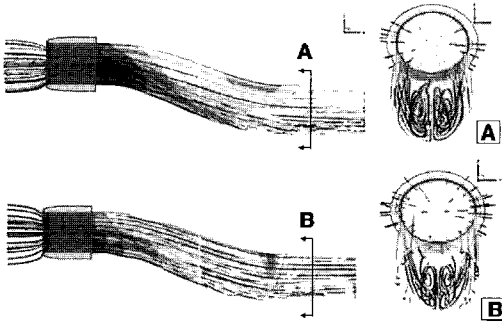


Fig. 12 Shape and Streamlines Comparison (DC Minimization U:Baseline, L:Designed)

입은 없으며 오직 표면 형상 변수만을 적용한 설계를 수행하였다. 또한 덕트의 입구 및 출구 위치, 면적과 덕트 전체 길이는 고정시켰다. 총 176개의 NURBS 조정점을 민감도 해석 및 설계에 사용하였다. Fig. 1에서와 같이 유선 방향으로 22열, 원주 방향으로 8열의 설계 변수를 분포 시켰다. Baseline 모델의 격자 분포를 그대로 따름으로써 유동 변화가 심한 곳은 설계 변수가 많이 부과될 수 있게 하였다. 매개 변수법을 이용한 민감도 해석 결과를 스텝 크기 10^{-8} 의 complex step 미분 계수들과의 비교를 통하여 검증했다[22]. 전압력 회복율 및 60° , 120° 의 중심각에 대한 distortion에 대한 구배값 들을 검증을 위한 목적함수로 사용했다. Table. 2에서 각 목적함수에 대한 몇몇 설계 변수의 민감도를 complex step 미분 계수들과 비교하였다. 각각 예시로 주어진 설계 변수들은 순서대로 첫 번째 굽인 부분의 팽창 영역(48th), 유동 박리가 시작하는 부분(62th), 유동 박리의 중심 영역(74th, 108th), 박리 후 엔진 입구 직전(144th), 엔진 면(166th)에서 선택하였으며, 가장 민감한 영역은 전술한 대로 48번 변수의 팽창 영역임을 확인 할 수 있었다. 민감도 해석 결과들은 모두 complex step 미분 계수들과 잘 일치함을 볼 수 있다.

4.2 DC Minimization with Constant Mass Flow Rate

설계 과정을 통해 성능 향상을 꾀할 경우 목적함수 이외의

성능에 있어서도 손실이 존재한다면 이는 적합한 설계라 할 수 없다. 특히 덕트의 경우 전압력 손실을 줄인다 하더라도 덕트 내로 들어오는 질량 유량이 줄어든다면 의미가 없는 설계가 된다. 본 연구에서는 첫 번째 설계 문제로 질 유량을 일정하게 유지하면서 distortion을 최소화 하는 문제를 수행하였다. 매개 변수법은 목적함수의 수가 효율성에 큰영향을 미치므로, 질유량에 대한 제한 조건을 벌칙 함수의 형태로 식 (13)와 같이 목적함수에 포함시켰다.

$$F = DC(\theta) + Wt \times \text{Max}(0, \dot{m}_0 - \dot{m}) \tag{13}$$

두 목적함수의 민감도 차이를 고려하기 위해 가중치(Wt)는 식 (14)와 같이 두 목적함수의 L2-norm의 비로 나타내었다.

$$Wt = \left\| \left\{ \frac{dDC(\theta)}{d\beta_k} \right\} \right\| / \left\| \left\{ \frac{d(\dot{m})}{d\beta_k} \right\} \right\| \tag{14}$$

설계 수렴 조건은 설계 예제 1, 2에서 모두 설계 변수 변경 벡터의 L2-norm이 10^{-4} 이하일 때 수렴하였다고 가정했다. 총 2회의 민감도 해석과 16회의 유동 해석을 통해 목적함수인 DC(120)은 0.3367에서 0.2519로 감소하고, 전압력 회복율은 0.9453에서 0.9574로 증가하였다. 설계 과정을 통해 질유량은 baseline 모델의 질유량인 1.7788 이상으로 제한하였으며 최종 형상에서는 1.78로 나타났다. Fig. 11의 마하수 선도에서 나타나는 설계 과정을 통해 팽창의 크기가 크게 줄었고 이 후 유동 박리의 크기가 작아졌을 확인 할 수 있었다. Fig. 12에서는

Table. 2 Validation of the Sensitivities

Design Variable	48		62	
	AV	Complex	AV	Complex
PR	-8.4454E-2	-8.4463E-2	-7.3632E-4	-7.3605E-4
DC60	-6.7802E-3	-6.7815E-3	-1.2262E-4	-1.2262E-4
DC120	-1.8059E-1	-1.8064E-1	-7.2732E-2	-7.2700E-2
Design Variable	74		108	
	AV	Complex	AV	Complex
PR	6.5328E-4	6.5324E-4	-3.6324E-3	-3.6342E-3
DC60	2.1670E-2	2.1654E-2	-2.2446E-2	-2.2467E-2
DC120	-1.3268E-3	-1.3266E-3	4.5722E-2	-4.5742E-2
Design Variable	144		166	
	AV	Complex	AV	Complex
PR	-2.4329E-3	-2.4329E-3	7.0511E-3	7.3605E-4
DC60	3.0338E-1	3.0284E-1	2.4144E-2	2.4135E-2
DC120	2.5727E-1	2.5728E-1	-5.3619E-2	-5.3624E-2

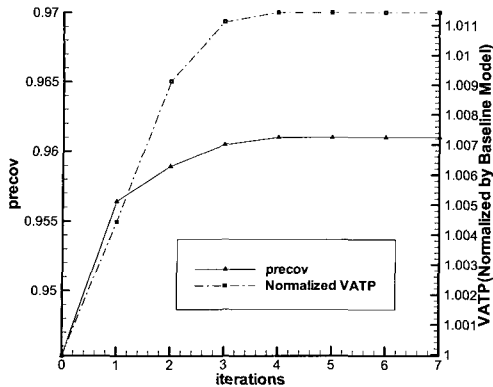


Fig. 13. Design History (VATP Maximization, Objective Function)

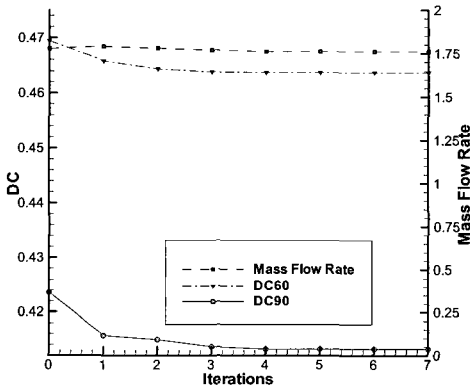


Fig. 14. Design History (VATP Maximization, Other Performance Factors)

설계 전후의 형상 및 유선을 비교하였다. 팽창 영역 이후에 작은 bump가 생겨나 유동의 가속을 막고, 역압력 구배 영역에서 기울기가 줄어들어 박리의 크기를 줄였다. 설계 후의 유선에서 박리의 크기가 상당히 줄어들었음을 볼 수 있었다.

4.3 VAPT Maximization

NURBS함수를 적용한 매개 변수법은 덕트 내의 유동을 근본적으로 변화시킬 수 있다. 기존의 덕트 성능 향상을 위한 최적 설계 연구들은 Gaussian bump 또는 vortex generator등을 적용해서 국소적인 유동 특성을 변화시킬 수밖에 없었다. 이런 이유로 대부분의 연구에서 distortion을 줄이면서 불가피하게 추가적인 전압력 손실을 가져올 수밖에 없었다. 본 장에서는 전압력 회복율을 최대화하고 동시에 다른 성능 계수의 손실을 억제 또는 추가적인 성능 향상을 기대하고자 한다. 그러나 벌칙 함수 형태의 제한 조건을 사용하지 않고 엔진 면

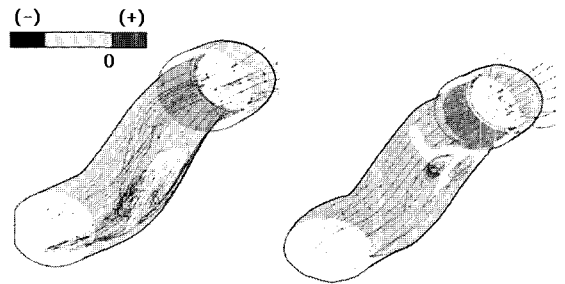


Fig. 15 The Comparison of Negative U-velocity Contours in the Symmetric Plane (VATP Maximization, Left : Baseline Model, Right : Designed Model)

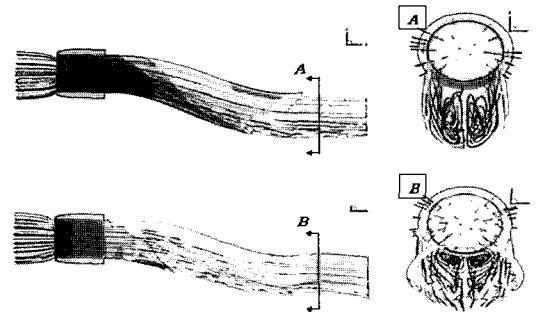


Fig. 16 Shape and Streamline Comparison (VATP Maximization, Upper : Baseline Model, Lower : Designed Model)

에서 목적함수를 정의하면, 설계 과정동안 목적함수가 정의된 단면의 면적이 줄어드는 현상이 발생한다. 전압력 회복율이나 distortion의 경우 물리량의 면적 평균으로 정의되므로 면적을 줄임으로써 목적함수를 크게 증가시킬 수 있기 때문이다. 이로 인해 본 연구에서는 덕트 전체에서 압력 손실을 줄이고 한 단면에서의 심각한 변형을 막기 위해 덕트 내 전압력의 부피 평균 (VATP: Volume Averaged Total Pressure)을 목적함수로 정의했다.

Fig. 13,14에 나타내었듯, 4회의 민감도 해석과 25회의 유동 해석을 통해 목적함수(Normalized VATP)는 1.00에서 1.012로 1.2% 증가하였다. 비록 이 증가량이 상당히 작은 양으로 보이지만 전압력 회복율은 0.9453에서 0.9610으로 증가함을 확인할 수 있었다. 또한 distortion의 경우 모든 중심값에 대해 3~7% 가량 감소되었다. Fig. 15의 negative u-velocity 선도에서는 유선 방향 속도가 음수인 영역, 즉 역류 현상 (박리 영역)이 일어나는 부분을 나타내고 있다. 설계 전 후를 통하여 덕트내의 유동이 완전히 바뀌었으며, 유동 박리의 크기가 크게 줄어들었음을 볼 수 있다. Fig. 16에서는 설계 전후의 형상 및 유선 형태를 비교하였다. 설계 후의 형상은 starboard 위치의

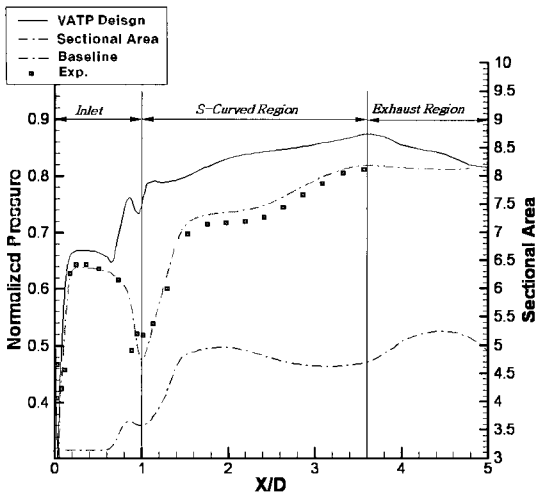


Fig. 17 The Comparison of Static Pressure Distribution & Sectional Area Distribution of Designed Model

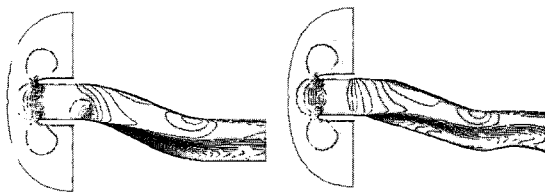


Fig. 18 The Comparison of U-velocity Contours(Off-Design Condition Test, $M=0.3$, $\alpha=0.0$, L:Baseline, R:Designed)

Table 3. Off-Design Condition Test

Condisitons	Model	PR	MFR	DC60	DC90
M=0.21 AOA=0°	Baseline	0.9453	1.7788	0.4964	0.4236
	Designed	0.9610	1.7607	0.4637	0.4131
M=0.21 AOA=0°	Baseline	0.9444	1.7738	0.5002	0.4311
	Designed	0.9604	1.7580	0.4696	0.4188
M=0.21 AOA=0°	Baseline	0.9459	1.7799	0.4877	0.4120
	Designed	0.9610	1.7592	0.4570	0.4060
M=0.3 AOA=0°	Baseline	0.9340	1.8550	0.7629	0.6847
	Designed	0.9483	1.8592	0.6811	0.6425
M=0.3 AOA=0°	Baseline	0.9339	1.8541	0.7682	0.6912
	Designed	0.9480	1.8569	0.6874	0.6483
M=0.3 AOA=0°	Baseline	0.9338	1.8536	0.7590	0.6794
	Designed	0.9482	1.8586	0.6762	0.6381
M=0.4 AOA=0°	Baseline	0.9036	1.9468	0.8560	0.7364
	Designed	0.9199	1.9564	0.6395	0.6078
M=0.4 AOA=0°	Baseline	0.9014	1.9442	0.8573	0.7881
	Designed	0.9197	1.9552	0.6494	0.6239
M=0.4 AOA=0°	Baseline	0.9007	1.9423	0.8551	0.7848
	Designed	0.9197	1.9548	0.6218	0.5856

S형 형상은 곡률이 줄어 직선 형태로 변하면서 유동 박리가 크게 줄어들었음을 확인할 수 있다. 이러한 변화는 첫 번째 설계 문제에서의 그 경향성에서 유사함을 볼 수 있다.

하지만 경우 덕트의 형상이 타원형으로 변하여 내부 회전류를 크게 줄였으며, 엔진 면으로 들어가는 유출류 영역에 완만한 bump가 생겨남으로써 유속을 제어하여 유동을 안정적으로 흘러보임을 볼 수 있다. Fig. 17에서 보다 면밀한 분석을 위해, starboard 위치의 정압 분포 및 면적 분포를 나타내었다. 강한 팽창이 발생하는 S형 곡선이 시작되는 부분에서 면적의 큰 증가가 발생하였으며, 이러한 효과로 인해 팽창이 크게 줄어들고 속도를 급격하게 떨어뜨림으로써 역압력 구배의 발생을 억제하고 전체 덕트에 걸쳐 서서히 압력의 증가를 가져오므로써 압력이 일정한 박리 구간을 크게 줄일 수 있었다.

4.4 Off-Design Condition Test for Designed Geometry

VATP 설계를 통해 구해진 형상을 탈설계점에서 테스트함으로써 설계의 타당성을 판단했다. 받음각과 마하수를 변경하면서 baseline 모델과 설계 모델의 성능계수들을 비교하였다. 받음각 $-3^\circ, 0^\circ, +3^\circ$, 마하수 0.21, 0.3, 0.4에 대한 성능계수들을 Table. 3에 나타내었다.

모든 조건에 대해 설계 모델이 향상된 성능을 보여 주었다. Fig. 18에서 마하수 0.3, 받음각 0° 의 경우에 대한 마수 선도를 나타내었다. 설계 조건에서와 마찬가지로 팽창이 크게 줄고 유동 박리가 크게 줄어 성능 향상이 나타났음을 확인할 수 있었다.

설계 문제와 탈설계점에서의 테스트를 통해 NURBS와 매개 변수법 기반의 민감도 해석을 적용한 설계 도구가 덕트 내 난류 유동의 최적 설계에 유용하게 적용될 수 있음을 확인했고, 설계 모델은 다양한 운항 조건에서 적합한 성능을 보여줄 수 있었다. 비록 본 연구를 통해 구해진 형상이 전역 최적 해로 볼 수는 없더라도 탈설계점 테스트에서 볼 수 있듯이 설계 모델이 전역해 부근에서 수렴했음을 짐작할 수 있다.

5. 결 론

매개 변수법과 NURBS 함수를 이용한 형상 및 격자 변경 코드를 이용하여 S형 흡입관의 근본적인 형상의 개선을 수행하였다. S형 흡입관의 주요 유동 특성인 강한 와류와 유동 박리는 2방정식 난류 모델을 이용하여 보다 정확하게 예측이 가능했으며, 격자에 대한 강건성 테스트를 통해 2방정식 난류 모델이 격자에 크게 민감하지 않음을 확인할 수 있었다. 이러한 특성을 고려하여 민감도 해석에 2방정식 난류 모델을 미분하여 난류 효과를 고려할 수 있는 차분형 매개 변수

(discrete adjoint variable code)코드를 개발 하였다. 보다 넓은 설계 공간을 구현하기 위해 NURBS함수를 도입하여 형상 변경 코드를 제작하였으며, 이러한 설계 도구들을 이용하여 수행한 최적 설계 문제와 탈설계점 테스트에서 본 연구에서 제안한 설계 기법이 3차원 천음속 덕트 설계 문제에 성공적으로 적용될 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 서울대학교 BK21(Brain Korea 21) 기계 사업단의 연구비 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] J. Seddon, E.L. Goldsmith, 1985, Intake Aerodynamics, *AIAA Education Series*.
- [2] Fluid Dynamics Panel - Working Group 13. 1991, "Task Case3 - Subsonic/Transonic Circular Intake," *AGARD Advisory Report 270*.
- [3] N.E. May, C.J. Peace, and C.A. Mchugh, 1993, "An Investigation of Two intake/S-Bend Diffuser Geometries using the Sauna CFD System - Phase 1," *ARA Memo 386*.
- [4] R.D.D. Menzies, K.J. Badcock, G.N. Barakos, and B.E. Richards, "Validation of the Simulation of Flow in an S-duct," *AIAA*, P.2002-2808.
- [5] E.S. Taskinoglu, Doyle D. Knight, "Design Optimization for Submerged Inlets - Part I," *AIAA*, P.2003-1247.
- [6] W. Zhang, D. Knight, and D. Smith, 2000, "Automated Design of a Three Dimensional Subsonic Diffuser," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.16-6, p.1132-1140.
- [7] B.J. Lee, C. Kim, and O. Rho, "Aerodynamic Design Optimization for the S-shaped Subsonic Diffuser using Two-Equation Turbulence Model," *AIAA*, P.2003-3960.
- [8] C.F. Smith, J.E. Bruns, G.J. Harloff, and J.R. DeBonis, 1991, "Three-Dimensional Compressible Turbulent Computations for a Diffusing S-Duct," *NASA CR 4392*.
- [9] G.J. Harloff, B.A. Reichert, and S.R. Wellborn, "Navier-Stokes Analysis and Experimental Data Comparison of Compressible Flow in a Diffusing S-Duct," *AIAA* P.92-2699.
- [10] S.R. Wellborn, B.A. Reichert, and T.H. Okiishi, "Experimental Investigation of the Flow in a Diffusing S-Duct," *AIAA*, P.92-3622.
- [11] B.J. Lee, C.S. Kim, C. Kim, O.H. Rho, K.D. Lee, "Parallelized Design Optimization for Transonic Wing Using Aerodynamic Sensitivity Analysis," *AIAA*, P.2002-0264.
- [12] C.S. Kim, C. Kim, and O.H. Rho, 2001, "Sensitivity Analysis for the Navier-Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Models," *AIAA, Journal*, Vol.39-5, p.838-845.
- [13] R.M. Hicks and P.A. Henne, 1978, "Wing design by numerical optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, p.407-412.
- [14] E.J. Nielsen, and W.K. Anderson, "Aerodynamic Design Optimization on Unstructured Meshes Using the Navier-Stokes Equations," *AIAA*, P.98-4809.
- [15] Kasidit Leoviriyakit, Sanho Kim, and Antony Jameson, "Viscous Aerodynamic Shape Design Optimization of Wings including Planform Variables," *AIAA*, P.2003-3498.
- [16] J.R.R.A. Martins, I.M. Kroo, and J.J. Alonso, "An Automated method for sensitivity analysis using complex variables," *AIAA*, P.2000-0689.
- [17] K.W. Lee, 1998, Principles of CAD/CAM/CAE Systems, Addison Wesley.
- [18] Les Piegel, Wayne Tiller, 1997, NURBS Book, Springer.
- [19] F.R. Menter, 1994, "Two-Equation Eddy-Viscosity turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol.32-8, p.1598-1605.
- [20] S.S. Kim, C. Kim, O.H. Rho, and S.K. Hong, "Cures for the Shock Instability: Development of Shock-Stable Roe Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.185-2, p.342-374.
- [21] D.D. Baals, N.F. Smith, and J.B. Wright, "The Development and Application of High-Critical-Speed Nose Inlets," *NACA Report No.920*.