

<논문> SAE NO. 953720

직교배열표를 이용한 승용차 에어백의 설계

An Airbag Design for the Safety of an Occupant
using the Orthogonal Array

박 영 선,* 이 주 영,* 박 경 진*
Y. S. Park, J. Y. Lee, G. J. Park

ABSTRACT

The safety analysis becomes very essential in the crash environment with the growth of automobile industry. Recently, an airbag system is required to protect the occupant. The effects of an airbag can be evaluated exactly from the barrier or sled test which is quite expensive. The airbag system in a passenger car is analyzed with the occupant analysis program. The modeling of the passenger car including an airbag is established and the results are verified by comparisons with real crash tests. However, the solution of an airbag design can not be obtained easily with the conventional method such as an optimization due to the nonlinearity and complexity of the problem. An iterative design algorithm using the orthogonal array is proposed to overcome the difficulties. The design trend of an airbag is recommended to minimize the injury of an occupant with the proposed design algorithm and the results are discussed.

주요기술용어 : Occupant Analysis(승객거동해석), Barrier Test(벽면충돌시험), Computer Simulation(컴퓨터 시뮬레이션), Airbag(에어백), Orthogonal Array(직교배열표), Iterative Design Algorithm(반복설계기법)

1. 서 론

최근 승용차의 보급과 동시에 승객(occupant)에 대한 안전도 문제가 상당히 중요시되고 있으며, 특히 충돌과 같은 극한 상황에서 승객을 보호하기 위하여 에어백(airbag)의 장착이 의무화되어가고 있다. 에어백 효과의 정확한 산출을 위해서는 직접 차량을 부수어 실험하는 실차실험

(crash test)이 요구되고 있지만 이러한 실험은 극히 고가인 관계로 컴퓨터 시뮬레이션을 이용하여 실험의 횟수를 줄여보려는 노력이 계속되어왔다.¹⁻⁴⁾ 또한 실차실험은 같은 조건하에서도 시간에 따라 상이한 결과가 나타날 수 있기 때문에 대개변수에 대한 정확하고 정량적인 평가가 어렵다.⁵⁾ 따라서 현재 자동차 산업계에서는 고가의 충돌시험의 횟수를 줄이고 설계에 반영이

* 정회원, 한양대학교 대학원 기계설계과
* 정회원, 현대자동차 승용제품개발연구소
* 정회원, 한양대학교 공학대학 기계공학과

용이한 컴퓨터 시뮬레이션 해석 모델을 많이 이용하고 있다. 본 연구에서는 승객해석을 통한 에어백의 특성해석을 위하여 다물체 동역학(multibody dynamics)개념을 이용하는 컴퓨터 시뮬레이션 프로그램인 CAL3D⁶⁾를 사용하였다. 이 프로그램은 여러 연구와 업계에서 그 유효성이 입증되어있다.¹⁻³⁾ 실제 차량의 충돌 환경에 대한 입력자료, 즉 차체의 기하학적 형상, 조향계 등의 충돌 특성, 충돌시의 감속도 함수 등을 입력하고, 실차실험 결과와의 비교를 통하여 에어백을 장착한 차량의 충돌모델을 확립하였다. 이러한 차량 충돌 모델을 근거로 하여, 승객의 상해를 최소화하는 에어백을 설계하였다. 에어백은 차량의 복잡한 충돌상황하에서 승객의 보호를 목적으로 하기 때문에 이러한 설계문제는 대단히 큰 비선형성과 복잡성을 지닌다. 따라서 컴퓨터를 이용하는 일반적인 설계기법인 최적설계의 적용은 대단히 어려운 것으로 평가된다. 특히 목적함수인 승객의 상해는 에어백에서 선정 가능한 설계변수에 대하여 함축함수(implicit function)이며 또한 설계변수들이 차원을 달리하며 대단히 큰 단위차를 갖기 때문에 최적설계에서 요구되는 민감도해석(sensitivity analysis)이 거의 불가능하다. 본 연구에서는 최적설계기법 대신 통계적 방법을 근거로하는 직교배열표를 이용하여 에어백을 설계하였다. 직교배열표는 민감도해석이 필요치 않으며 함수값의 계산만으로 우수한 설계변수 조합을 찾을 수 있는 장점이 있다.^{7,8)} 그러나 설계변수간의 종속성에 영향을 받으므로 에어백의 거동에 영향을 주는 요소들의 독립성을 검토하여 설계변수를 선정하였다. 보다 정확한 설계값을 얻기 위하여 직교배열표를 통해 결정된 최적조합을 초기치로 하여 설계변수의 범위를 좁혀서 다시 설계하는 반복적인 알고리즘을 제안하였다. 직교배열표를 데이터 베이스(data base)화하여 설계문제에 적합한 직교배열표를 호출하고 이를 토대로 승객해석프로그램을 이용하여 각 경우의 승객 상해 결과를 산출하고 가장 우수한 경우가 설계수렴조건을 만족하는지 검토한후 이를 기준으로 설계영역을 좁혀나가는 반복적인 기법을 통하여 에어백 설계변수의 최적조합을 결정하는

연속적인 설계방법을 제안하여 승객 상해치를 줄이는 에어백의 설계경향을 시뮬레이션을 통하여 제안하였다.

2. 대상차 각 부분의 모델링

2.1 차량 각부분의 모델링

승용차 충돌을 컴퓨터 시뮬레이션으로 해석함에 있어서 가장 중요한 사항은 충돌 실험시의 상황을 컴퓨터에 맞게 모델링하여 입력하는 것이다. 다자유도 동역학을 사용하는 일반적인 승객거동 해석프로그램에서는 차량과 승객에 대한 적절한 모델링이 필요하다. 승객, 차체, 자동차 내부, 안전띠, 조향계 등은 질량과 부피가 있는 강체, 평면, 용수철 및 감쇠기 등으로 Fig.1과 같이 각 부분을 모델링 하였다. 본 연구에서 승객은 하이브리드III(hybridIII) 모델을 사용했으며, 충돌시 나타나는 접촉은 정적, 동적실험으로 부터 구해진 힙-변형함수⁹⁾를 이용하여 표현하였다. 승객과 에어백의 접촉에 민감한 영향을 주는 조향계는 11개의 용수철-감쇠기(spring-damper)로 이루어진 에너지흡수 조향계(energy absorbing steering system) 모델^{9,10)}을 이용하였고, 안전띠는 여러개의 기준점(reference point)을 연결시켜 정확성을 향상시킨 하니스(harness)모델¹¹⁾을 이용하였다. 각 부분의 보다 자세한 모델링 방법은 참고문헌⁹⁾에 기술되어있다.

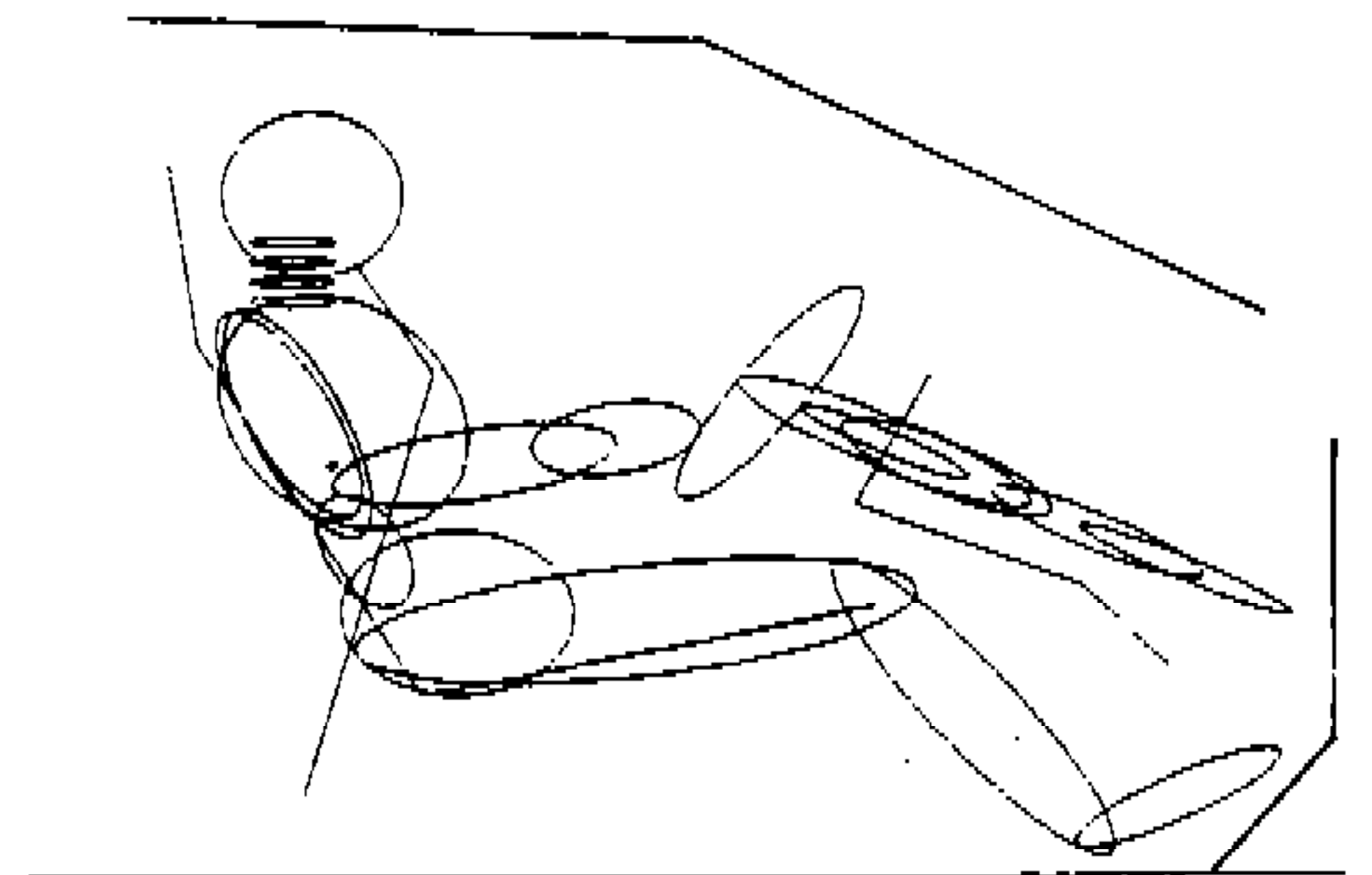


Fig.1 Computer simulation model

2.2 모델링의 완성

시뮬레이션 모델링의 타당성은 실차실험과의 비교를 통하여 확립된다. 모델링의 정확도를 기하기 위하여 먼저 에어백을 장착하지 않은 경우의 실차실험 결과에 근사하도록 모델을 조절(tuning)하여 차량의 시뮬레이션 모델을 확립한다. 다음에 에어백을 장착하고 별도의 조절과정을 거치지 않고 에어백을 장착한 실차 실험과의 결과와 비교하여 에어백을 장착한 시뮬레이션 충돌모델을 확립하였다. 모델링의 조절시에 승객의 상해에 영향을 미치는 차량의 각 부분의 힘-변형률수 등에 다소의 보정계수(scale factor)를 부과하는 일반적인 방법으로 수행하였다. 데이터 조절시 그래픽 후처리 과정(graphic post-processor)을 이용하여 동역학적으로 승객의 거동이 실차실험과 유사하도록 조절한 후, 머리와 가슴의 가속도 파형의 경향과 궁극적으로 머리상해도(Head Injury Criterion, HIC), 가슴상해도(Chest Severity Index, CSI), 대퇴부하중 등이 실차실험과 일치하도록 조절한다. 최종결과는 Table 1과 같이 충돌시 승객의 안전에 가장 중요한 기준인 머리와 가슴부분의 상해도인 HIC, CSI가 10% 미만의 오차를 보인다. LFL과 RFL은 각각 좌우대퇴부의 하중을 나타내는 것으로 적지 않은 오차를 보이지만 HIC, CSI에 비하여 중요도가 극히 떨어지는 부분이고 또한 안전기준인 1020kg을 모두 여유 있게 만족함으로 머리와 가슴에 접촉하는 에어백의 설계를 위한 모델링으로서 충분한 것으로 평가된다.

3. 에어백 모델의 해석

3.1 에어백의 특성 해석

에어백은 조향계에 부착되는 운전자(driver)용

과 닷쉬보드(dash board)에 부착되는 조수석(passenger)용으로 나누어져서 부착위치와 특성을 달리한다. 본 연구에서는 운전자용 에어백에 대하여 분석한다. 에어백의 가스방정식을 유도하기 위해서는 다음과 같은 가정이 필요하다. 에어백 내부의 기체는 이상기체(ideal gas)이며, 따라서 상수값의 비열(constant specific heat)이 정의되며, Fig2와 같은 조정계(control volume)내로 열전달이 없는 단열과정(adiabatic process)이며, 조정계 내에서는 온도와 압력이 균일(uniform)하다. 최대 에어백의 부피와 동일한 진공탱크에 부착된 팽창기(inflator)를 정적상태에서 점화시켜 발생하는 부피변화, 압력변화, 온도변화 등을 측정하는 Fig2와 같은 탱크시험(tank test) 또는 건조점화시험(dry fire test) 등을 수행하여 에어백의 특성과 성능이 평가된다.^{12, 13)} 에어백에서 가장 중요한 요소인 팽창기의 공학적인 특성은 두가지 변수 즉, 팽창기로부터 발생되어 에어백에 충전되는 가스의 질량흐름율(Mass Flow Rate)과 발생가스의 온도로서 정의된다. 질량 흐름율은 단품실험을 거쳐 측정된 에어백 각 요소의 수치와 Fig2의 조정계에 적용되는 (1)식과 같은 이상기체상태방정식으로 부터 구한다.

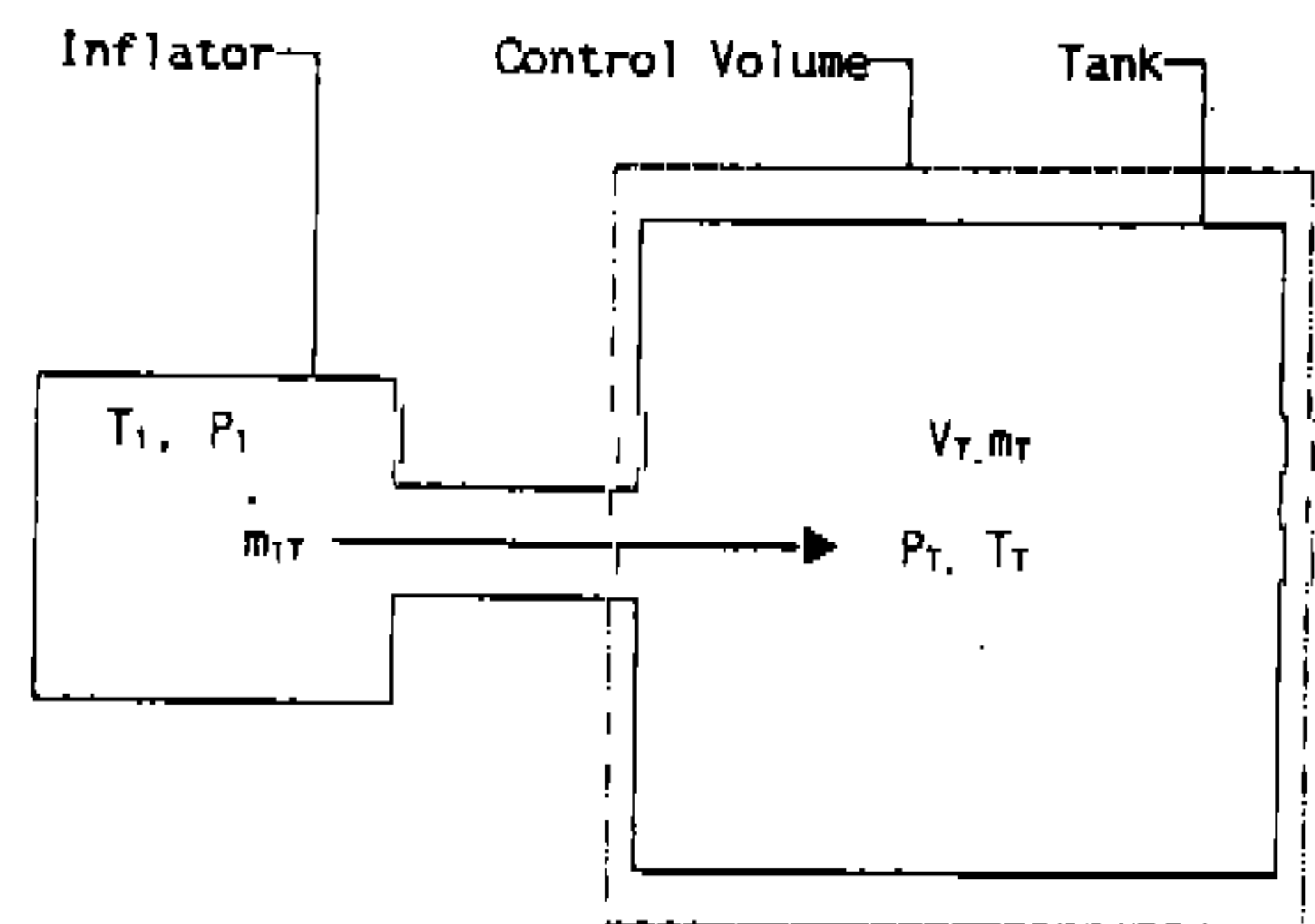


Fig.2 Airbag tank test model

Table 1 Final results for the simulation model with airbag

	HIC	CSI	LFL	RFL
Test	305.9	304.5	311.7	161.1
Simulation	314.0	332.57	533.13	519.60
Error(%)	2.6	9.2	70.1	222.5

$$P_T V_T = m_T R T_T \quad (1)$$

여기서 P_T 는 탱크의 압력, V_T 는 탱크의 부피, m_T 는 탱크내의 가스질량, R 은 기체상수 그리고 T_T 는 탱크내의 가스 온도이다. (1)식에서 조정계내의 질량변화율은 탱크에 유입되는 질량의 흐름과 같으므로 (2)식과 같은 관계를 갖는다.

$$\frac{dm_T}{dt} = \dot{m}_{IT} \quad (2)$$

여기서, \dot{m}_{IT} 는 팽창기로 부터 탱크로 유입되는 가스의 질량흐름율이다. 또한, 팽창기로 부터 탱크에 유입되는 과정은 단열과정이므로, 열역학 제1법칙을 적용하면 (3)식을 얻는다.

$$\dot{m}_{IT} = \frac{P_T V_T}{k R T_1} \quad (4)$$

(1)식을 (3)에 대입하여 정리하면 (4)식과 같다.

여기서, k 는 비열비(specific heat ratio)이다. 따라서, 가스온도 T_1 은 팽창(inflation)이 일어나는 전과정(full discharge process)에 대해 (4)식을 적분하여 (5)식과 같이 구해져서 에어백의 특성을 좌우하는 입력데이터로 사용된다.

$$T_1 = \frac{V_T(P_{Te} - P_{To})}{kR(m_{Te} - m_{To})} \quad (5)$$

여기서 P_{To} , P_{Te} 는 각각 최초, 최후의 탱크에서의 가스압력이며, m_{To} , m_{Te} 는 각각 최초, 최후의 탱크내의 가스질량으로 모두 실험시 측정되는 값이다. 또한, 탱크의 체적, 비열비, 가스 상수등은 모두 정해진 값이므로 (5)식에서 팽창기 가스온도 T_1 을 구할 수 있다. 이에 대한 보다 자세한 설명은 참고문헌 (13)에 기술되어 있다.

3.2 에어백의 모델링

에어백은 실차실험으로부터 얻어진 위치와 제원이 동일하도록 조향계 휠(wheel)의 무게중심으로부터 3차원 공간상에서 지정되며 이로부터

에어백의 펼침이 발생된다. 시뮬레이션에서 에어백의 부피는 x, y, z 축으로 길이를 갖는 타원체로 정의되며 시간에 따른 부피는 삼축의 길이 변화에 따라 최초로 정의된 최대부피에 이를 때까지 변화된다. 실제 에어백은 타원체의 밑부분이 조향계 휠에 의하여 지지되어 승객과의 접촉시 각 방향으로의 요동과 뒤틀림을 방지한다. 시뮬레이션에서는 이와 근사한 효과를 갖도록 Fig3과 같이 에어백과의 접촉에만 사용되는 네개의 접촉타원체가 정의되어 충돌시 에어백의 요동과 뒤틀림을 방지한다.⁹⁾ 에어백은 조향계와 선형용수철에 의하여 지지되도록 모델링되고 이때의 지지용수철의 특성은 용수철 계수로 정의된다. 충돌시 에어백과 승객사이에서 발생하는 접촉력은 더미의 각부분과 에어백과의 접촉면적을 시

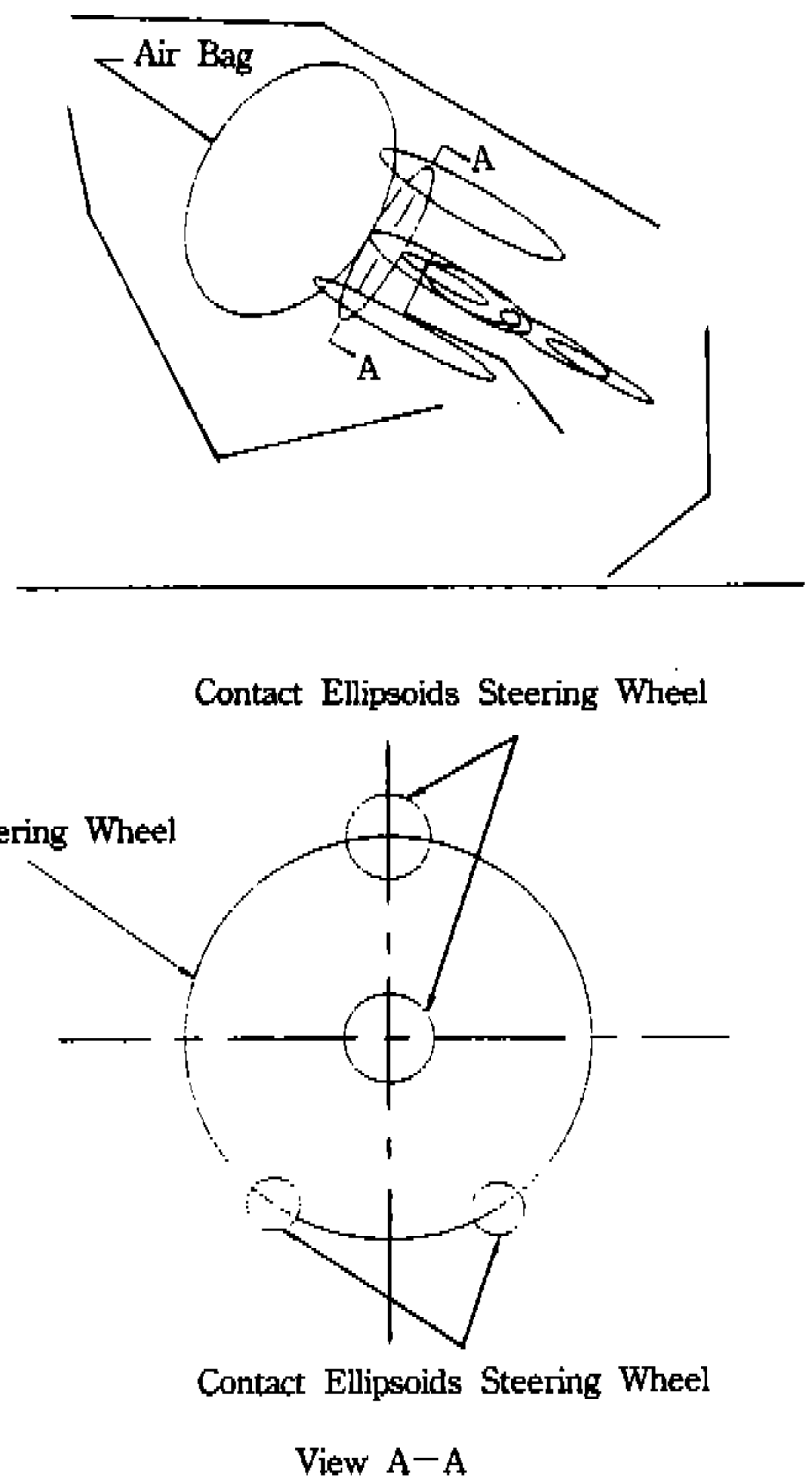
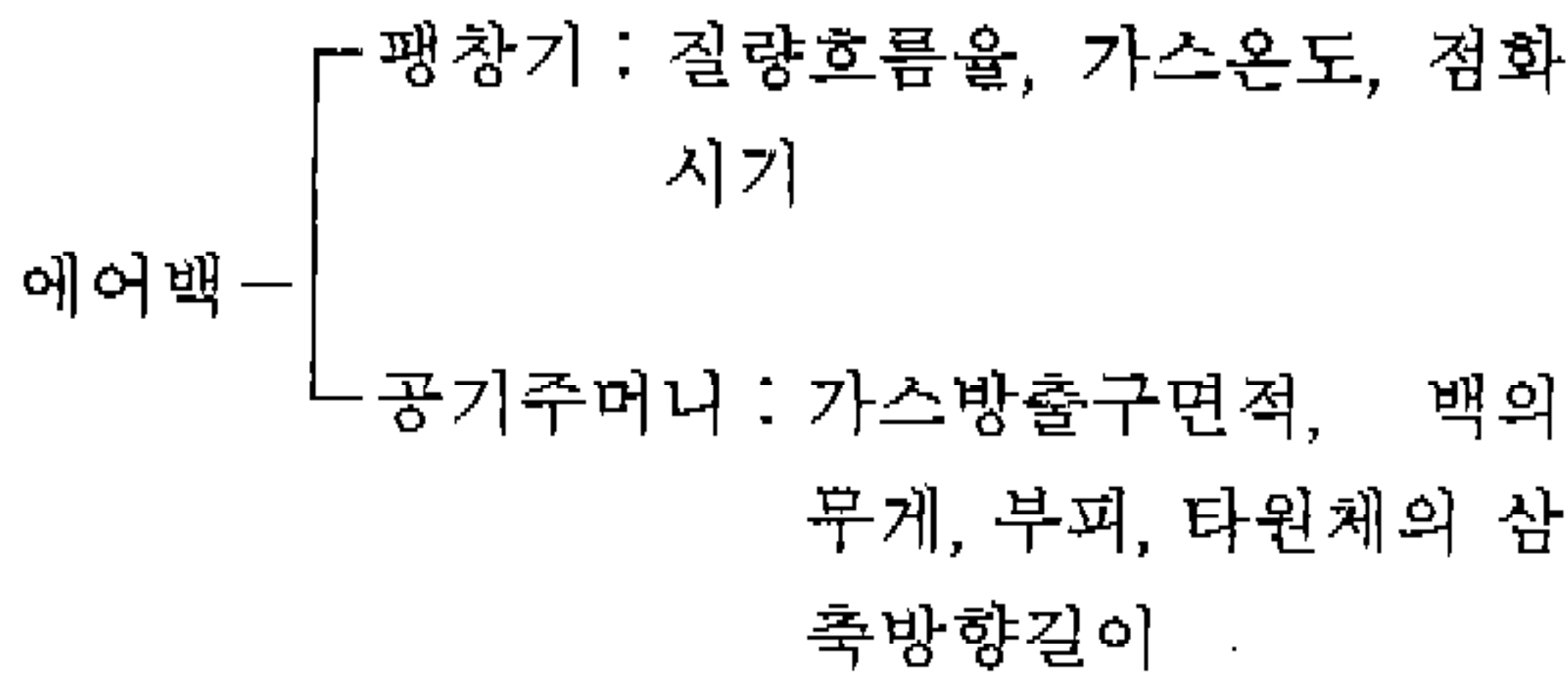


Fig.3 A Schematic view of the contact ellipsoids to simulate the interaction between the airbag and the steering-side view & section view

간에 따라 측정하여 이때의 에어백의 압력값을 곱하여 프로그램 내부에서 계산한다.⁶⁾

3.3 에어백 설계변수의 선정

에어백은 구조적으로는 팽창기와 공기주머니 등으로 이루어진 다소 간단한 부품이지만, 심한 비선형을 갖는 동역학적 상태에서 성능을 발휘해야하므로 그 거동은 매우 복잡하다. 해석도구인 CAL3D 프로그램에서 정의되는 입력값중에서 승객 상해에 영향을 주며 설계시 제작가능한 인자를 아래와 같이 팽창기와 공기주머니 부분에서 선정하였다.



서론에서 설명한 바와 같이 직교배열표를 이용하는 설계에서는 각 설계변수의 독립성이 중요하므로 각 변수들이 서로 독립성을 유지하고 있어야 보다 정확한 결과를 얻을 수 있다. 팽창기와 공기주머니는 서로 독립성을 가지고 있으므로, 두 부분을 따로 고려된다. 에어백의 팽창거동을 해석하는 방법으로는 크게 두가지 방법이 쓰인다. 에어백의 팽창시 가스의 누출(leakage)을 거의 없는 것으로 가정하고 팽창기 가스의 온도를 시간의 함수로 정의하여 사용하는 이중압력법(dual-pressure method)¹³⁾이 사용된다. 실제의 경우 덧쉬 보드에 부착되는 조수석용 에어백의 경우는 부피가 운전자용보다 훨씬 크고 피복(coating)이 되어 있지 않기 때문에 상당량의 가스 누출이 발생된다. 그러나 본 연구에서는 에어백의 팽창시 누출이 아주 적은 운전자용 에어백을 대상으로 하였으므로 가스의 온도를 일정하게 정의하는 평균온도법을 이용하여 시뮬레이션한다. 따라서, 가스의 온도는 상수로 처리되어 에어백의 팽창과정에 독립성을 지닌다. 그러나, 에어백이 완전히 팽창한 후 승객과 접촉이 발생할 때부터는 매우 복잡한 거동을 보이게 되므로 이때부터는 질량흐름율과 가스의 온도 심지어 백의 부피까

지도 다소의 종속적인 관계를 갖는 거동을 보이게 된다. 차량충돌영역(crash zone)에 설치된 센서(sensor)로부터 충돌이 감지되어 신호로 팽창기가 점화되는 시간으로 정의되는 팽창기의 점화시기는 시간의 함수이므로 쉽게 다른 요소들과 독립성분임을 알수 있다. 공기주머니에서 가스 방출구 면적은 독립적이지만, 백의 무게와 타원체의 삼축방향변경 그리고 부피는 (6)식과 같은 종속관계를 가지고 있다. 따라서, 이들중에서 백의 부피만을 설계변수로 선정하고 나머지는 (6)식에 의해 각각 결정된다.

$$Volume = \frac{Mass}{\rho} = \frac{4}{3} \pi abc \quad (6)$$

여기서 ρ는 밀도, 그리고 a, b, c는 각각 x, y, z 방향의 에어백 타원체의 반경이다. 따라서, 에어백 각 요소의 독립성을 고려하여 종속되는 요소를 제거하여 결정된 에어백의 설계변수를 질량흐름율, 가스온도, 점화시기, 가스방출구면적, 백의 부피 등이며, 각각의 단위와 초기치는 Table 2와 같다.

4. 직교배열표를 이용한 에어백의 설계

4.1 승객상해치를 이용한 목적함수의 정의

승객의 상해를 정의하는 기준으로는 머리상해도(Head Injury Criterion, HIC), 가슴상해도(Chest Severity Index) 그리고 대퇴부 하중(Femur Load) 등이 안전법규에서 사용되고 있다.^{14, 16)} HIC는 FMVSS 208에 의해 승객안전도 해석에서 사용하도록 규정되어 있으며 그 통과 기준은 1000이며

Table 2 Selected design variables

design variable	initial value
mass flow rate	1[scale factor]
gas temperature	644.37K
bag volume	60 liter
firing time	29 msec
vent hole area	36 cm ²

식 (7)에 의해 정의된다.¹⁵⁾

$$HIC = \text{SUP}_{t_1, t_2} \left[\left\{ \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right\}^{2.5} \cdot (t_2 - t_1) \right] \quad (7)$$

여기서, $a(t)$ 는 머리 무게중심에서 삼축 방향의 결과 가속도 값(g단위)이며, t_1 과 t_2 는 충돌 기간 동안 HIC값을 최대화시키는 기간의 처음 시각과 끝 시각으로 단위는 sec이다. HIC를 구하는 여러가지 알고리즘은 참고문헌 (14), (15)에 자세히 나타나 있다.

CSI는 GSI(Gadd Severity Index)의 가속도 항에 가슴의 가속도를 적용시킨 값이다. 가중충격기준 (weighted impact criterion)이라고도 불리워 지는 GSI는 머리의 충격의 생체역학적 허용치를 수식을 이용해 표현하기 위해 개발되었다. 그러나 머리의 충격 계산이 HIC로 대체된 후, GSI는 가슴의 충격을 계산하기 위한 방법으로 FMVSS 208에 규정되어 있다. GSI는 식(8)에 의해 정의된다.¹⁴⁾

$$GSI = \int_{t_{begin}}^{t_{end}} a(t)^{2.5} dt \quad (8)$$

여기서, $a(t)$ 는 대상 물체의 g 단위의 가속도 크기이며 t 는 초 단위의 시간이다. 또한 적분구간 t_{begin} 과 t_{end} 는 각각 충격의 시작과 끝에서의 시간이다. 본 연구에서는 승객상해의 보다 정량적인 평가를 위하여 참고문헌 (16)에서 사용된 승객상해도에서 다른 요소에 비하여 극히 중요도가 떨어지는 대퇴부의 하중을 제외하고 에어백의 직접 접촉되는 머리와 가슴의 상해도를 식(9)과 같은 비율로 조합한 승객상해도 IC(Injury Criterion)를 산출하고 이를 설계의 목적함수 OBJ로 정의하여 사용하였다.

$$OBJ = IC = 0.6 * HIC + 0.4 * CSI \quad (9)$$

4.2 적합한 설계방법의 선정 - 직교배열표를 이용한 반복설계 알고리즘

에어백의 설계와 같이 비선형이 극히 심한 동

역학 해석이 수반되는 문제에서는 컴퓨터를 사용하는 설계기법의 적용에 많은 어려움이 있다. 예를 들어, 최적설계기법의 적용의 경우, 설계의 방향을 결정하기 위해 꼭 필요한, 미분값을 구하는 민감도해석의 수행이 이러한 문제에서는 해석적으로는 거의 불가능하고, 유한 차분법을 사용하더라도, 연속적으로 많은 해석을 수행해야 함으로 고가의 설계비용이 요구된다. 또한, 구한다 할지라도 선정된 설계변수들의 단위와 차원이 서로 다르고 목적함수의 비선형성이 극히 높기 때문에 수렴성이 매우 불량하며 부정확하고 전체적인 설계방향에 따른 결과가 나타날 수 있다.¹⁶⁾ 따라서 함수값의 수학적인 최적값은 구하지 못할지라도 현재의 값보다 개선된 값을 얻을 수 있다면, 해석비용이 저렴하고 수렴성이 문제가 없는 통계적인 방법을 적용하는 것이 훨씬 실제적인 설계법이라 생각한다.

본 연구에서는 직교배열표를 효율적으로 이용하여 보다 정확한 설계해를 구할 수 있는 반복 설계기법을 제안한다. 본 연구에서 설정된 문제에서와 같이 설계변수가 5개인 경우, 5인자 - 5 수준으로 전조합실험법(Full Factorial Experiment)으로 실험을 하면, 5^5 으로 3,125번의 실험을 하여야 한다. 그러나, 이를 직교배열표를 사용할 경우 25번의 실험만으로 좋은 결과를 얻을 수 있다. 또한 직교배열표에 의한 설계값은, 최적설계의 경우처럼 실제제작에 적용하기에는 어려움이 따르는 연속적인 설계값이 아닌 불연속적인 설계값을 얻을 수 있는 장점이 있다.^{8, 17)} 그러나, 설계변수의 설계구간이 크거나 설계변수가 많을 경우에는 많은 수준을 설정해야 하거나 인접한 인자간에 큰 수치차를 갖는 직교배열표를 이용해야 하는데 이는 해석수를 크게 증가시키며 정확성을 떨어뜨리게 되어, 실제적으로 최적설계 방법에 비하여 큰 장점을 갖지 못한다.²⁾

따라서, 본 연구에서는 최초에는 큰 설계구간을 설정한후, 일정한 간격으로 나누어 처음 반복진행(iteration)에서 최적조합을 구한 후 다시 이를 초기치로 하여 이를 중심으로 보다 작은 간격으로 설계구간을 좁혀서 최적값에 이르게 하는 반복 설계방법을 제안하며 이는 보다 정확한 설계가 가능한 장점을 가질 것으로 생각된다. 설계값이

최적값에 접근한다고 판단되면($OBJ^k < \epsilon_2$), 수준의 수를 조정하여 설계에 이용되는 직교배열표의 행의 크기를 줄여줌으로 보다 적은 함수값 계산(실험수)으로서 최적조합을 구하여도 무방하리라 생각되며, 이때 필요한 적절한 배열표는 데이터 베이스를 이용한다. 실제로 직교배열표를 사용할때 5수준이 넘는 경우는 너무 많은 함수값 계산이 요구되므로, 5수준에서 3수준으로 줄이는 것이 타당하다. 두번의 연속설계에서 목적함수인 승객상해도의 차이가 수렴기준을 만족하거나 설계자가 목표한 값을 만족하면 최종적인 최적조합을 찾은 것으로 간주하고 설계를 마친다.

본 연구에서 제안된 직교배열표를 이용하는 반복설계 알고리즘은 다음과 같고 흐름도는 Fig4에 보여진다.

Step 1 설계초기치(X^0)와 설계변수의 상한과 하한(x_u^k, x_l^k)을 선정한다. 이때 각 설계변수는 가능한 독립성을 유지하도록 한다. 인자의 수준수(n)를 선정한다.(3 또는 5가 추천된다.) 수렴기준값(ϵ_1 : 작은 양의 실수)을 선정한다.

Step 2 선정된 크기에 적합한 직교배열표를 데이터 베이스를 이용하여 호출한다.

Step 3 직교배열표에 정의된 조합의 실험을 해석프로그램(CAL3D)를 이용하여 수행하여 각 경우의 설계값을 산출한다.

Step 4 실험결과를 통계적 방법을 통하여 분석하여 각 실험경우의 최적조합(x^k)과 목적함수값(OBJ^k) 그리고 각 결과를 이용하는 이론식으로 추정된 목적함수값(OBJ_{theo}^k)을 구한다.

Step 5 모든 경우를 비교하여 제한조건을 만족시키며 목적함수값을 최소로 하는 설계변수 기준값(OBJ^k, x^k)으로 선정한다. 기준값이 수렴기준에 부합하는지 검사한다. 수렴기준과 제한조건은 다음과 같다.

$$1. \left| \frac{OBJ^k - OBJ^{k-1}}{OBJ^k} \right| * 100 \leq \epsilon_1$$

$$2. OBJ^k < 1000$$

$$3. OBJ^k < OBJ_{target}$$

위의 수렴기준을 만족하거나 설계자가 정한 목표치인 $OBJ^k < OBJ_{target}$ 을 만족하면 종료하고, 그렇지 않으면 아래의 값을 새로이하여(update) Step 2로 돌아간다.

$$\text{설계값} : x^0 = x^k$$

$$\text{설계변수상한과 하한} : x_u^0 = x_u^k * c, x_l^0 = x_l^k * c \quad (c \text{는 } 0.5 \text{가 추천됨})$$

$$\text{수준수} : n = (n-1) * 2 \quad (\text{수렴기준 } 2 \text{가 만족된 경우})$$

4.3 설계 예와 결과분석

직교배열표에 의한 설계는 설계변수간의 교호작용에 민감한 영향을 받으므로 각 설계변수의 독립성이 중요하다.^{7,8)} 본 연구에서는 두가지 경우를 고려하여 설계예를 보였다. 다소의 종속성이 있지만 에어백의 중요변수 5개를 모두 고려한 예제 1과 독립성이 보장되는 변수인 점화시기(firing time)와 가스방출구면적(vent area)만을 고려하는 예제 2로 나누어 시행한다. 여기서 목적함수의 감소율을 나타내는 수렴기준 ϵ_1 은 5가 경험적으로 사용되었다.

예제 1) 5변수 : 질량흐름율, 가스온도, 백의 부피, 점화시기, 가스방출구면적

각 설계변수의 기준수치를 초기치로 하여 제작가능한 큰 범위를 설계변수의 상한과 하한으로 하여 수행한다. 3번의 반복진행으로 수렴조건을 만족하는 설계값을 얻었으며, 각 반복진행시의 사용된 직교배열표와 결과는 Table 3, 4, 5, 6과 같다. 초기치로 부터 반복진행이 증가하면서 해석프로그램(CAL3D)로 부터 계산된 목적함수값은 각각 313.07, 259, 12, 240.23, 233.14으로 감소하였고, 최종 설계값은 질량흐름율, 가스온도, 백의 부피, 점화시기, 가스방출구면적은 각각 0.8, 644.4K, 85liter, 20msec, 36cm²으로 나타났다. 세 번의 반복진행에서 직교배열표에 의해 추정된 목적함수값(OBJ_{theo}^k)은 직교배열표의 최소값보다 모두 크게 나타났는데 이는 설계변수간의 종속성에 따른 교호작용때문인 것으로 생각된다. 그러나, 본 연구에서 제안된 설계알고리즘은 비선형성이 매우 심한 복잡한 문제에서 현재의 값보다 개선된 값을 얻는데 목적이 있으므로 초기치보다

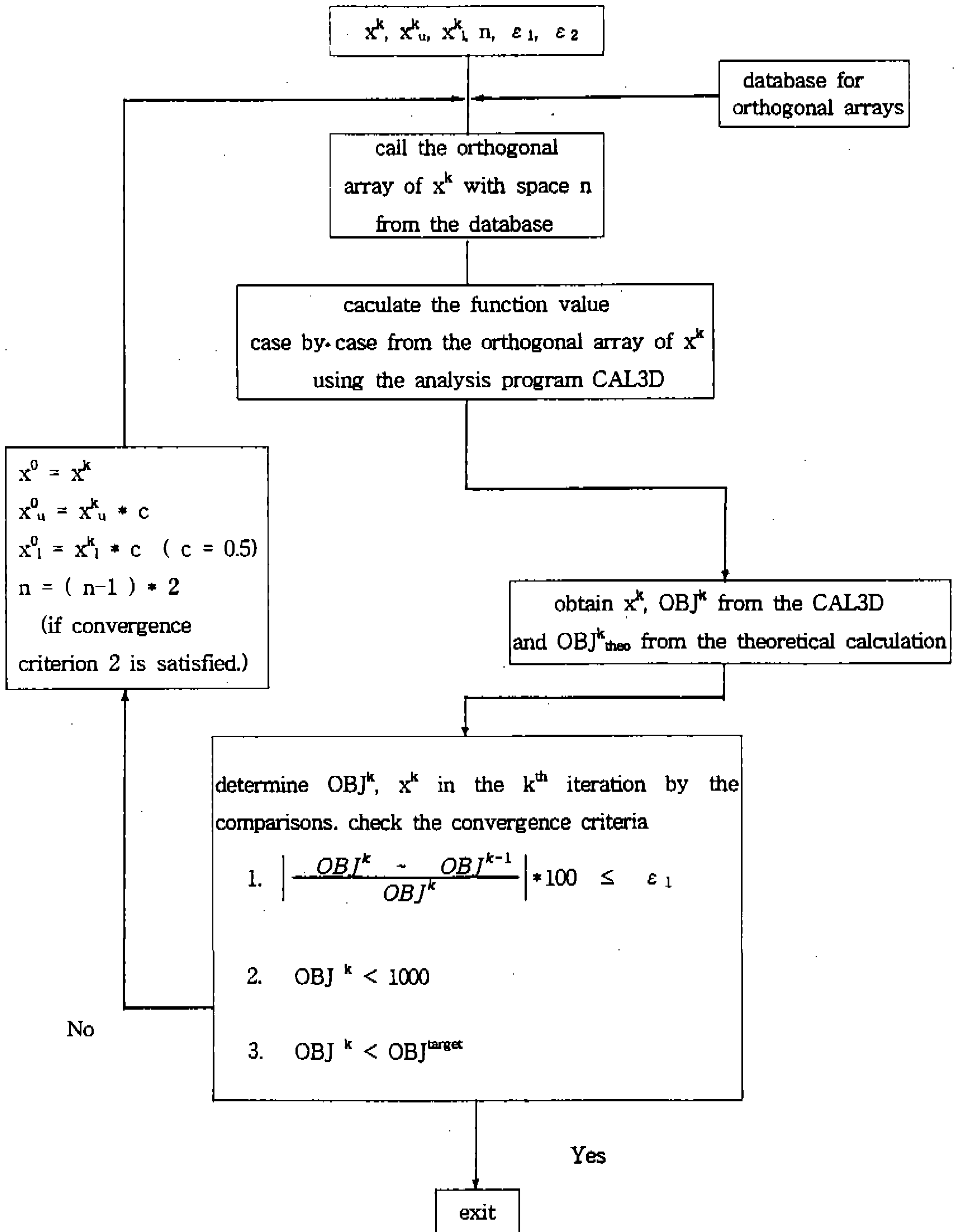


Fig.4 Flow chart for the iterative design method using orthogonal array

Table 3 Orthogonal array at the 1st iteration with five variables

	Mass Flow Rate	Gas Temp.	Bag Volume	Firing Time	Vent Area						
1	0.1	300.4	30	20	20						
2	0.5	500.4	50	25	30						
3	1.0	644.4	60	29	36						
4	2.0	800.4	70	35	42						
5	3.0	1200.4	90	42	50						
Des. Var. Exp. No.	1	2	3	4	5	Response (IC)					
1	1	0.1	1	300.4	1	30	1	20	1	20	336.13
2	1	0.1	2	500.4	2	50	2	25	2	30	336.13
3	1	0.1	3	644.4	3	60	3	29	3	36	345.46
4	1	0.1	4	800.4	4	70	4	35	4	42	336.25
5	1	0.1	5	1200.4	5	90	5	42	5	50	336.25
6	2	0.5	1	300.4	2	50	3	29	4	42	332.75
7	2	0.5	2	500.4	3	60	4	35	5	50	335.39
8	2	0.5	3	644.4	4	70	5	42	1	20	380.65
9	2	0.5	4	800.4	5	90	1	20	2	30	259.12
10	2	0.5	5	1200.4	1	30	2	25	3	36	314.74
11	3	1.0	1	300.4	3	60	5	42	2	30	432.76
12	3	1.0	2	500.4	4	70	1	20	3	36	298.62
13	3	1.0	3	644.4	5	90	2	25	4	42	327.80
14	3	1.0	4	800.4	1	30	3	29	5	50	420.38
15	3	1.0	5	1200.4	2	50	4	35	1	20	750.06
16	4	2.0	1	300.4	4	70	2	25	5	50	683.46
17	4	2.0	2	500.4	5	90	3	29	1	20	450.91
18	4	2.0	3	644.4	1	30	4	35	2	30	818.92
19	4	2.0	4	800.4	2	50	5	42	3	36	676.53
20	4	2.0	5	1200.4	3	60	1	20	4	42	725.30
21	5	3.0	1	300.4	5	90	4	35	3	36	613.48
22	5	3.0	2	500.4	1	30	5	42	4	42	1020.64
23	5	3.0	3	644.4	2	50	1	20	5	50	742.71
24	5	3.0	4	800.4	3	60	2	25	1	20	1305.30
25	5	3.0	5	1200.4	4	70	3	29	2	30	545.91
OBJ ^k _{theo}	2	0.5	1	300.4	5	90	3	29	3	36	318.90
final OBJ	2	0.5	4	800.4	5	90	1	20	2	30	259.12

Table 4 Orthogonal array at the 2nd iteration with five variables

	Mass Flow Rate		Gas Temp.		Bag Volume		Firing Time		Vent Area		
1	0.1		644.4		70		20		20		
2	0.3		700.4		75		21		25		
3	0.5		800.4		80		22		30		
4	0.7		1000.4		85		23		33		
5	1.0		1200.4		90		25		36		
Des. Var. Exp. No.	1		2		3		4		5		Response (IC)
1	1	0.1	1	644.4	1	70	1	20	1	20	336.13
2	1	0.1	2	700.4	2	75	2	21	2	25	322.75
3	1	0.1	3	800.4	3	80	3	22	3	30	322.75
4	1	0.1	4	1000.4	4	85	4	23	4	33	322.75
5	1	0.1	5	1200.4	5	90	5	25	5	36	322.75
6	2	0.3	1	644.4	2	75	3	22	4	33	332.75
7	2	0.3	2	700.4	3	80	4	23	5	36	323.49
8	2	0.3	3	800.4	4	85	5	25	1	20	335.91
9	2	0.3	4	1000.4	5	90	1	20	2	25	288.88
10	2	0.3	5	1200.4	1	70	2	21	3	30	252.55
11	3	0.5	1	644.4	3	80	5	25	2	25	301.48
12	3	1.5	2	700.4	4	85	1	20	3	30	285.47
13	3	1.5	3	800.4	5	90	2	21	4	33	248.78
14	3	1.5	4	1000.4	1	70	3	22	5	36	249.63
15	3	1.5	5	1200.4	2	75	4	23	1	20	241.48
16	4	0.7	1	644.4	4	85	2	25	5	36	240.23
17	4	0.7	2	700.4	5	90	3	29	1	20	312.17
18	4	0.7	3	800.4	1	70	4	35	2	25	286.11
19	4	0.7	4	1000.4	2	75	5	42	3	30	259.39
20	4	0.7	5	1200.4	3	80	1	20	4	33	299.44
21	5	1.0	1	644.4	5	90	4	23	3	30	242.36
22	5	1.0	2	700.4	1	70	5	25	4	33	349.15
23	5	1.0	3	800.4	2	75	1	20	5	35	332.15
24	5	1.0	4	1000.4	3	80	2	21	1	20	501.35
25	5	1.0	5	1200.4	4	85	3	22	2	25	507.15
OBJ ^k _{theo}	3	0.5	1	644.4	5	90	4	23	3	30	277.21
final OBJ	4	0.7	1	644.4	4	85	2	21	5	36	240.23

Table 5 Orthogonal array at the 3rd iteration with five variables

	Mass Flow Rate		Gas Temp.		Bag Volume		Firing Time		Vent Area		
1	0.6		644.4		82		20		34		
2	0.7		674.4		85		21		35		
3	0.8		804.4		88		22		36		
Des. Var. Exp. No.	1		2		3		4		5		Response (IC)
1	1	0.6	1	644.4	1	82	1	20	1	34	252.37
2	1	0.6	2	674.4	2	85	2	21	2	35	250.95
3	1	0.6	3	804.4	3	88	3	22	3	36	244.30
4	2	0.7	1	644.4	1	82	2	21	2	35	275.40
5	2	0.7	2	674.4	2	85	3	22	3	36	251.02
6	2	0.7	3	804.4	3	88	1	20	1	34	271.18
7	3	0.8	1	644.4	2	85	1	20	3	36	233.14
8	3	0.8	2	674.4	3	88	2	21	1	34	264.36
9	3	0.8	3	804.4	1	82	3	22	2	35	296.29
10	1	0.6	1	644.4	3	88	3	22	2	35	320.31
11	1	0.6	2	674.4	1	82	1	20	3	36	303.77
12	1	0.6	3	804.4	2	85	2	21	1	34	311.53
13	2	0.7	1	644.4	2	85	3	22	1	34	254.25
14	2	0.7	2	674.4	3	88	1	20	2	35	303.30
15	2	0.7	3	804.4	2	82	2	21	3	36	300.85
16	3	0.8	1	644.4	3	88	2	21	3	36	337.82
17	3	0.8	2	674.4	1	82	3	22	1	34	319.38
18	3	0.8	3	804.4	2	85	1	20	2	35	299.51
OBJ ^k _{theo}	2	0.7	1	644.4	2	85	1	20	3	36	248.52
final OBJ	3	0.8	1	644.4	2	85	1	20	3	36	233.14

Table 6 Final results from ex.1

iteration	0	1	2	3
OBJ ^k	313.07	259.12	240.23	233.14
OBJ ^k _{theo}	—	318.90	277.21	248.52
ε_1	—	20.8	7.86	3.04

약 34.3% 개선된 결과는 공학적으로 의미가 있다고 생각된다. 또한 최초의 반복진행에서 목적함수의 감소율을 의미하는 ϵ_1 이 나머지의 경우인 7.86, 3.04보다 현저하게 큰 20.8을 나타내었다. 이는 직교배열표에 의한 설계가 처음 반복진행에서 큰 효율을 보임을 알 수 있다. 따라서, 최적설계시 초기치를 결정하는 예비설계로서 적용되어도 우수한 성능을 보일 것으로 기대된다. 최종결과는 Table 6에 정리되어 있다.

예제 2) 2 변수 : 점화시기, 가스방출구면적

Table 7에서와 같이 최초의 반복진행에서 설계변수의 상한과 하한인, 점화시기의 1수준과 가스방출구면적의 5수준으로 수렴하였다. 따라서, 상한과 하한을 넘어서는 영역에 최적값의 존재를 예상할 수 있다. 수렴된 최초의 설계영역 이상은 제작가능 영역이 아니라면 여기서 설계를 종료하여도 무방할 것으로 생각된다. 그러나, 본 연구의 예제는 현실적 제작과는 별도로, 제안된 알고리즘의 수치예를 보일 수 있으므로, 결정된 상한과 하한을 초기치로 하여 다시 설계영역을 확대하고 최적값을 찾을때까지 Table 8, 9와 같이 수행하였다. 결과적으로, 각변수의 평균값의 변화와 목적함수의 관계를 나타낸 Fig5, 6과 같이 초기설계영역인 A영역을 벗어난 영역에서 최적값 B점을 구할 수 있었다. 이 경우는 2인자-3수준의 문제로 설정했으므로 직교배열표가 전조합 실시의 경우를 포함한다. 따라서 직교배열표에 의한 추정값과 최소목적함수값의 경우와 같아진다. 초기치로부터 반복진행의 증가에 따라 목적함수값은 각각 313.07, 202.58, 199.93, 196.47로 감소하였고, 최종 설계값은 점화시기, 가스방출구면적이 각각 7msec, 51cm²으로 나타났고 이는 목적함수를 초기치보다 수치적으로는 약 61.4% 개선된 결과이다. 더 많은 설계변수를 갖는 예제 1의 경우보다 목적함수값이 오히려 감소하였는데 이는 설계변수 범위가 현실적으로 제작가능한 범위 이상으로 확대되고 설계변수의 독립성이 보장됨에 따라 교호작용이 크게 줄었기 때문으로 생각된다. 그러나, 점화시기, 가스방출구면적의 값인 7msec, 51cm²은 실제 제작여건에 부합하지 않는 값이며 이때의 목적함수결과도 실험을 통한

Table 7 Orthogonal array at the 1st iteration with two variables

	Firing Time		Vent Area		
1	13		16		
2	21		26		
3	29		36		
4	37		46		
5	45		56		
Des. Var. Exp.No.	4		5		Response (IC)
1	1	13	1	16	295.72
2	2	21	2	26	384.65
3	3	29	3	36	313.07
4	4	37	4	46	400.16
5	5	45	5	56	502.59
6	1	13	2	26	295.72
7	2	21	3	36	252.69
8	3	29	4	46	286.14
9	4	37	5	56	313.91
10	5	45	1	16	1432.52
11	1	13	3	36	281.65
12	2	21	4	46	219.22
13	3	29	5	56	242.41
14	4	37	1	16	488.40
15	5	45	2	26	531.45
16	1	13	4	46	202.95
17	2	21	5	56	206.89
18	3	29	1	16	382.36
19	4	37	2	26	392.03
20	5	45	3	36	626.16
21	1	13	5	56	202.58
22	2	21	1	16	431.28
23	3	29	2	26	316.91
24	4	37	3	36	303.99
25	5	45	4	46	528.79
final OBJ	1	13	5	56	202.58

검증이 필요할 것으로 생각되며 또한 특정한 차량의, 특정한 충돌상황하에서의 설계값이므로

Table 8 Orthogonal array at the 2nd iteration with two variables

	Firing Time		Vent Area		
	1	7	13	56	
1	1	1	1	56	205.20
2	2	7	2	86	235.17
3	3	13	3	116	252.52
4	1	1	2	86	252.32
5	2	7	3	116	266.59
6	3	13	1	56	202.58
7	1	1	3	116	278.62
8	2	7	1	56	199.93
9	3	13	2	86	218.35
final OBJ	2	7	1	56	199.93

Table 9 Orthogonal array at the 3rd iteration with two variables

	Firing Time		Vent Area		
	4	7	10	51	
1	1	4	1	51	196.47
2	2	7	2	56	199.93
3	3	10	3	61	214.26
4	1	4	2	56	203.67
5	2	7	3	61	219.55
6	3	10	1	56	214.82
7	1	4	2	61	226.05
8	2	7	1	51	208.67
9	3	10	2	56	201.17
final OBJ	2	7	1	51	196.47

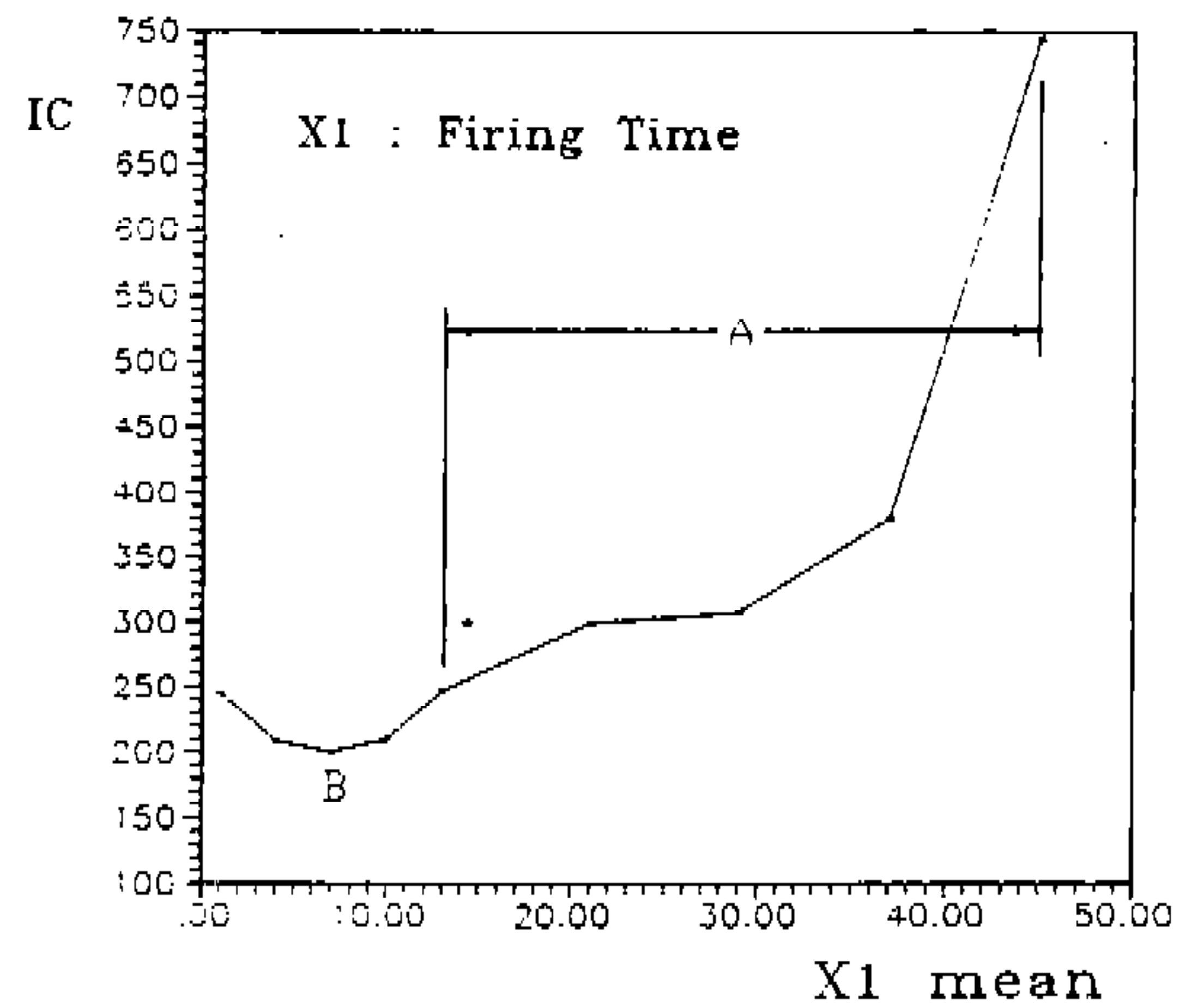


Fig.5 Injury criterion with respect to the firing time

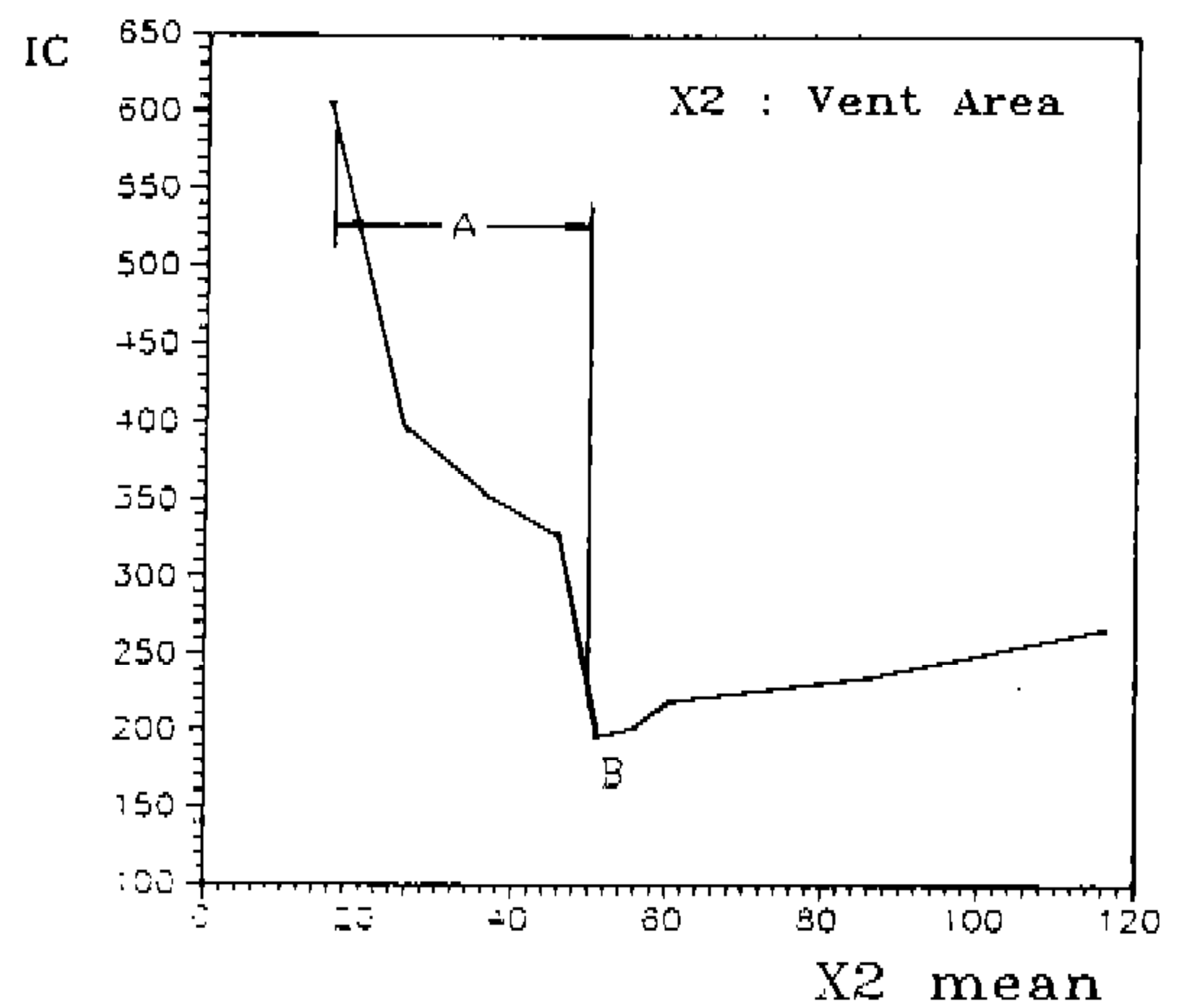


Fig.6 Injury criterion with respect to the vent hole area

이러한 결과를 현장에 적용하기 위해서는 더 많은 연구가 필요하다. 이 예제의 경우도, 최초의 반복진행에서 목적함수의 감소율인 ϵ_1 이 나머지의 경우인 1.33, 1.76보다 현저하게 큰 54.5를 나타내어, 최적설계시 초기치를 결정하는 예비설계로서 직교배열표의 적용이 우수할 것을 예상할 수 있다. 최종결과는 Table 10과 같다.

Table 10 Final results from ex.2

iteration	0	1	2	3
OBJ ^k	313.07	202.53	199.93	196.47
ϵ_1	-	54.54	1.33	1.76

4. 결 론

승용차의 충돌시 승객의 상해를 완화하는 에어백의 연구를 통하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

- 1) 에어백을 장착한 승용차의 컴퓨터 시뮬레이션 모델링을 확립하였다. 먼저 에어백을 장착하지 않은 경우의 모델링을 실차실험과의 비교를 통하여 확립하고, 확립된 모델링에 에어백을 부착하여 역시 같은 경우의 실차실험과 비교하여 에어백을 장착한 충돌 모델링을 확립하였다.
- 2) 차량의 충돌시 나타나는 에어백과 승객상해치를 해석하는 문제는 비선형이 극히 심한 복잡한 동역학문제이기 때문에, 컴퓨터를 사용하는 일반적인 설계기법인 최적설계는 민감도해석의 어려움으로 인하여 적용이 어려우며, 또한 실제 제작에 어려움이 있는 연속적인 수치의 설계값을 얻게 되므로 별도의 후처리과정이 필요하다. 따라서 해석이 용이하고 불연속적인 설계값을 얻을 수 있는 통계적 방법인 직교배열표를 이용하여 설계기법을 적용하였다. 직교배열표를 사용한 설계는 최적설계기법에 비하여 정밀한 설계값을 기대하기 어렵기 때문에, 이를 보완하기 위해 설계변수의 영역을 직교배열표를 사용하여 반복적으로 줄여나가는 설계기법을 제안하였다.
- 3) 승객의 상해치에서 가장 중요한 머리와 가슴의 상해도로서 목적함수를 구성하고 에어백의 요소들의 독립성이 고려된 설계변수를 선정하여 설계문제를 정의하였다. 직교배열표의 적용시 대두되는 설계변수간의 교호작용을 최소화하기 위해 각 변수간의

독립성을 검토하였으며 종속성이 정도에 따라 두가지 경우의 예제를 제안된 기법을 적용하여 풀이하였다. 승객의 상해치와 실차실험결과와 비교시 상해치를 수치적으로는 각각 34.3%, 61.4% 완화하는 에어백의 설계 예를 얻었다.

- 4) 본 연구에서 나타난 결과는 특정차량의 특정에어백에 대한 결과이고, 또한 제작여건을 고려하지 않고 수치예만을 보인 것도 있으므로, 이를 일반적으로 설계에 적용하기에는 아직 문제가 따르리라 예상된다. 또한 에어백의 실체는 심한 비선형성과 연계된 설계변수를 갖는 문제이므로 제안된 설계기법은 직교배열표의 장점을 충분히 표현하기에 부족함이 있다. 그러나 복잡하고 비선형성이 클지라도 설계변수간의 독립성이 잘 보장되는 경우에는 우수한 결과를 기대할 수 있으리라 생각되며 이를 위한 더욱 많은 연구가 필요하다.
- 5) 본 연구에서 제안된 직교배열표를 이용하는 반복적인 설계기법은 최적설계의 적용이 어려운 심한 비선형문제 또는 극히 정확한 설계값은 얻지 못하지만 현재의 설계보다 개선된 설계값을 저렴한 설계비용으로 얻고자 할 때, 그리고 복잡한 최적설계문제의 예비설계로서 양질의 초기치를 얻고자 할 때 유용하게 적용가능하리라 기대된다.

참 고 문 헌

1. 신문균, 박경진, 이완익, 김형중, 정근섭, "승용차 충돌시 승객 해석을 위한 모델링의 예", 한국자동차공학회지, 제14권, 제2호, 1992년 4월.

2. 박영선, 이주영, 박경진, 위인혁, 유재석, “승객 안전을 위한 승용차 에어백의 모델링 및 설계”, 한국자동차공학회 춘계학술대회, 1993년 11월.
3. 박경진, 박영선, 이주영, 정근섭, 서명원, 위인혁, “승객 거동해석의 시뮬레이션에 관하여”, 한국자동차공학회지, 제14권, 제6호, 1992년 12월.
4. 윤영한, “측면 충돌시 승객보호와 차체해석용 모델”, 한국자동차공학회지, 제14권, 제4호, 1992년 8월.
5. Prasad, P., “An Overview of Major Occupant Simulation Models”, SAE Paper No.840855, 1984.
6. Fleck, J. T., “Validation of the Crash Victim Simulator, Volumes I Through IV”, Report No. DOT HS-806 279, December 1981.
7. 박성현, “현대실험계획법”, 민영사, 1991년.
8. Phadke, M.S., “Quality Engineering Using Robust Design”, Prentice Hall, 1989.
9. Wang, J. T. and Kuang-Huei Lin, “A Ca13d Steering System Impact Model”, SAE Paper No.880650, 1988.
10. “Impact Protection for the Driver from the Steering Control System”, Preamble to an Amendment to Federal Motor Vehicle Safety Standard No.203.
11. Deng, Y.C., “Analytical Study of the Interaction Between the Seat Belt and a Hybrid III Dummy In Sled Tests”, SAE Paper No.880648, 1988.
12. Wang, J.T., “Evaluation of the Mass Flow Rate and Gas Temperature of a Pyrotechnic Inflator-Application to the Simulation of Airbag System”, GM Research Report, Aug. 1987.
13. Wang, J.T., “A New Airbag Inflator Model”, SAE Paper No.880654, 1988.
14. Chou, C.C. and Gerald, W. Nyquist, “Analytical Studies of the Head Injury Criterion(HIC)”, SAE Paper No.740082, 1974.
15. Chou, C.C., Howell, R.J. and Chang, B.Y., “A Review and Evaluation of Various HIC Algorithms”, SAE Paper No.880656, 1988.
16. Bennett, J.A., and Park, G.J., “Automotive Occupant Dynamics Optimization”, DE-Vol.32-1, Advances in Design Automation-Vol.1, ASME, 1991.
17. Park, G.J., Hwang, W.J., and Lee, W.I., “Structural Optimization Post-Process Using Taguchi Method”, JSME Vol.37, No.2, 1994.