

고체 추진기관 구조체의 설계 자동화 프로그램 개발

김원훈* · 구송희* · 문순일* · 황기영* · 이강수** · 석정호***

Development of Automatic Design Program for Solid Rocket Motors Structure

Won-Hoon Kim* · Song-Hoe Koo* · Soon-Il Moon* · Ki-Young Hwang* · Kang-Soo Lee** · Jung-Ho Seok***

ABSTRACT

In order to perform system requirements quickly and accurately, an automatic design program of solid rocket motors(SRM) structure designated as the "ProDes software" has been developed and verified. From given system design criteria and constraints, it has the capabilities to design, analysis, simulation and drawing process to greatly reduce the over "design cycle time" and manpower of a project. The conception of the program is modular, and calculations are performed step by step allowing parametric design studies and providing final selected design goal. Each configurations of SRM components and joint types composed of various master models is obtained from the data base module of the library. Between the design results of the ProDes software and those of the previous detail design of the established motor showed good agreements.

초 록

체계 요구조건에 빠르고 정확한 자료제공을 위해 고체추진기관 구조체에 대한 설계자동화 프로그램인 "ProDes"를 개발하고 검증하여 그 성능을 입증하였다. 주어진 체계설계 요구도 및 구속조건으로부터 총 개발기간과 인력을 획기적으로 감소시키며, 또 설계, 해석, 시뮬레이션 및 도면화 등 일련의 업무를 통합적으로 수행하기 위해 프로그램 개발이 수행되었다. 프로그램은 모듈화되어 있으며, 각 단계별 계산은 설계 변수별 적용연구가 수행되어 최종 설계 목표치에 도달되도록 구성 되어있다. 다양한 종류의 마스터 모델로 된 구성품과 체결형태는 구축된 라이브러리 DB 모듈로부터 얻어진다. 개발 프로그램을 이용한 추진기관 구조체 설계와 기존 상세된 설계를 비교 분석한 결과 서로 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : Design Pressure(설계 압력), Master Model(마스터 모델), Thrust(추력), Safety Factor (안전계수), Solid Rocket Motor(고체 추진기관)

† 2006년 5월 8일 접수 ~ 2006년 8월 25일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 기술연구본부 4부

** 정회원, 한밭대학교 기계공학부

*** 정회원, 스페이스솔루션

연락처, E-mail: kimwonhoon@hanmail.net

Nomenclature

| | | | |
|-----------|-----------------|---------------|------------------------|
| A | : 임의의 위치에서 노즐면적 | r_{ci} | : 연소관 실린더 반경 |
| A_t | : 노즐 목 면적 | r_{ck} | : 연소관 너클(knuckle)반경 |
| C | : 형상 계수 | r_{cs} | : 연소관 구형반경 |
| C^* | : 연소가스의 특성속도 | r_e | : 노즐 확대부 반경 |
| c_p | : 비열 | r_t | : 노즐목 곡률반경 |
| D_{ci} | : 연소관 실린더 직경 | SF | : 설계 안전계수 |
| D_t | : 노즐 목 직경 | α | : 노즐 축소부 반각 |
| F | : 추력 | β | : 노즐 확대부 반각 |
| H_{ab} | : 내열재의 유효 삭마열 | γ | : 비열비 |
| h | : 열전달 계수 | ϵ | : 팽창비 |
| n | : 계수 | η | : 용접효율 |
| P_{amb} | : 주위 압력 | λ_n | : 노즐 확산 손실계수 |
| P_c | : 연소실 평균압력 | η_d | : 비 이상 유체의 질량 방출 보정 계수 |
| P_d | : 설계 압력 | η_v | : 비 이상 유체의 출구속도 보정 계수 |
| P_e | : 노즐 출구압력 | μ | : 연소 가스의 점성계수 |
| P_r | : 프란틀 수 | ρ | : 라이너 밀도 |
| T_{ab} | : 삭마 온도 | σ_{eq} | : 등가응력 |
| T_{adw} | : 단열 벽면온도 | σ_h | : 원주방향 응력 |
| t_h | : 구조체 벽두께 | σ_l | : 길이방향 응력 |
| r_c | : 노즐 축소부 반경 | σ_y | : 항복응력 |

1. 서 론

고체 추진기관은 연료와 산화제를 혼합한 고체 추진제를 원료로 사용하며, 액체 추진기관에 비해 빠른 초기속도, 무게 경량화, 장기 보관성 및 취급성 등에서 많은 장점이 있기 때문에 대부분의 군사용 유도탄에는 고체 추진기관을 사용하고 있다.

고체 추진기관의 주요 구성품은 Fig. 1과 같이 연소관, 노즐, 추진제, 점화장치, 어댑터 및 토출관(체계 요구조건에 따라 결정됨) 등으로 구성되어 있다. 연소관은 추진제를 충전한 용기로 추진제 연소 중에 매우 높은 압력(약 1000~3000 psia)을 지탱 유지해야 한다. 또 노즐 조립체는 노즐 구조체와 노즐 내열재 라이너로 구성되며, 노즐 구조체는 매우 높은 압력을 유지해야하며,

노즐 내열재는 고온(약 3500 K) 가스 흐름에 열적으로 안전하게 지탱하여야 한다. 각 구성품 사이에는 주로 기계적 방법으로 체결 조립되며, 오링 밀봉으로 기밀을 유지하도록 설계된다.

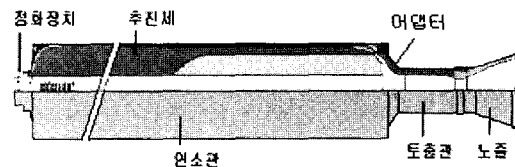


Fig. 1 Schematic Drawing of the SRM

Figure 2는 고체추진기관의 구성품을 세부적으로 도시한 그림으로 본 연구에서 수행된 추진기관 구조체 설계 자동화 프로그램(이하, "Pro Des")의 대상은 연소관과 노즐 조립체이다.

현재까지 발표된 추진기관 전산화 프로그램은 대부분 초기 개발단계에서 예비설계 또는 개념설계를 위한 사이징(sizing) 또는 내탄도 성능설계와 관련되어 있으며[1-5], "ProDes"와 같이 추진기관 구조체 분야의 전문적인 통합 자동화 설계프로그램개발에 관련된 보고는 없는 실정이다.

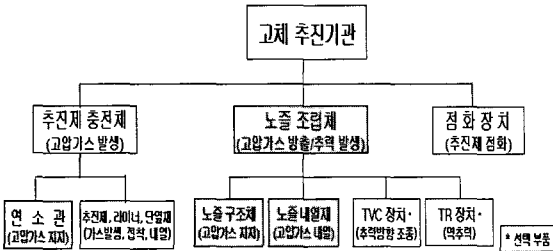


Fig. 2 Construction of the SRM

본 연구에서 개발된 "ProDes"는 추진기관 구조 부품, 체결류 단위 및 각종재료에 대해서 설계 표준화와 DB화를 수행하여 체계 요구조건에 부합하는 다양한 형태의 추진기관 설계뿐만 아니라, 설계 후 구조 안전성을 평가하기 위하여 유한요소법을 이용한 구조해석과 특성치 도출, 그리고 설계도면 작성을 동일 프로그램에서 연속적으로 수행할 수 있다. 특히 본 프로그램의 개발 목표는 적은 수의 인원으로 추진기관 구조체 통합 설계 업무를 전문가 수준에서 일괄 처리할 수 있도록 하며, 빠른 설계결과를 통합된 DB 형태로 추진기관 체계 설계자에게 제공함으로써 개발기간 단축과 업무 효율을 증대시키고, 설계업무를 표준화하여 설계 품질을 향상시키는데 그 목적이 있다. 특히 추진기관의 설계 과정에서 체계요구조건에 부합되는 설계를 위해 초기 단계에서 가능한 다양한 설계 대안을 검토하여 그 중에 체계요구에 가장 부합되는 설계를 선정하여야 상세 설계단계에서의 설계변경에 즉각적인 대응이 가능하고 이를 수행하기 위해 소요되는 시간과 비용을 최소화 할 수 있게 되며, 또 최상의 설계 결과를 도출 할 수 있게 된다. 적용된 기본 S/W는 OPEN I-DEAS를 이용하여 C++로 개발하여 통합된 GUI를 기반으로 전용

프로그램이 개발되었으며, 주요 특징은 다음과 같다.

1. 체계조건에 부합하는 제품의 신속 정확한 설계
2. 3D 모델링에 기반을 근거한 설계
3. 형상 표준화, 3D 마스터 모델 라이브러리 구축의 표준부품 사용, 구조해석에 의한 설계 검증 및 도면생성 등 일련의 작업 전문가 시스템 개발
4. 초보자도 쉽게 접근가능하며, 설계 및 도면작성 시간의 단축, 설계업무의 표준화, 설계품질의 향상
5. 양방향 형상 수정(프로그램에서 수정 또는 I-DEAS에서 수정) 등

2. 프로그램 설계 및 구축 DB

2.1 프로그램 구조

본 프로그램의 전체 구조는 Fig. 3과 같이 모듈화 단위로 설계 하였다. 각 부품의 형상을 표준화하여 3D 모델을 기반으로 마스터 모델을 구축하는 모듈, 설계사양에 따라 구축된 부품 모델들을 불러 하나의 구조물을 완성하는 자동 설계 모듈, 설계된 추진기관 조립체에 대한 특성치 계산 및 I-DEAS에서 기본적으로 제공되는 유한요소법을 이용한 구조해석 모듈 및 결과 출력 모듈 등으로 구성되어 있다.

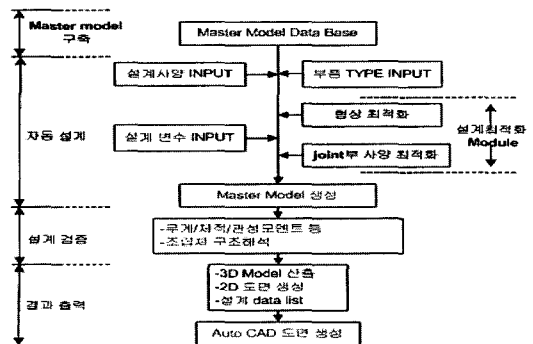


Fig. 3 Layout of the Automatic Design Program

2.2 마스터 모델 및 구축된 DB

추진기관 구조물은 크게 연소관과 노즐로 구성되어 있으며, 연소관을 구성하는 마스터 모델은 전방스커트, 앞마개, 실린더, 뒷마개, 후방스커트 및 브라켓 등이 포함된다. 노즐은 구조체와 내열재 라이너로 구성되어 있으며, 특히 내열재 라이너는 삭마를 고려한 설계가 반영되어 있다. 또 노즐 형상은 외삽형 또는 내삽형을 선택할 수 있도록 되어 있다. 체계 요구조건에 따라 어댑터와 토출관을 포함한 설계가 반영된 프로그램 개발이 수행되었다.

본 프로그램에서 구축된 DB는 크게 분류하면, Table 1에 제시된바와 같이 부품 구성단위의 다양한 종류의 마스터 모델, Table 2와 Fig. 4[6]에 제시된 구성품 사이의 다양한 체결부 설계 그리고 Fig. 5에 제시된 각종 추진기관용 재료에 대한 물리적, 기계적 특성치 등이 포함되어 있다. 구성된 마스터 모델과 체결부를 조합한 설계를 수행할 경우 약 1,200여종의 설계 도출이 가능하다.

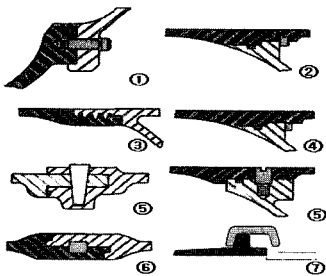


Fig. 4 Configurations of the Joint Shape

초기 단계 설계에서 체계요구조건을 반영한 구성품으로 어셈블리 BOM 구조를 생성한 다음 BOM 구조의 부품단위 설계를 수행하며, 체결부에서는 조립부의 형태 및 조립방법을 Table 2에 정의된 것과 같이 선택하여 최적의 체결부 설계가 가능하며, 밀봉부 설계는 가장 신뢰성이 우수한 오링을 적용한 설계가 반영되어 있다. 특히 오링 설계는 사용자가 상용품인 Parker 오링을 구매하여 사용 또는 계산에 의한 주문생산 오링

을 설계할 수 있도록 양방향 프로그램 되어있다.

Figure 6은 자동화 프로그램에 의하여 수행되는 추진기관 구조체 설계에 대한 전체 흐름도를 보여 주고 있다.

Table 1. Classification of the Master Model

| 구성품 | 부품 | 분류 |
|------------------------|------------------------|------------------------|
| Case Ass'y | Fwd. skirt | Constant thickness |
| | | Constant reinforcement |
| | Dome | Tori-spherical |
| | | Hemi-spherical |
| | | Flat |
| | Cylinder | Constant thickness |
| Constant reinforcement | | |
| Conical | | |
| Tori-spherical | | |
| Funnel | Hemi-spherical | |
| | Flat | |
| | Constant thickness | |
| Aft. skirt | Constant reinforcement | |
| | Structure | |
| Adapter | FRP Insulation | |
| | Structure | |
| Blast tube | FRP Insulation | |
| | Structure | |
| Nozzle | Conventional nozzle | Structure |
| | Submerged nozzle | FRP Insulation |
| | | Structure |
| | FRP Insulation | |

Table 2. Classifications of the Joint Shape

| | Dome/Igniter | Funnel/Blast tube or Nozzle | Blast tube/Nozzle |
|------------------|--------------|-----------------------------|-------------------|
| ① Tension bolt | √ | √ | |
| ② Snap ring | √ | √ | |
| ③ Thread | √ | √ | √ |
| ④ Retainer ring | | √ | |
| ⑤ Pin/Shear bolt | | √ | |
| ⑥ Lock wire | √ | √ | |
| ⑦ Coupling | | | √ |

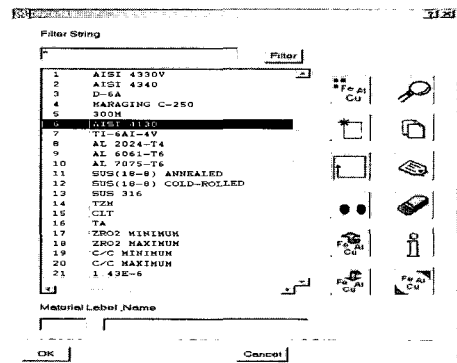


Fig. 5 Typical Structural and Thermal Materials

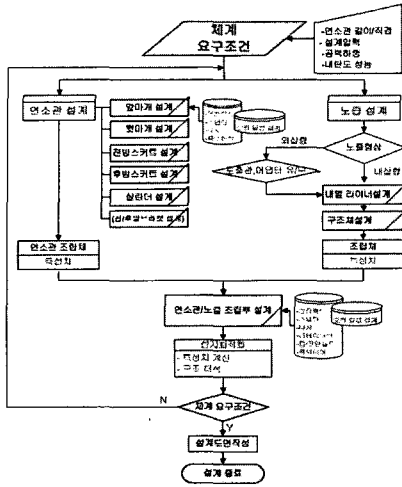


Fig. 6 Flowchart of the Automatic Design Program

3. 적용 수식

3.1 실린더

연소관의 실린더 부위 두께는 멤베레인(membrane) 이론에 따라 박판 셸(shell)로 가정하여 계산할 수 있다. 원주 및 길이방향 응력을 동시에 고려한 변형에너지 이론에 따라 등가응력으로 나타내면 Eq. 1과 같이 표현된다.

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sigma_h^2 - \sigma_h \sigma_l + \sigma_l^2} \tag{1}$$

여기서, $\sigma_h = 2\sigma_l = \frac{P_d \cdot r_d}{t_h}$

3.2 앞 마개 및 뒷 마개

토리구형(tori-spherical)은 구면과 실린더의 연결부위에 응력집중과 자오선방향의 형태가 변하는 것을 완화시키기 위하여 너클(knuckle)부분을 추가한 형태이다. 헤미구형(hemi-spherical)은 하나의 구형을 갖는 형상이다. 토리구형, 헤미구형 및 평면형의 앞마개와 뒷마개의 두께 설계식은 각각 ASME의 압력용기[7]에서 규정하는 Eq. 2-4와 같다.

$$t_h = \frac{P_d \cdot r_{cs} \cdot K_t}{2\sigma_y \cdot \eta - 0.2P_d} \cdot SF \tag{2}$$

여기서, $K_t = \frac{1}{4} \left(3 + \sqrt{\frac{r_{cs}}{r_{ck}}} \right)$

$$t_h = \frac{P_d \cdot r_{ci}}{2\sigma_y \cdot \eta - 0.2P_d} \cdot SF \tag{3}$$

$$t_h = D_{ci} \sqrt{\frac{C \cdot P_d}{\sigma_y}} \cdot SF \tag{4}$$

Eq. 3과 4에서 일반적으로 추진기관에 적용되는 안전계수(SF)는 항복응력을 기준하여 1.2~1.3이다.

3.3 노즐 구조체

노즐 형상은 축소부, 확대부, 노즐목부(토출관부)로 이루어져 있으며, 각각에 대한 두께 설계식은 Eq. 5와 6으로 표현된다.

$$t_c = \frac{P_d \cdot r_c}{\sigma_y \cdot \cos\alpha} \cdot SF \tag{5}$$

$$t_d = \frac{P_e \cdot r_e}{\sigma_y \cdot \cos\beta} \cdot SF \tag{6}$$

3.4 노즐 내열재 라이너 두께

노즐 내열재 라이너의 경우 대류, 복사 및 입자침적 등의 복잡한 열전달로 인해 노즐 벽면에 전달되는 열량을 정확히 예측하기 용이하지 않다. 그러나 초음속 영역에서 노즐 벽면과 연소가스간의 열전달은 대류 열전달이 지배적이며, 그 계수는 노즐유동에서 널리 사용되는 Bartz식[8]을 적용하며, Eq. 7과 같이 표현된다.

$$h = h_t \left(\frac{A_t}{A} \right) \tag{7}$$

여기서, $h_t = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \cdot \frac{c_p \cdot \mu^{0.2}}{P_r^{0.6}} \cdot \left(\frac{P_c}{C^*} \right)^{0.8} \cdot \left(\frac{D_t}{r_t} \right)^{0.1}$

노즐 내열재 라이너는 연소가스에 노출되면 표면 및 내부 열분해 반응이 동시에 일어나는 매우 복잡한 현상을 수반한다. 본 연구에서는 초기 설계를 위한 계산의 단순화를 위해 유효 삭마열 및 열 침투깊이 개념을 근거한 프랑스 SEP 경험식을 적용하였다. 내열재의 삭마율은 다음 Eq. 8과 같이 정의된다.

$$V_a = \frac{h(T_{adv} - T_{ab})}{\rho H_{ab}} \tag{8}$$

3.5 노즐 목 및 출구 직경

원추형 노즐의 경우 노즐 목의 면적은 Eq. 9 와 같이 표현된다.

$$A_t = \frac{F}{P_c \cdot C_f} \tag{9}$$

여기서,

$$C_f = \lambda_r \eta_{Df} \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{0.5} + \frac{P_c - P_{mb}}{P_c} \epsilon$$

$$\epsilon = \left\{ \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \left[\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right]^{0.5} \right\}^{-1}$$

또, 노즐 출구면적은 Eq. 10과 같이 표현된다.

$$A_{ei} = A_t \cdot \epsilon \tag{10}$$

3.6 체결부 및 밀봉

연소관과 노즐을 설계하기 위한 기본 설계식 외에도 연소관에 용접공정이 반영될 경우 용접부 어긋남(mismatch)에 의한 응력집중 효과를 고려한 경험식과 모재 두께별 용접부 설계, 조립부의 각종 체결 설계 및 오링 밀봉부의 압축율/신장율을 고려한 설계 등이 본 프로그램에 수식화 반영되어 있다.

4. 설계 절차

본 절에서는 개발된 "ProDes" 프로그램을 이용한 설계 예를 제시하고 있다. 설계 대상은 토출관을 포함하므로 노즐은 외삽형이다. 연소관의 경우 앞마개와 뒷마개는 토리형이며, 실린더는 두께 보강형이다. 연소관과 토출관 사이에는 인장볼트로 체결되고, 토출관과 노즐 사이에는 나사로 조립되어 있는 경우의 설계 예이다.

설계 순서는 Fig. 7에 제시된 바와 같이 앞마개부터 설계를 시작해서 마지막 단계인 노즐까지 부품 단위별로 설계를 진행한다. 설계단계는 크게 8단계로 구분되며, 다음과 같은 순차적인 단계를 통해 최종적으로 추진기관 구조체 설계가 수행된다.

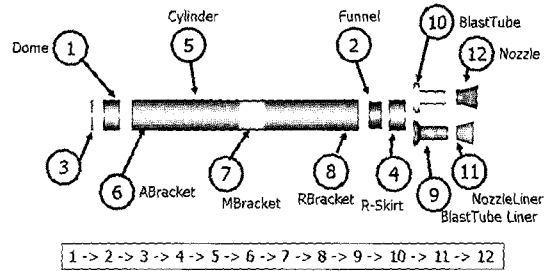


Fig. 7 Design Sequence

- 1단계 : 설계 주화면
- 2단계 : 조립체 어셈블리 BOM 구조 생성
- 3단계 : 체제요구조건 입력(Fig. 8 참조)
- 4단계 : 부품설계/최적형상 결정(Fig. 9참조)
- 5단계 : 체결부 설계
- 6단계 : 조립체 생성 및 특성치 계산(Fig.10참조)
- 7단계 : 구조해석/검증
- 8단계 : 도면화

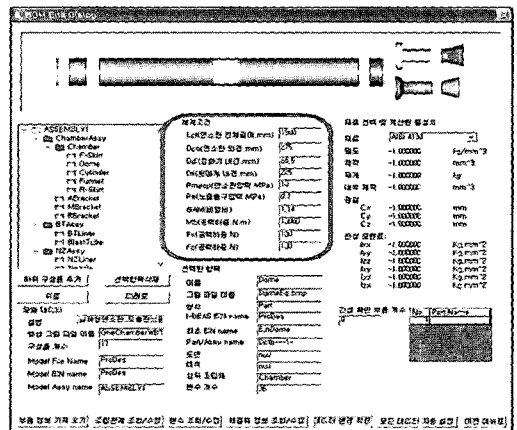


Fig. 8 Assembly Generation and System Requirements

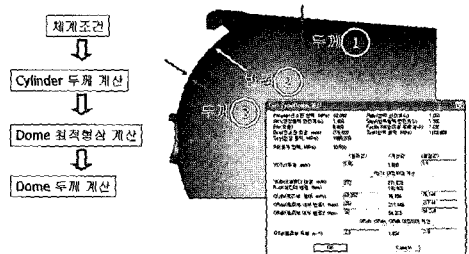


Fig. 9 Part Design and Optimization

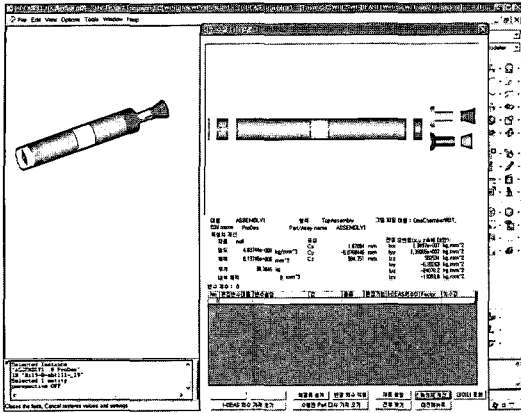


Fig. 10 Design Results and Characteristics

결과를 보여주고 있다. 구조해석 완료 후에 그 결과 및 구조적 안전성을 검토하며 상세 설계를 수행한다. 상세설계는 본 프로그램에 반영되어 있는 변수를 조정하든지 또는 I-DEAS 상에서 직접 수행할 수 있도록 양방향 수정 보완이 가능하다. 체계요구조건에 부합되는 설계가 완료되면 Fig. 14와 같이 2차원 CAD 도면화 할 수 있다.

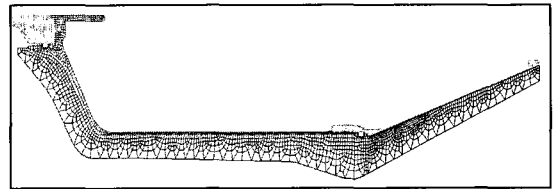


Fig. 12 Grid Generation of the Blast Tube and Nozzle

5. 결과 및 분석

5.1 구조체 설계

4절에서 설명한 "ProDes"를 사용하여 설계된 연소관 및 노즐 조립체의 설계 결과를 Fig. 11에 제시하였다. 앞마개 부위와 연소관과 토출관 사이의 체결부 상세도를 보여주고 있다.

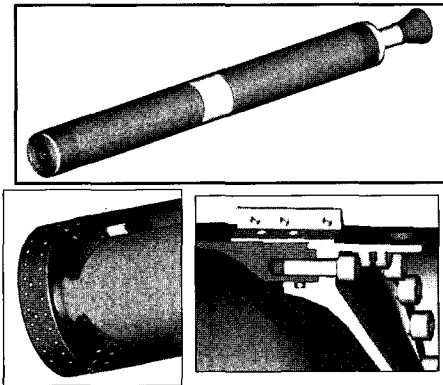


Fig. 11 Design Results of the SRM

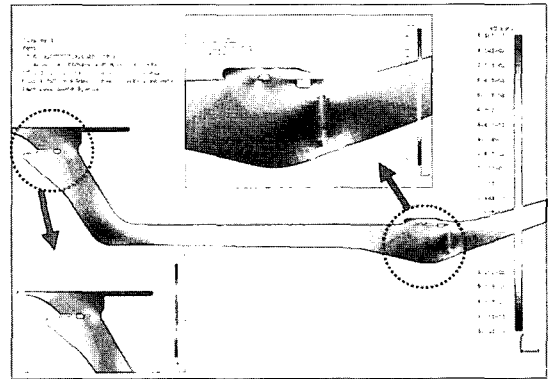


Fig. 13 Stress Analysis Results

5.2 구조체 해석 및 도면화

연소관 및 노즐의 부품을 설계한 후 Fig. 12와 같이 구조해석을 위하여 자동 요소 분할을 수행한다. 구조해석은 I-DEAS에서 제공되는 탄성해석 S/W를 이용하며, "ProDes"에 반영된 해석 모듈을 통해 구조해석을 수행한다. Fig. 13은 해석

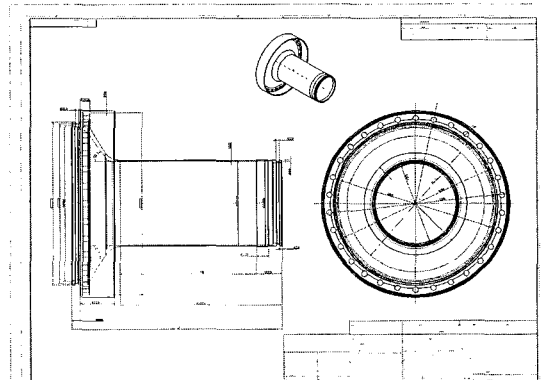


Fig. 14 2D Drawing

5.3 설계 결과 비교

Figure 15와 16은 자동화 프로그램을 적용한 3 종류의 서로 다른 형태의 실험용 추진기관과 상세설계를 수행한 결과를 비교한 그림이다. 추진기관의 연소관과 노즐에 대하여 각각 두께와 무게를 비교하였다. 제작 특성이 고려된 상세설계와 자동화 프로그램 결과가 다소 차이를 보이는 부분도 있으나 대부분의 경우에 상세설계와 자동화 프로그램 결과가 약 95%이상 잘 일치함을 확인할 수 있었다.

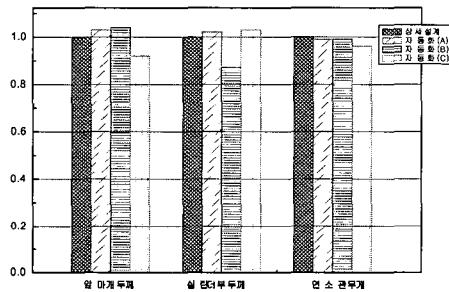


Fig. 15 Design Results of the SRM Case

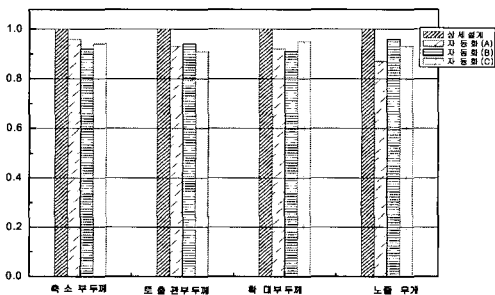


Fig. 16 Design Results of the SRM Nozzle

6. 결 론

체계 요구조건에 빠르고 정확한 정보를 주기 위해 고체 추진기관 구조체 설계 자동화 프로그램인 "ProDes"를 개발하고 시연하여 그 성능을 입증하였다. 고체추진기관에 대한 장기간 개발 경험과 노하우를 토대로 총 개발기간과 인력을 크

게 감소시키며, 또 설계/해석/시뮬레이션 및 도면화 등 일련의 업무를 통합적으로 수행 할 수 있도록 프로그램이 개발되었다. 프로그램은 모듈화 개념으로 구성되어 있으며, 각 계산은 단계별로 3차원 마스터 모델링에 근거하여 진행되도록 구현되어 있다. 다양한 종류의 설계 표준화된 마스터 모델 구성품과 각종 체결형태는 라이브러리의 DB 모듈로부터 얻어진다. 특히 상세 설계는 본 프로그램 또는 I-DEAS상에서 양방향으로 가능하다. 본 개발 프로그램을 이용한 설계와 기존 상세설계된 제품을 비교한 결과 잘 일치함을 확인하여 프로그램의 신뢰성을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Jacques, L. and Roux, J., "Computer Aided Preliminary Design Solid Rocket Motors," AIAA 83-1254, June 1983
2. Uhrig, G. Ducourneau, B. and Liesa, P., "Computer Aided Preliminary Design of Propellant Grains for Solid Rocket Motors," AIAA 87-1734, 1987
3. Jacques, L. and Legagneux, D., "Computer Aided Preliminary Design of ARIANE 5 Solid Rocket Motors," AIAA 87-1738, 1987
4. Clegern, J. B., "Computer Aided Solid Rocket Motor Conceptual Design and Optimization," AIAA 94-0012, Jan. 1994
5. Larrieu J. M. and Jacques L., "Preliminary Design Procedure of Solid Rocket Motors at Societe Europeenne de Propulsion(S.E.P)," AIAA 96-2902, July 1996
6. Anon., "Solid Rocket Motor Metal Cases," NASA SP-8025, Apr. 1970
7. ASME Code, "Pressure Vessel," Section VIII, Div.1
8. Wong E.Y., "Solid Rocket Nozzle Design Summery," AIAA 68-655, June 1968