

외부하중을 고려한 추진기관 연소관의 구조 해석

구송희, 이방업, 조원만, 이환규
국방과학연구소

요 약

본 연구는 유도탄 비행시험시에 연소관의 스키투와 날개 장착용 브라켓에 작용하는 공력하중과 연소관에 내압이 동시에 작용하는 추진기관에 대하여 구조 해석하였다. 추진기관의 스키투부 및 브라켓부의 공력하중은 3차원적으로 작용하기 때문에 대칭성을 이용한 180° 3차원 구조 해석을 수행하여 비행시험, 수압시험, 지상시험 모드에 대하여 응력 수준을 비교하였다. 해석 결과 3가지 모드의 최대 등가응력은 거의 같으며, 비행시험시 공력하중이 앞마개부에 미치는 영향은 최대 등가응력의 6%이내로 상당히 작았다. 수압시험 모드와 지상시험 모드의 실험치와 해석치를 비교한 결과 정확한 해석을 위해서는 점화기를 모델링과 점화기와 연소관, 브라켓과 연소관에 접촉요소의 적용, 3차원 비선형 해석등 보다 상세한 해석이 필요함을 알 수 있었다.

1. 서 론

본 연구에서의 추진기관 연소관은 Fig.1과 같은 고압용기로써 앞마개의 스키투부에 유도탄 본체가 연결되고 뒷마개에는 추진기관에 추진력을 제공하는 노즐이 장착된다. 연소관은 실린더 부위에 날개 부착용 브라켓이 용접되어 고압용기와 기체구조물 역할을 동시에 수행하고 있다. 추진기관은 유도탄의 비행 안정성을 위해 유도탄 본체 조립시 정렬(alignment)오차가 체계요구 조건으로 제시되어 유도탄 본체가 조립되는 스키투부의 변위가 중요 설계변수가 되기 때문에 연소관의 앞마개부가 실린더부에 비하여 두껍게 설계되었다. 실제 해석 결과도 앞마개부가 실린더부의 65%의 응력 수준을 보이고 있다. 비행시험시 적용한 외부하중은 스키투부와 브라켓부에 작용하는 공력하중인데 스키투부에 작용하는 공력하중은 굽힘 모멘트와 압축력, 전단력으로 표현되고, 브라켓부에 작용하는 공력하중은 축방향 및 원주방향의 전단력과 모멘트로 표현되며, 공력하중이 3차원으로 작용하므로 하중조건 및 기하학적 대칭성을 고려하여 180° 3차원 모델링하였다.

추진기관은 시험조건(수압시험, 지상시험) 및 작동조건(비행시험), 운용조건(저장, 수송)등에 따라 모델링하여 해석을 수행하여야 하지만 본 연구의 추진기관은 수송 및 저장중의 하중 상태 및 크기가 작동 조건에 비해서 훨씬 안전한 상태이므로 수압시험, 지상시험, 비행시험의 3가지 모드에 대해서만 구조해석을 수행하여 응력수준을 비교 검토하였다.

해석 모델링과 결과 분석은 HP 735 워크스테이션에 설치된 PATRAN13-2를 이용하였으며, 응력해석은 Cray Y-MP2E/232에 설치되어 있는 구조해석 적용 프로그램 ABAQUS 5.4를 이용하였다.

추진기관 연소관의 구조해석 결과 최대응력은 실린더 중앙부에서 발생하였으며 스키투부위의 변위는 체계요구조건을 만족하였다. 실린더 중앙부와 앞마개 용접부는 실험치와 해석치가 비교적 잘 일치하였으나, 브라켓부와 앞마개의 점화기조립부는 상당한 차이를 보여 정확한 해석을 위해서는 점화기의 모델링과 점화기와 연소관, 브라켓과 연소관에 접촉요소 적용, 3차원 비선형 해석^[1]등 보다 상세한 해석이 필요함을 알 수 있었다.

2. 응력해석

2.1 해석 모델

모델링에 사용된 요소는 3차원 선형 요소로써 8절점 6면체 요소(Brick element)이며 가장 모델이 큰 비행시험모드에서 요소수는 브라켓 부위까지 포함하여 3531개이고, 절점수는 5470개이다. 수압시험 모드와 지상시험 모드에서는 날개를 부착하지 않으므로 브라켓의 날개 조립부의 내부

홈 부위는 무시하고 4mm 두께만 모델링 하였으며, 비행시험 모드에서는 날개가 부착되어 있으므로 날개 조립부인 20mm 두께까지 모델링하였다. 실제로 브라켓면과 연소관면은 용접부위를 제외하고 떨어져 있어서 사이에 접촉면(Contact surface)이 존재하므로 접촉요소(contact element)를 적용해야 하지만 붙어있는 것으로 가정하여 접촉면의 절점을 연소관에 고정시켜 해석하였다.

추진기관 연소관에 사용된 재료는 AISI 4130강이며 기계적 성질은 Table 1에 제시하였고, 연소관의 형상은 Fig.1에 나타내었다. 연소관에 적용한 하중조건은 Table 2에 제시하였다.

Table 1. Mechanical properties of AISI 4130 steel

항 목	탄성계수	포와송비	항복강도	인장강도
특성치	20394 kg mm ²	0.32	108 kg/mm ²	120 kg/mm ²

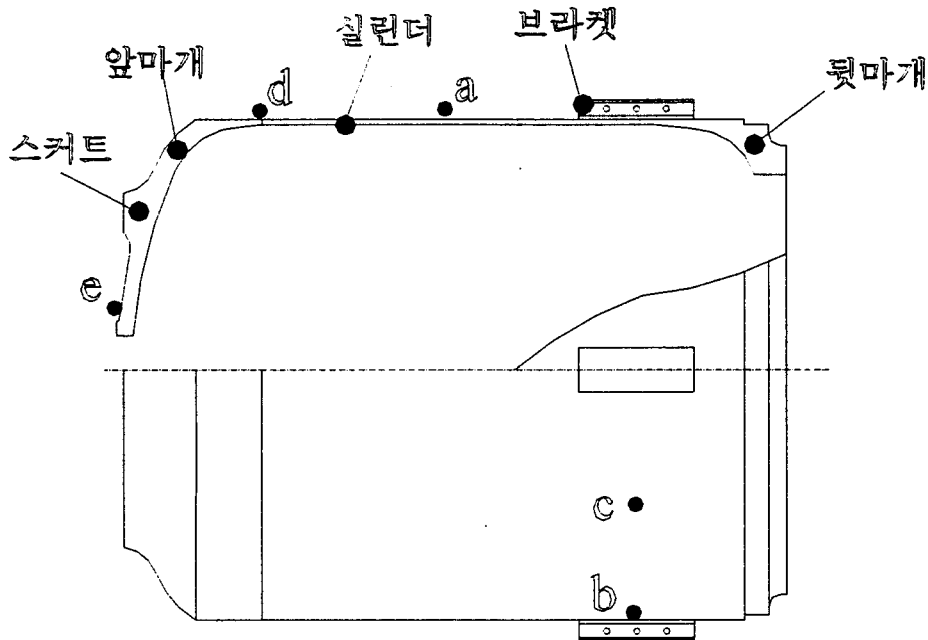


Fig.1 Configuration of rocket motor case

Table 2. Load conditions of rocket motor case

하중조건		수압시험	지상시험	비행시험	하중작용위치
압력(kg/mm ²)		0	0	0	연소관 내부에 작용
추력 (kg)		-	0	0	노즐조립부에 작용
노즐의 압력차에 의한 하중 (kg)		-	0	0	노즐조립부에 작용
스커트 공력하중	굽힘모멘트 (kg·mm)	-	-	0	스커트에 작용
	압축력 (kg)	-	-	0	스커트에 작용
	전단력 (kg)	-	-	0	스커트에 작용
날개공력 하중	축방향 (kg)	-	-	0	날개에 작용
	원주방향 (kg)	-	-	0	날개에 작용

2.2 수압시험 모드의 하중 및 변위 경계 조건

연소관의 점화기 조립부와 노즐 조립부에 작용하는 하중(P_a , P_b)은 압력으로 환산하여 Fig.2(a)와 같이 작용시켰으며, 변위경계조건은 Fig.2(b),(c)와 같이 점화기 조립부 및 노즐 조립부에 수압시험 치구없이 모델링하여 압력이 작용하지 않는 부분은 반경방향 변위 조건을 적용하였다. 실린더 부위에 균일한 응력분포를 갖게 하기 위해 앞마개와 실린더의 접점부에서 $5\sqrt{r \times t}$ 길이^[1] 이상 충분히 길게 모델링하여 앞마개부와 뒷마개부를 따로 해석하여 실험 및 해석 조건을 가능한 유사하게 하였다.

$$P_a = \frac{\pi r_i^2 P_c}{\pi (r_{ia}^2 - r_{ib}^2)}, \quad P_b = \frac{\pi r_j^2 P_c}{\pi (r_{ja}^2 - r_{jb}^2)}$$

P_a : 점화기 조립부에 작용하는 환산 압력

P_b : 노즐 조립부에 작용하는 환산 압력

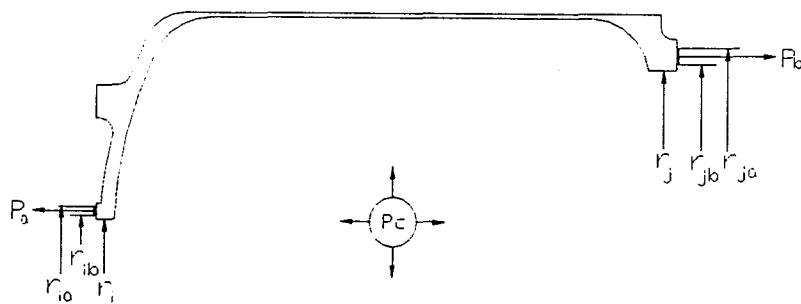


Fig.2(a) Load boundary conditions for hydraulic test mode

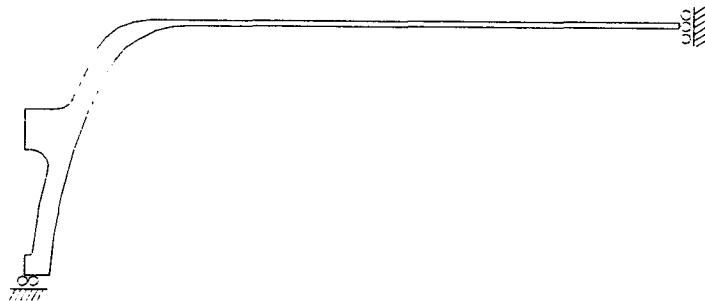


Fig2(b) Displacement boundary conditions of dome part for hydraulic test mode

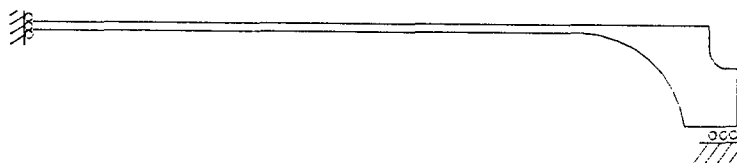


Fig2(c) Displacement boundary conditions of funnel part for hydraulic test mode

2.3 지상시험 모드의 하중 및 변위 경계 조건

내압에 의해 점화기조립부에 작용하는 하중은 수압시험모드와 같고, 노즐조립부에 작용하는 하중은 노즐에 작용하는 압력차에 의하여 작용하는 하중(P_{bb})과 추력에 의한 하중(P_f)을 Fig3과 같이 노즐과 뒷마개부가 조립되는 부위에 압력으로 환산하여 작용시켰다.

변위경계 조건은 스키투의 축방향 변위만 고정하였으며 연소관 전체를 모델링하여 해석하였다.

$$P_{bb} = \frac{F_{a_0}}{\pi(r_{ja}^2 - r_{jb}^2)} \qquad P_f = \frac{F_{b_0}}{\pi(r_e^2 - r_j^2)}$$

F_{a_0} : 노즐에 작용하는 압력 차에 의한 축방향 하중

F_{b_0} : 추력에 의한 축방향 하중

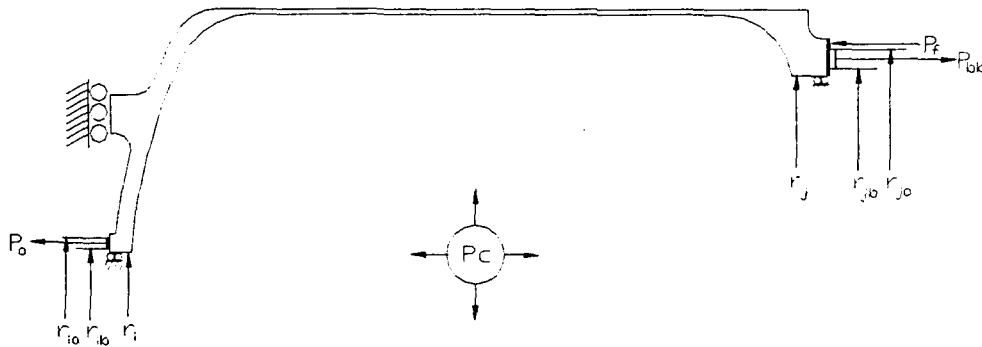


Fig.3 Load and displacement boundary conditions for ground test mode

2.4 비행시험 모드의 하중 및 변위 경계 조건

비행시험 모드는 지상시험 모드에서 작용하는 모든 하중과 Fig.4(a)와 같이 스키투부와 날개가 조립되는 브라켓부에 공력하중이 추가적으로 작용한다. 스키투에 작용하는 공력 하중은 굽힘모멘트(M_0), 압축력(P_t), 전단력(f_s)으로 표현되며 굽힘모멘트에 의한 분포하중(m_a, m_b)은 PATRAN의 field를 이용하여 짝힘으로 환산하여 적용하였다. 전단력은 PATRAN에서 분포압력으로 줄 수 없기 때문에 스키투부의 절점의 값으로 환산하여 힘으로 작용시켰다.

날개에 작용하는 축방향 힘(w_z)과 원주방향 힘(w_h)은 Fig.4(b)와 같으며 원주방향의 힘은 양력으로 작용하므로 180° 모델중 1개의 날개에만 작용시켰다. 브라켓에는 날개가 고정되어 있으므로

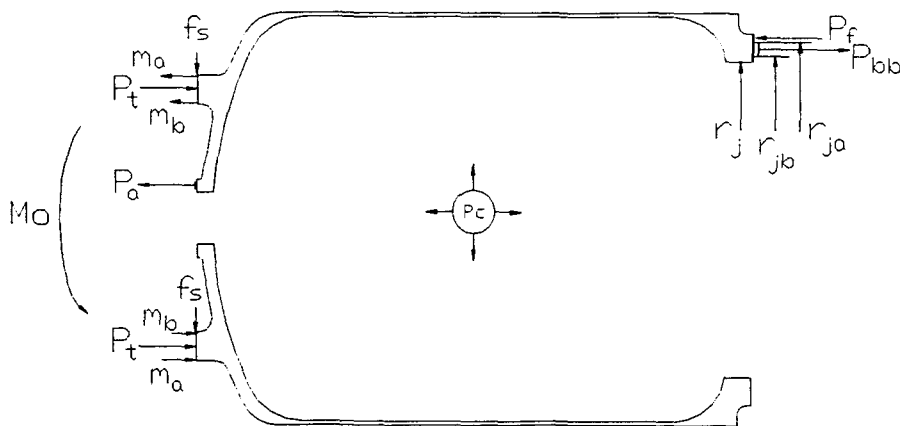


Fig.4(a) Load boundary conditions for flight mode

브라켓 내부를 채우고 모델링하였으며 날개에 작용하는 하중은 브라켓에 전단력과 모멘트로 환산하여 작용시켰으며 Fig.4(c)와 같다.

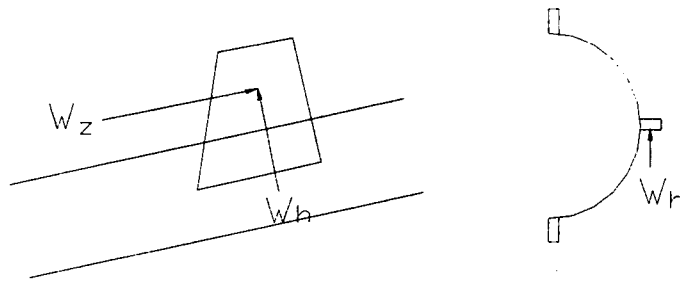


Fig.4(b) Aero dynamic forces of wing for flight mode

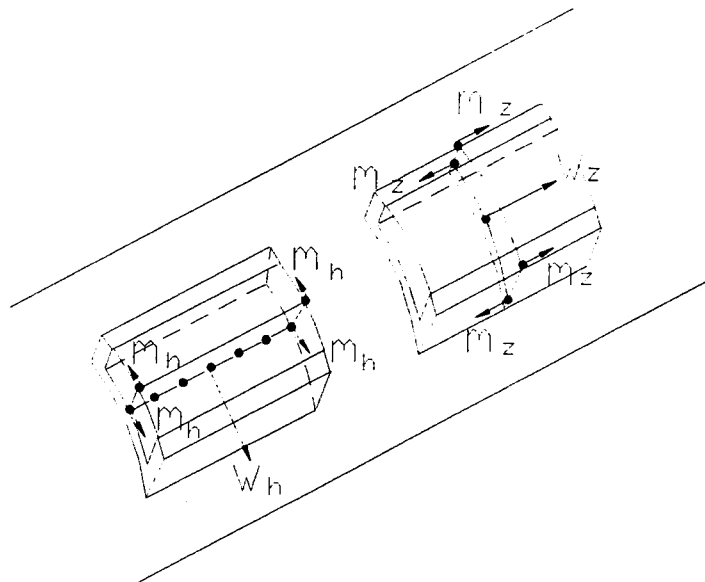


Fig4(c) Load boundary condions of wing for flight mode

비행시험 모드에서의 변위경계조건은 Saint-Venant의 원리를 이용하여 Fig.5와 같이 가장 약조건이라 판단되는 축방향 고정 조건으로 하여 앞마개부와 뒷마개부를 분리하여 해석하였다. 앞마개 부위 해석시는 뒷마개를 고정하고, 뒷마개 부위 해석시에는 앞마개를 고정하였다.

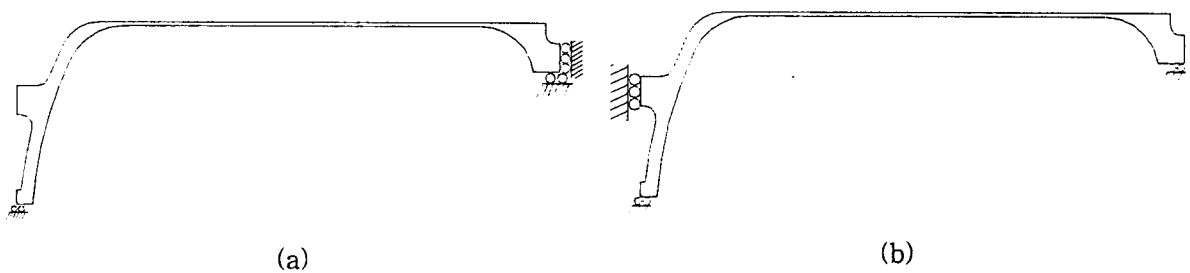


Fig.5 Displacement boundary conditions of dome part and funnel part

3. 결과 및 고찰

3.1 실험치와 해석치 결과 고찰

Table 3에서는 해석 모델에 따른 연소관 주요부위의 변형률에 대하여 해석치와 실험치를 비교하였는데 실린더 중앙부와 앞마개 용접부는 2.8%이내로 잘 일치하지만 브라켓부는 최대 35%, 앞마개 접화기부는 최대 28.9%의 오차를 보이고 있다. 브라켓부의 오차는 모델링시 해석을 간단히 하기 위하여 용접부의 절점을 연소관에 고정하고 브라켓이 연소관과 접촉되는 전체면을 고정하였기 때문에 실제 모델보다 측정부위의 강성이 증가하여 해석치가 실험치에 비하여 작게 나타났다. 앞마개 접화기 조립부의 오차는 조립치구를 반경방향으로 고정하여 실제 조립치구의 변형을 고려한 실험치보다 해석치가 작게 나타났다.

Table 3. Hoop strain and axial displacement of motor case

측정부위		수압 시험			지상시험			비고
		실험치($\mu\epsilon$)	해석치($\mu\epsilon$)	오차(%)	실험치($\mu\epsilon$)	해석치($\mu\epsilon$)	오차(%)	
변형률	실린더중앙 (원주방향)	2756	2750	0.2	2542	2615	2.8	Fig.1 (a)
	브라켓옆 (원주방향)	2548	1655	35	2436	2124	12.8	Fig.1 (b)
	브라켓중간 (원주방향)	2560	1745	31.8	2386	2207	7.5	Fig.1 (c)
	앞마개용접부 (원주방향)	1347	1382	2.6	1965	1882	4.2	Fig.1 (d)
	앞마개접화기부 (자오선방향)	2213	1661	24.9	1799	1279	28.9	Fig.1 (e)
변위	스커트부 (축방향)	0.8 mm	0.87 mm	8.8	-	-	-	
	실린더중앙 (반경방향)	0.74 mm	0.7 mm	5.4	-	-	-	Fig.1 (a)

3.2. 3가지 모드의 해석 결과 고찰

Fig.6은 3가지 모드에서 내면의 등가응력을 보여주는데 앞마개부에서 수압시험모드와 비행시험모드는 거의 같은 경향을 보이거나 스커트부에 작용하는 모멘트 때문에 접화기부와 스커트부사이에서 수압시험모드의 등가응력값이 약간 크게 나타났다. 앞마개부에서 지상시험 모드는 비행시험모드나 수압시험 모드와 아주 다른 분포를 보이는데 앞마개의 스커트부가 축방향으로 고정되어 있어 내압에 의한 변형이 작았지만 스커트를 고정함으로써 스커트부 내면에서 국부적인 응력 상승효과가 발생하여 등가응력값이 약간 상승하고 있다.

대함 앞마개부는 비행시험 모드에서 최대 응력이 33 kg/mm^2 로 실린더부에 비해 52% 정도 밖에 되지 않는데 이는 스커트부의 변형을 작게 하려는 체계요구 조건 때문에 상당히 두껍게 설계되었기 때문이다. Fig.7에서 알 수 있듯이 스커트에서 축방향 변위의 차이가 최대 0.57mm로 체계요구 조건을 만족하고 있다.

Fig.8은 비행시험 모드에서 전체 하중이 작용했을때와 모멘트 하중만 작용했을 때의 결과 비교인데, 모멘트 하중만 작용했을 경우에 최대등가 응력이 4 kg/mm^2 로 내압과 공력하중이 동시에 작

용한 경우의 약 6% 밖에 기여 하지 못하여 공력하중의 영향이 크지 않음을 알 수 있다.

비행시험 모드에서 스키투에 작용하는 굽힘 모멘트로 발생하는 짝 힘(인장, 압축)에 의한 등가응력변화를 나타낸 Fig.9에서 보면 스키투부와 실린더부 연결부에서 약 80%의 차이를 보인다.

앞마개부는 실린더부에 비해 상당히 두껍기 때문에 내·외면에 응력의 차이가 발생하는데 Fig.10에서 보면 점화기부와 스키투사이에서는 외면이 내면보다 크고, 스키투에서 실린더 사이에서는 내면이 외면보다 크므로 앞마개부에 굽힘 응력을 받고 있음을 알 수 있다.

Fig.11에서 보면 뒷마개부의 내면에서의 등가응력 분포는 전체적으로 유사한 경향을 보이거나 수압시험 모드가 가장 크게 나타났는데 수압시험모드는 노즐조립부를 시험치구로 막고 수압시험을 하기 때문에 뒷마개부가 지상시험모드와 비행시험모드보다 축방향으로 더 큰 하중을 받고 있기 때문에 응력 수준이 상대적으로 높게 나타났다.

Fig.12는 지상시험모드에서 3차원해석에서의 등가응력을 보여주고 있는데 3가지 모드에서 최대응력이 발생하는 곳은 실린더부 중앙의 외면이며, 등가응력치는 수압시험모드의 경우 64.61 kg/mm^2 , 지상시험은 61.39 kg/mm^2 , 비행시험은 64.71 kg/mm^2 으로 5.4%이내의 거의 같은 응력 값을 보이며 안전율은 비행시험모드에서 항복강도에 대하여 1.67로 충분히 안전하다.

4. 결론

외부하중을 고려한 추진기관 연소관을 유한요소법을 이용하여 3차원 구조 해석한 결과 아래의 결론을 얻었다.

- 1) 안전율은 비행시험모드에서 항복강도에 대해 1.67정도이다.
- 2) 수압시험모드, 지상시험모드, 비행시험모드의 최대 등가응력은 5.4%이내의 유사한 값을 보인다.
- 3) 비행시험시 공력 하중의 영향은 앞마개부에서의 최대등가 응력이 전체하중을 적용한 경우의 6%정도로 구조적 영향이 상당히 작았다.
- 4) 앞마개부를 두껍게 설계하여 스키투부 변위가 상당히 작음을 확인하였으며 체계요구조건을 만족하였다.
- 5) 점화기 조립부와 브라켓부를 정확히 해석하기 위해서는 점화기를 모델링하고, 점화기와 연소관, 브라켓과 연소관의 접촉면에 접촉요소(contact element)의 적용과 3차원 비선형 해석이 필요함을 확인하였다.

참고문헌

1. 이방업, 구송희, 조원만, 강문중, "추진기관 연소관의 날개 부착부위 3차원 비선형 해석", 국방과학연구소 유도무기 추진기관 학술대회 논문집, 1995, pp. 295-305
2. Dingwell, I. W., 1964, Design guides for tapered transition section for pressure vessel, Journal of Spacecraft, Vol. 1, pp. 115 -116
3. ABAQUS/standard, User's Manual, v.5.3, volume I, II
4. PATRAN User's Manual, v1.3-2

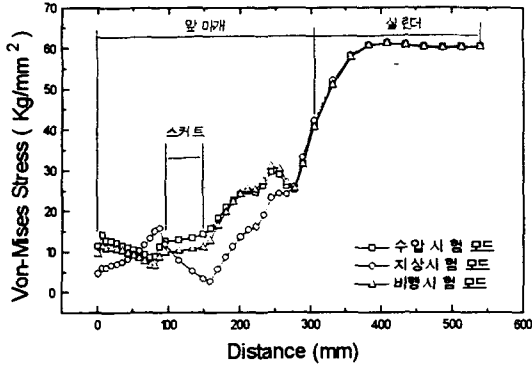


Fig.6 Von-Mises stress distributions for three test mode

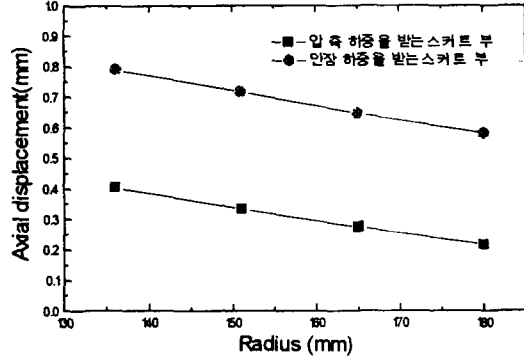


Fig.7 Axial displacements at skirt area

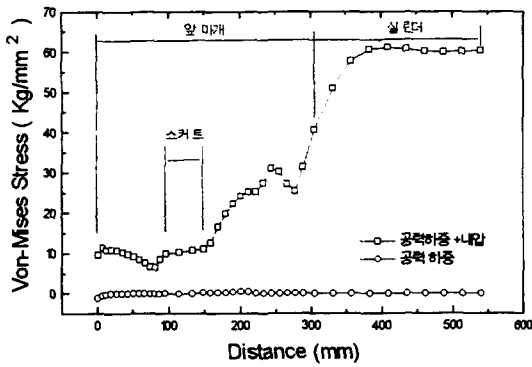


Fig.8 Von-Mises stress distributions for applied loads

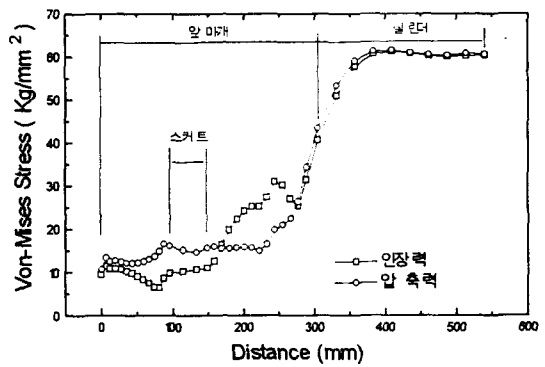


Fig.9 Von-Mises stress at opposite sections of motor case

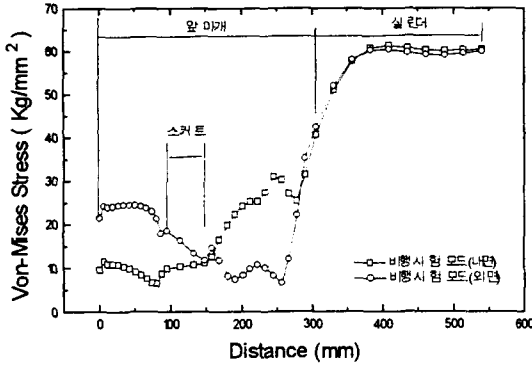


Fig.10 Von-Mises stress inside and outside of motor case

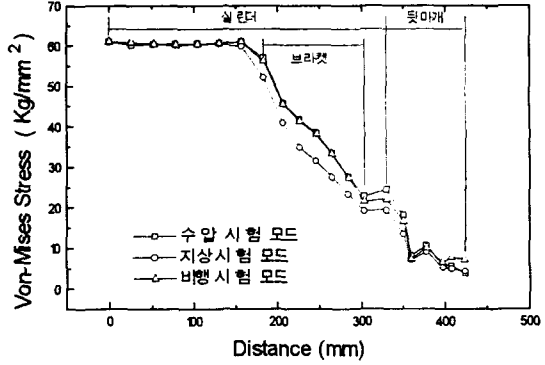


Fig.11 Von-Mises stress of funnel part for three test modes

Image: LC_338.RES_1:1-P3/PATHAN R 1-(Von-Mises)-ABAQUS-26-Jun-95 11:01:14

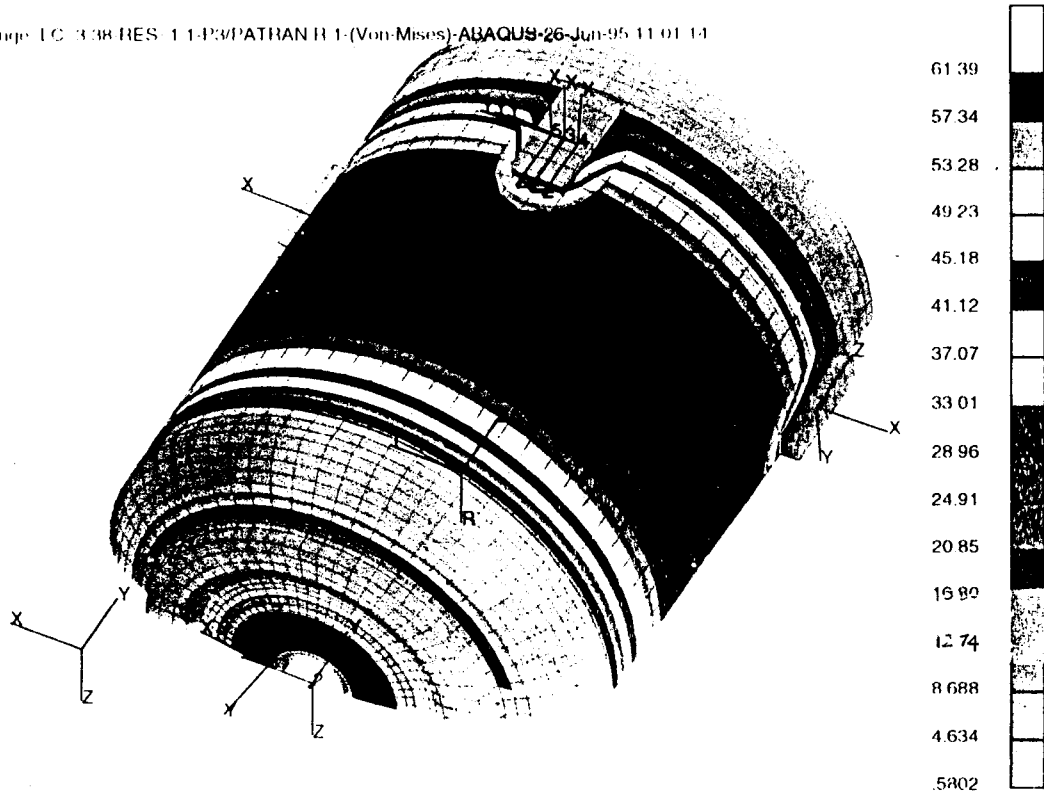


Fig.12 Effective stress contour of rocket motor case at ground test mode