

램제트 돔 포트 부의 열응력 해석

김승중[†] · 최영진* · 이영신** · 김재훈** · 구송회***

Thermal Stress Analysis of Ramjet Dome Port Part

Kim Seung-Joong, Choi Young-Jin, Lee Young-Shin, Kim Jae-Hoon and Koo Song-Hoe

Key Words : Ramjet Dome Port(램제트 돔 포트), Thermal Analysis(열해석), Transient(과도해석), Temperature(온도),

Abstract

In this study, dome port bringing up for discussion where the ramjet occurs in flying it presents the tendency of distribution of thermal contour due to temperature and pressure. It is assumed that the material of ramjet is steel for the ease of result analysis. It applied material property which it follows by temperature and input boundary condition that changing temperature and pressure on each region by time difference for transient analysis. Thermal analysis region is decided until dome port part is separated and operate analysis in 0.5 second. Finally we draw tendency of thermal contour in ramjet dome port part by temperature and pressure.

1. 서 론

고체연료 추진기관은 구조가 비교적 간단하고 제작이 용이하여 이에 따른 저렴한 제작비 및 고신뢰성 확보가능 등의 장점으로 인하여 대부분의 유도무기에 추진기관으로 사용되어 왔다. 국내에서도 이와 같은 장점들 때문에 고체연료 추진기관이 많이 연구되고 있다. 하지만 보다 우수한 성능에 대안으로 각광 받고 있는 것이 램제트 및 스크램제트 추진기관이다. 램제트 추진기관은 구조적으로 고체연료 추진체계보다 복잡하고 작동을 위해서는 보조추진장치(보조부스터 등)가 필요하지만 기존의 고체연료 추진기관에 비해 대략 4 배 이상의 성능을 낼 수 있기 때문에 초음속 장거리 비행에 아주 적합한 특성을 가지며 차세대 초고속

민항기 및 유도무기체계에 폭 넓게 적용될 수 있다. 또한 소요 중량과 부피를 줄일 수 있고 비행 거리를 연장시킬 수 있어서 기동성과 속도를 크게 향상시킬 수 있다. 램제트 추진기관은 마하 2 이상의 속도로 장거리 비행이 요구되고, 주어진 공간이 부족하여 로켓 모터로는 충분한 성능을 얻을 수 없을 때 적합한 추진기관이다. 또한 구조적으로 제트 엔진에 비해 비교적 간단하고 제트 엔진이 마하 2 정도까지 밖에 쓰이지 못하는 반면 램제트는 마하 4 정도의 고속비행이 가능하여 항공기의 비행속도를 크게 증가시킬 수 있다. 최근 들어 램제트 추진기관의 구조는 복잡하지만, 가장 높은 비추력을 발생시킬 수 있는 등 여러 장점으로 인해서 최종적으로는 신뢰도 높은 액체 램제트 기관을 개발코자 하는 것이 최근의 추세이다. 램제트 추진기관에 대한 외국의 연구는 1940년대 이후 본격적으로 개발되면서, 기술 개발과 더불어 추진기관과 비행체 연합 기술에 있어서는 많은 변화를 거쳐왔다. 램제트 기관에 대한 연구가 발전함에 따라 단순한 설계 형태를 취하고, 소형 및 경량화 되고 있는 추세이다. 최근에는 고온재료 및 노즐 열충격 실험 및 해석에 대해 많은 연구가 수행되었다. [1~7]

[†] 충남대학교 기계설계공학과 대학원
E-mail : k80a1501@cnu.ac.kr
TEL : (042)821-7621

* 충남대학교 기계설계공학과 대학원

** 충남대학교 기계설계공학과

*** 국방과학연구소 연구원

본 연구에서는 램제트의 온도 하중 조건에 의한 각 시간별 구간의 온도분포를 transient 열해석을 수행하여 열 분포를 확인하고 그 경향을 제시하고자 한다.

2. 본론

2.1 경계조건 및 물성치

2.1.1 경계조건

본 해석에서는 램제트 inlet port 부의 개략적인 형상을 바탕으로 Fig. 1 에서 보는 것과 같이 전체적으로 3 개의 영역으로 구분하여 경계조건을 적용하였다. 각각의 영역에는 서로 다른 온도와 압력을 적용하였다. 각각의 영역에 대해 적용한 경계조건 중 온도 조건은 Fig. 2 와 같이, 압력조건은 Fig. 3 의 형태로 적용하였다. 구간 1 에서 압력 4 atm, 온도 600K, 구간 2 에서는 압력 2 atm, 압력 580 K 이 적용되었다. 구간 3 에서는 압력 4 atm, 온도 700 K 이 적용되었다. 또한 대류계수의 영향을 보기 위해서 각 경우마다 270 W/m²K, 135 W/m²K 을 적용하였다. 그리고 이 조건은 inlet port cover 가 개방되기 전까지의 온도 및 압력조건이며, 총 해석시간 1000 sec 동안 계속적으로 적용된다. 위의 경계조건은 inlet port 부의 내부에 온도 및 압력이 적용된다. inlet port 부의 내부는 램제트 로켓의 비행 중 외부에서 공기가 유입되는 부분으로써 고온과 고압이 적용되는 위치이다. 구속조건이 적용되어지는 부분 FEM 의 기본이론에서 대칭형상에 대한 구속조건의 적용방법에 의해서 노드에 적용하였다.

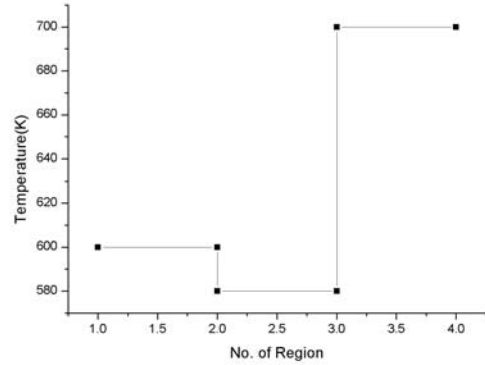


Fig. 2 Temperature distribution at each region of inlet port

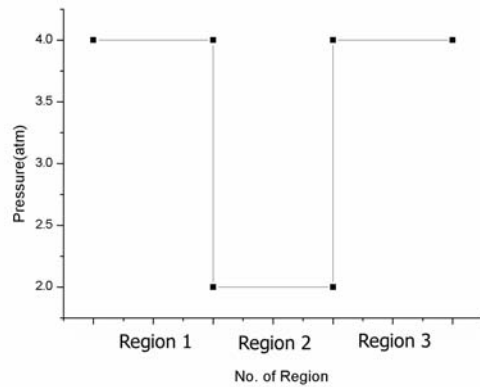


Fig. 3 Pressure distribution at each region of inlet port

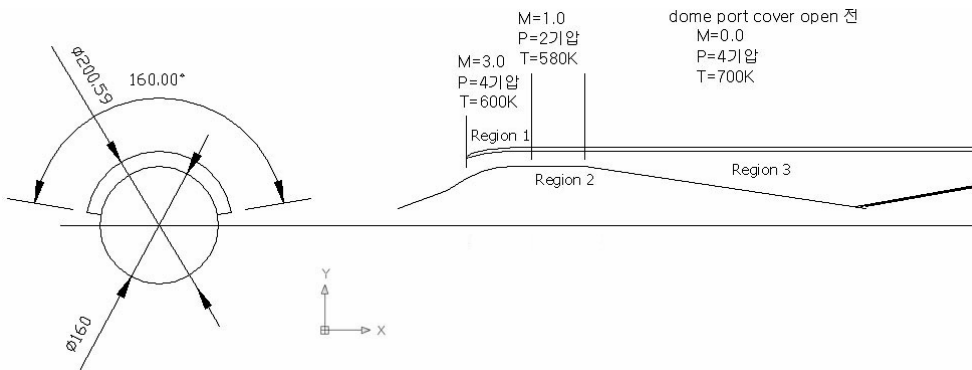


Fig. 1 Shape of ramjet dome port part

Table 1 Thermal property of AISI 4 steel

Temp (K)	Thermal conductivity		Thermal expansion * 10 ⁻⁶ (mm/mmK)	Specific heat		Density (kg/m ³)
	W/mK	kg*mm/s ³ K		J/kgK	mm ² /s ² K	
273	43.1	43.1* 10 ⁻⁶	11.52	481.5	481.5* 10 ⁻⁶	7840
298	43.1	43.1* 10 ⁻⁶	11.52	481.5	481.5* 10 ⁻⁶	
366	43.1	43.1* 10 ⁻⁶	12.06	489.1	489.1* 10 ⁻⁶	
477	42.2	42.2* 10 ⁻⁶	12.96	501.5	501.5* 10 ⁻⁶	
589	40.5	40.5* 10 ⁻⁶	13.50	558.2	558.2* 10 ⁻⁶	
700	38.8	38.8* 10 ⁻⁶	13.86	614.4	614.4* 10 ⁻⁶	
810	35.7	35.7* 10 ⁻⁶	14.22	670.0	670.0* 10 ⁻⁶	
972	31.2	31.2* 10 ⁻⁶	14.76	752.0	752.0* 10 ⁻⁶	
989	30.3	30.3* 10 ⁻⁶	14.22	793.2	793.2* 10 ⁻⁶	
1072	26.0	26.0* 10 ⁻⁶	11.88	1587.7	1587.7* 10 ⁻⁶	
1233	27.0	27.0* 10 ⁻⁶	14.04	584.4	584.4* 10 ⁻⁶	

2.1.2 재료물성특성

램제트 해석에 사용되는 재료의 물성은 AISI 4 계열의 물성을 사용하였다. 실제로 램제트가 운용되는 환경이 고온 고압의 환경이므로, 해석의 정확성을 기하기 위해 Table 1 과 Table 2 의 온도에 따른 물성 변화특성을 해석에 적용하였다.

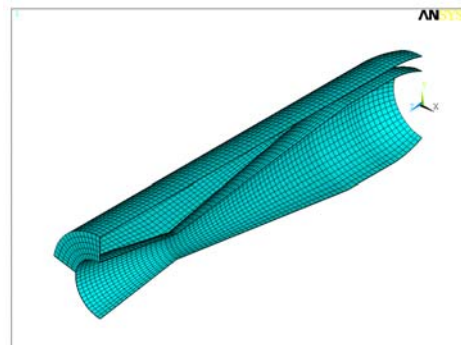
Table 2 Mechanical property of AISI 4 steel

Temp(K)	Young's modulus (GPa)	Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Poisson's ratio
298	200.4	1059.5	1177.2	0.29
366	196.4	1000.6	1108.5	
477	192.4	922.1	1020.2	
589	180.4	833.0	932.0	
700	164.4	716.1	804.4	
810	140.3	441.5	490.5	
922	96.2	225.6	255.1	
1033	-	-	-	
1144	-	-	-	

2.1.3 모델링 및 메쉬

본 해석에서 사용할 모델링은 상용유한요소 프로그램인 ANSYS 5.62 Version 에서 수행하였다. ANSYS 모델링의 기본적인 형상은 Fig. 1 의 도면

을 참고하였고, 두께는 전체모델에 대해 3 mm 로 균일하게 적용하였다. 그리고 해석모델의 형상의 대칭성을 고려하여 1/2 대칭형상으로 모델링하였다. 이 모델링을 기본으로 열과 온도에 크게 영향을 미치지 못하는 앞부분을 제외하고 Fig. 4 와 같이 메쉬를 실행하였다. 요소의 크기는 10 mm 이고, 개수는 총 4108 개이며, 절점은 총 8564 개로 구성되어있다.

**Fig. 4** Shape of ramjet dome port part(mesh)

3. 해석결과 및 토의

변수의 변화에 따라 구조적 특성에 대한 영향을 해석하기 위해서 대류열전달계수를 변화시키면서 해석을 수행하였다. 또한 발생하는 응력에 대해 열에 의한 열응력과 압력에 의한 응력이 각각 얼마나 크게 영향을 미치는지에 관한 연구도 수행하였다. 앞에서 수행된 해석모델, 하중 및 경계조건을 바탕으로 0.1 sec 이전에는 총 50 step, 0.1 sec ~ 1000 sec 에는 총 50 step 으로 전체적으로 100 step 으로 나누어 계산하였다.

3.1 대류열전달계수가 270 W/m²K 일 경우

다른 해석조건들을 모두 일정하게 고정하고, 대류열전달계수를 270 W/m²K 으로 적용하여 해석한 경우 발생하는 최대응력과 최대온도의 시간이력을 Fig. 5 와 Fig. 7 에 제시하였다. Fig. 5 에서 각 해석 단계마다 발생하는 최대온도의 시간이력 특성을 고찰해보면, 0.1 sec 이전에 모든 경계조건을 입력한 이후 시간이 경과됨에 따라서 온도가 급격히 상승한다는 것을 확인할 수 있다. 0.1 sec 이후부터는 온도가 급격하게 상승하여 20 sec 에서 500 K 까지 상승한다. 20 sec 이후부터 140 sec 까지는 온도가 완만하게 상승하다가 시간이 더 경과됨에 따라 온도 증가가 700 K 수준에서 수렴한다는 것을 알 수 있다.

Fig. 7 에서 최대응력의 시간이력에 따른 변화 특성을 고찰해보면, 온도와 압력이 동시에 작용하는 램제트 구조물에서 압력에 의한 응력 발생보다 온도에 의한 열응력 발생이 지배적임을 알 수 있다. 열응력은 앞의 이론에서 설명했듯이 온도차 및 그 분포특성에 주로 영향을 받는다. 열응력 역시 온도변화가 안정화되는 300 sec 이후부터 점차 안정화 되어감을 확인할 수 있다.

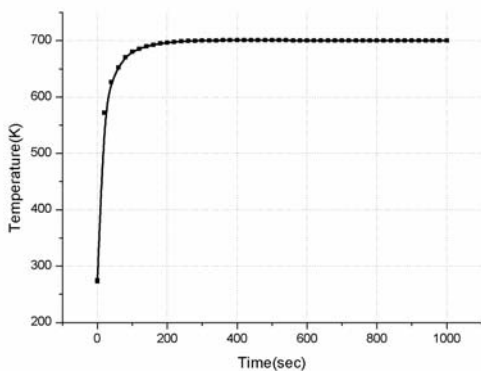


Fig. 5 Maximum temperature history of ramjet

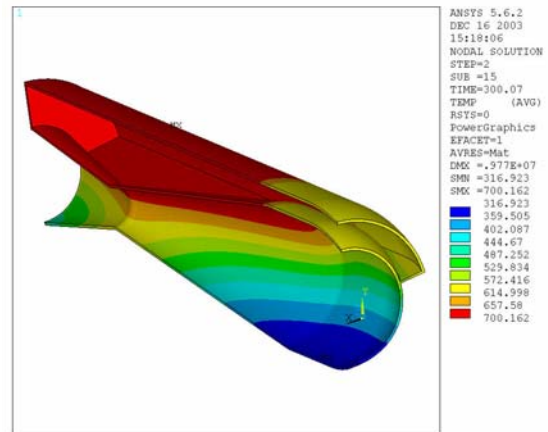


Fig. 6 Temperature contour of ramjet inlet port at 1000 sec

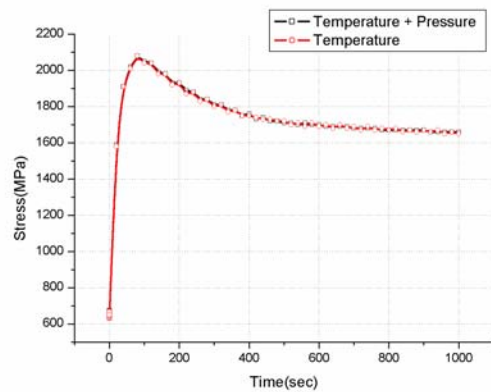


Fig. 7 Maximum stress history of ramjet

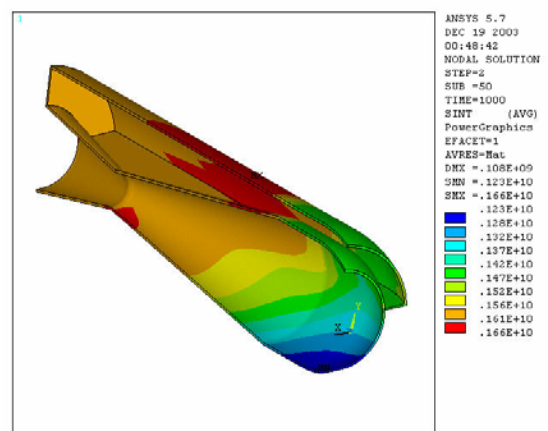


Fig. 8 Stress contour of ramjet inlet port at 1000 sec

3.2 대류열전달계수가 135 W/m²K 일 경우

다른 조건들은 모두 동일하게 고정하고, 대류 열전달계수를 135 W/m²K 으로 적용한 경우 발생하는 최대응력과 최대온도의 시간이력을 Fig. 9 와 Fig. 11 에 제시하였다. 시간이력에 따른 최대온도의 경향을 판단해보면 Fig. 9 에서와 같이 0.1 sec 이전에 모든 경계조건을 입력한 이후 시간이 경과됨에 따라 온도가 급격히 상승하는 것을 확인할 수 있다. 0.1 sec 이후부터는 온도가 급격하게 상승하여 80 sec 에서는 592 K 까지 상승한다. 80 sec 이후부터 500 sec 까지 온도는 비교적 완만하게 상승하여, 500 sec 이후부터는 온도가 거의 700 K 에 도달하여 수렴하는 것을 알 수 있다. Fig. 10 은 1000 sec 가 지난 이후에 램제트 inlet port 에서 발생하는 열 분포를 나타낸 그림이다.

Fig. 11 에서 최대응력의 시간이력에 따른 변화특성을 고찰해보면, 온도와 압력이 동시에 작용하는 inlet port 구조물에서 압력에 의한 응력 발생보다 온도에 의해 발생하는 열응력이 지배적임을 알 수 있다. 열응력은 앞서서도 설명했듯이 온도 분포특성에 주로 영향을 받는다. 그러므로 열응력이 주로 발생하는 부분은 온도구배가 나타나는 곳에서 발생하게 된다. 800 sec 이후부터는 온도구배가 점차 작아지므로 응력이 점차 안정화 되가는 것을 확인할 수 있다. Fig. 12 는 1000sec 가 지난 이후에 램제트 inlet port 에서 발생하는 열 분포를 나타낸 그림이다.

Fig. 13 은 서로 다른 대류열전달계수 하에서 온도변화를 비교한 그림이고, Fig. 14 는 위와 동일한 상황에서 온도에 의한 응력변화를 비교한 그림이다.

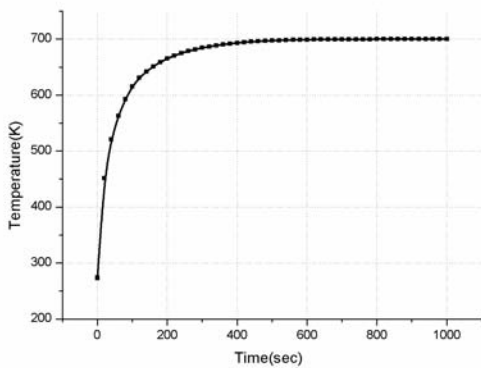


Fig. 9 Maximum temperature history of ramjet

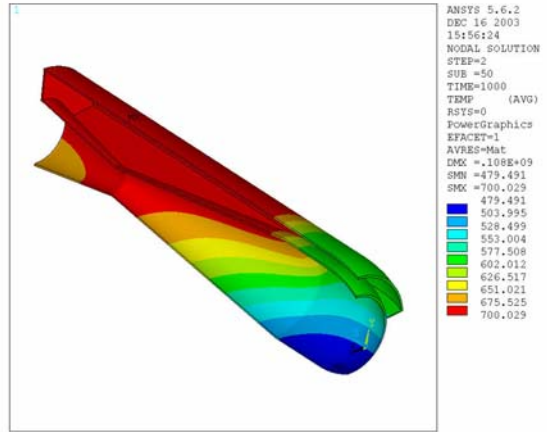


Fig. 10 Temperature contour of ramjet inlet port at 1000 sec

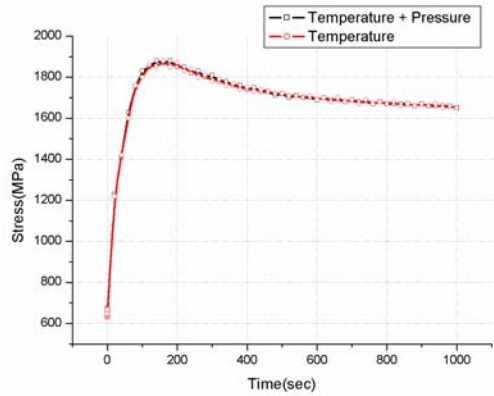


Fig. 11 Maximum stress history of ramjet

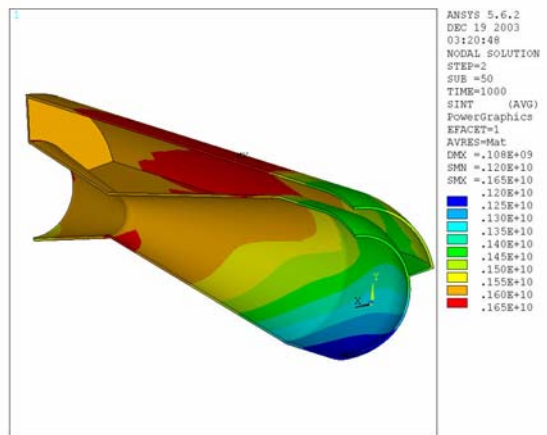


Fig. 12 Stress contour of ramjet inlet port at 1000 sec

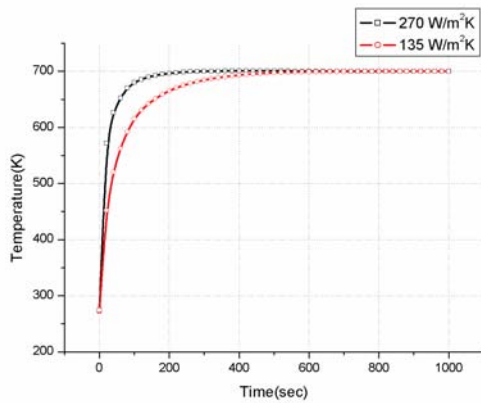


Fig. 13 Maximum temperature history depends on heat transfer coefficient

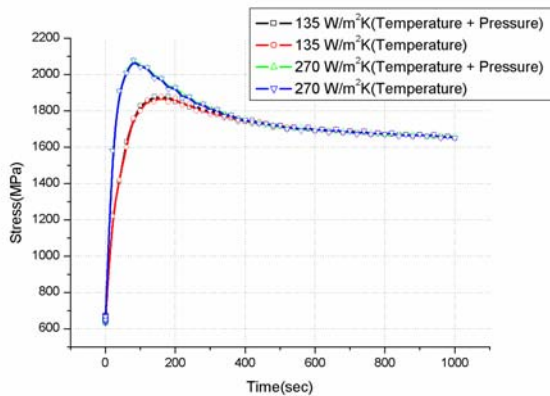


Fig. 13 Maximum stress history depends on heat transfer coefficient

4. 결론

본 해석에서는 램제트의 비행 중 발생하는 온도 및 압력조건에 의한 온도분포 및 응력분포특성에 대해 연구하였다. 연구소측에서 제공된 모델데이터를 바탕으로 해석모델링을 수행하고 다양한 해석조건에 대한 온도분포 및 열응력해석을 수행하였다. 본 해석을 통해 도출된 결론은 다음과 같다.

(1) 대류열전달계수가 $270 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$ 일 경우에는 온도가 정상상태에 도달하기까지는 약 300 sec, 대류열전달계수가 $135 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$ 일 경우에는 온도가 정상상태에 도달하기까지는 약 850 sec 가 소요되며, 대류열전달계수가 큰 경우에 온도변화가 극심하게 나타난다는 것을 확인 할 수 있었다.

(2) 대류열전달계수가 $270 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$ 일 경우에 최대응력은 80 sec 일 때 2.08 GPa 이 발생하고, 대류열전달계수가 $135 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$ 일 경우에는 최대응

력이 180 sec 일 때 1.88 GPa 이 발생하는 것을 확인 할 수 있었다. AISI 4 steel 의 경우 항복강도가 700 K 에서 716.1 MPa 이다. 일반적으로 열응력의 경우 항복강도의 3 배를 안정영역으로 취하기 때문에 최대응력은 허용응력인 2.148 GPa 이 내에 있는 것으로 판단된다.

(3) 순수하게 압력에 의해 발생하는 응력이 약 20 MPa 이내로 열응력에 의해 발생하는 응력에 비해서 매우 작은 수준이다. 그러므로 ramjet inlet port 에서 발생하는 응력은 열응력이 지배적임을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구 과제의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊은 감사를 드립니다.

참고문헌

- (1) 조종두, 안수익, 1996, “전위이론에 의한 열충격 하의 균열거동에 대한 연구”, 대한기계학회 논문집(A), 제 20 권, 11 호, pp. 3408~3414.
- (2) 이준현, 이진경, 송상현, 2001, “알루미나 세라믹에 대한 열충격 손상의 비파괴적 평가”, 대한기계학회 논문집(A), 23 권, 9 호, pp. 1507~1515
- (3) S. Sato, K. Tsuyuki, and S. C. Hwang, 2001, “Analysis of Thermal Stresses and Evaluation of the Thermal Shock Resistances of Graphite Crucibles”, Conference of APCFS and ATEM '01, JSME-MMD, pp. 499~504.
- (4) S. Amada, W. Y. Nong, Q. Z. Min, and S. Akiuama, 1999, “Thermal Shock Resistance of Carbon-Carbon(C/C) Composite by Laser Irradiation Technique”, Journal of Ceramics International, Vol. 25, pp. 61~67
- (5) 김재훈, 이영신, 박노석, 김덕희, 한영욱, 서정, 김정오, 2003, “ATJ 그라파이트의 CO2 레이저를 이용한 열충격 감소 및 열충격 파괴인성 평가”, 한국레이저가공학회논문집, 제 6 권, 제 1 호, pp. 17~24
- (6) Kim, J. H., Lee, Y. S., Kim, D. J., Park, N. S., and Moon, S. I., 2003, “Evaluation of Thermal Shock Strengths for Graphite Materials Using Laser Irradiation Method”, Proceeding of the Thirteenth International Conference on the Strength of Materials(ICCM-13), p. 118, 25~30
- (7) Lee, Y. S., Kim, J. H., Kim, H. S., and Koo, S. H., 2003, “Thermal Shock Analysis of the Nozzle Structures Under High Temperature Gradient”, International Joint Symposium Between Chung-Nam National University and Beijing University of Chemical Technology, Vol. 1, pp. 224~228