

柔性接头结构应力经验公式适用性

王超¹, 迟克刚¹, 王合久¹, 任军学², 刘宇²

(1. 中国航天科工集团有限公司 北京机械设备研究所, 北京 100854;
2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 设计了接头球半径为 8 cm 的柔性接头及其增强件环向应力电测系统, 测试了不同燃烧室压强和摆角条件下增强件的环向应力, 并与现有经验公式、有限元分析结果进行了对比, 基于有限元分析研究了接头球半径变化对增强件环向压缩应力的影响, 提出了新的接头球半径在 6~10 cm 范围内增强件环向压缩应力估算公式, 另外研究了喷管喉径对柔性接头结构应力的影响, 讨论了冷试容器压强和热试车发动机燃烧室压强换算公式的适用性。结果表明: 增强件环向压缩应力试验测试结果和有限元计算结果吻合较好, 现有增强件环向压缩应力经验公式估算结果值得商榷, 柔性接头冷试结构应力与热试结构应力是不同的, 冷试容器压强和热试车发动机燃烧室压强换算公式对于增强件环向压缩应力是适用的, 但是对弹性件切应力不适用。

关键词: 柔性接头; 推力矢量控制; 环向应力; 应力电测; 经验公式

中图分类号: V435⁺.23

文献标志码: A

Applicability of empirical formula for flexible joint structural stress

WANG Chao¹, CHI Kegang¹, WANG Hejiu¹, REN Junxue², LIU Yu²

(1. Beijing Institute of Mechanical Equipment,
China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100854, China;
2. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An 8 cm pivot radius flexible joint with reinforcement hoop stress measuring system was designed, and the reinforcement hoop stress due to different vessel pressures and vector angles was tested. The results were compared with the empirical formula and finite element analysis. Moreover, the effect of pivot radius on the reinforcement hoop compressive stress was investigated by finite element analysis. New formulas to compute the reinforcement hoop compressive stress for the pivot radius within the 6—10 cm were proposed. The effect of throat diameter on the reinforcement hoop compressive stresses of flexible joint was also studied, and the applicability of conversion empirical formula between cold-flow vessel pressure and hot fire motor pressure was discussed. Results showed that a good agreement for the reinforcement hoop compressive stress between test and finite element analysis was obtained. Empirical formulas for reinforcement hoop compressive stresses were not applicable. The flexible joint structural stresses in vessel and the fire test of solid motor rocket were different. The reinforcement hoop compressive stresses for the hot fire test of flexible nozzle can be converted by the joint test in vessel

收稿日期: 2017-03-06

基金项目: 上海航天科技创新基金(SAST201258)

作者简介: 王超(1987—), 男, 工程师, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。E-mail: wang_chaowin@163.com

引用格式: 王超, 迟克刚, 王合久, 等. 柔性接头结构应力经验公式适用性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2644-2650. WANG Chao, CHI Kegang, WANG Hejiu, et al. Applicability of empirical formula for flexible joint structural stress[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2644-2650.

through empirical formula. The elastomer shear stresses were more serious for the joint test in vessel than the fire test of solid motor rocket with flexible nozzle.

Key words: flexible joint; thrust vector control; hoop stress; stress test; empirical formula

柔性接头是由前法兰、后法兰、增强件和弹性件四部分组成的推力矢量控制执行部件。增强件和弹性件一般为多层交替黏接而成。在战略导弹和战术导弹上均有型号应用^[1-10]。其中增强件为柔性接头提供了抵抗发动机燃烧室压强的刚度,并且在加上作动器的操纵力时,增强件可以约束柔性接头的定向摆动。柔性接头在设计之初必须对增强件结构应力进行强度校核计算,由于在方案论证阶段柔性接头各参数需要不断调整,因此采用有限元分析计算会比较费时,有必要对增强件结构应力经验公式的适用性进行研究。NASA 曾基于接头半径在 10.15~27.95 cm 之间的柔性接头试验结果给出了结构应力的估算公式^[11-12],需要指出的是,此公式仅适用于计算增强件环向压缩应力,不能计算环向拉伸应力。Singh 和 Rao^[12]在进行增

强件、弹性件为锥形结构的圆柱形柔性接头应力研究时,发现 NASA 给出的应力估算公式不适用,其中由燃烧室压强引起的增强件应力公式估算值过大,而由摆角引起的增强件应力公式估算值过小,他们基于试验及有限元结果对 NASA 公式进行了修正,提出适合于接头半径在 10.15~27.95 cm 之间锥形增强件圆柱形柔性接头的应力估算公式。国内黄坚定结合试验结果对 NASA 的经验公式进行了部分修改^[13],表 1 列出了各应力估算经验公式,表中 σ_p 、 σ_θ 分别为由燃烧室压强 p_c 、摆角 θ 引起的增强件内侧环向压缩应力, τ_p 、 τ_θ 分别为由燃烧室压强 p_c 、摆角 θ 引起的弹性件内侧切应力。需要注意的是,不同的经验公式,物理量所用单位不同,在计算时需转化为需要的单位,表中 Anon 与黄坚定关于 σ_p 的估算公式实际是相同的。

表 1 柔性接头应力估算公式
Table 1 Empirical formulas for stresses of flexible joint

研究者	σ_p	σ_θ	τ_p	τ_θ	物理单位
Anon ^[13] (1974)	$\frac{4\,087\,p_c}{n_e-1}k_r\Omega$	$\frac{43\,950\theta}{n_e-1}k_r\Omega$	$\frac{t_e p_c k_e a^2}{17.5}$	$\frac{0.017\,45G a \theta}{n_e t_e}$	psi, inch, (°)
Anon ^[13] (1974)	$\frac{7\,150\,p_c}{n_e-1}k_r\Omega$	$\frac{1\,088\,225\theta}{n_e-1}k_r\Omega$			kPa, cm, (°)
Singh 和 Rao ^[12] (1991)	$\frac{4\,370\,p_c}{n_e-1}k_r k_m \Omega$	$\frac{184\,516\theta}{(n_e-1)/k_m}k_r\Omega$			psi, inch, (°)或 Pa, cm, (°)
黄坚定 ^[13]	$\frac{7\,150\,p_c}{n_e-1}k_r\Omega$	$\frac{9\,000\theta}{n_e-1}k_r\Omega$	$\frac{\zeta p_c t_e k_e \sin \beta}{a(\beta_2-\beta_1)}$	$\frac{0.017\,45G a \theta}{n_e t_e}$	kPa, cm, (°)

注:表中 $\Omega = \frac{a^{2.4} \cos \beta}{3\,283t_r^3 + t_r \cos^2 \beta [a^2(\beta_2 - \beta_1)^2 - 3\,283t_r^2]}$; k_r 为对增强件锥角的修正系数; $k_r = 0.103\,8 + 0.024\varphi_i - 0.000\,12\varphi_i^2$; k_e 为对弹性件锥角的修正系数, $k_e = 0.528 - 7 \times 10^{-3}\varphi_i + 3.26 \times 10^{-4}\varphi_i^2$; k_m 为对燃烧室压强的修正系数, ζ 为与增强件材料相关的经验系数; G 为弹性材料在工作状态下的切变模量。

本文进行了接头球半径为 8 cm 柔性接头的应力电测试验并与有限元、经验公式进行了对比,分析了经验公式的适用性,研究了接头球半径对柔性接头结构应力的影响,提出了接头球半径在 6~10 cm 范围内增强件环向压缩应力估算公式,研究了喷管喉径对柔性接头结构应力的影响,讨论了冷试容器压强和热试车发动机燃烧室压强换算公式的适用性。对于柔性接头和柔性喷管的设

计有很好的指导意义。

1 柔性接头及试验系统

1.1 柔性接头

柔性接头的结构如图 1 所示,由前法兰、后法兰、增强件和弹性件组成。主要参数及具体的结构参数如表 2 所示,弹性件与文献[14]中所提硅橡胶一致。

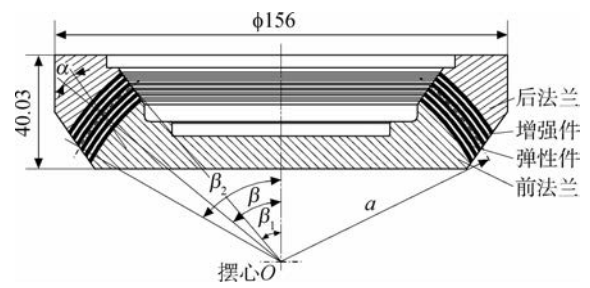


图 1 柔性接头结构示意图(单位:mm)
Fig. 1 Sketch of flexible joint (unit:mm)

表 2 柔性接头结构参数

Table 2 Structure parameters of flexible joint

参数	取值
接头球半径 a/mm	80
接头角 $\beta/(\text{^\circ})$	50
接头内角 $\beta_1/(\text{^\circ})$	40
接头外角 $\beta_2/(\text{^\circ})$	60
锥角 $\alpha/(\text{^\circ})$	15
弹性件厚度 t_e/mm	1
弹性件层数 n_e	6
增强件厚度 t_r/mm	1.2
增强件层数 n_r	5

1.2 试验系统

柔性接头冷试系统如图 2 所示。在压力容器充填高压氮气模拟燃烧室压强环境,电动伺服机构用于提供柔性接头摆动所需的作动力矩。两个水平安装的位移传感器用于测试柔性接头摆角,铅垂安装的位移传感器结合两水平传感器用于测试柔性接头的摆心^[13],拉压力传感器用于测试伺服机构所提供的作动力,测得摆心和作动力后则

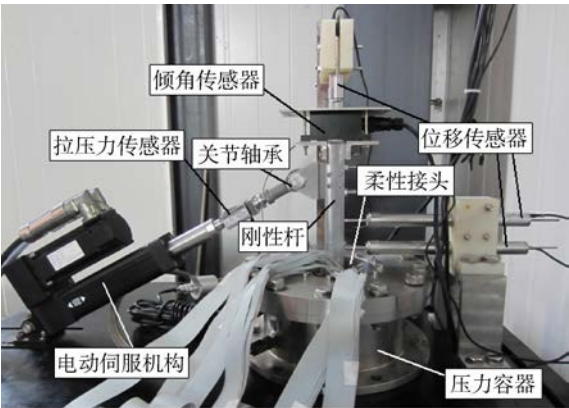


图 2 柔性接头冷试系统^[14]
Fig. 2 Cold-flow test system for flexible joint^[14]

可按照文献[13]中的方法计算出作动力矩。
柔性接头增强件应变片布置见图 3,应变计型号为 ZF120-(90)KF(11)-Q115,阻值为 120 Ω,灵敏度系数为 1.88,卡玛合金箔敏感栅,改性酚醛胶基底。应变计设计考虑了增强件内侧圆锥面曲率。

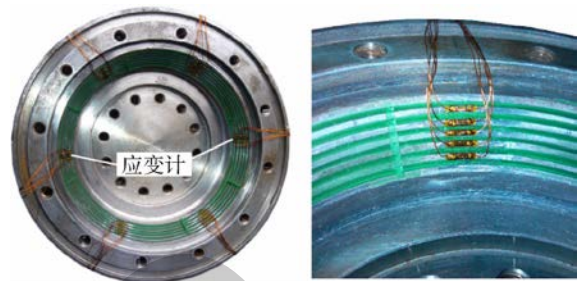


图 3 柔性接头增强件应变片布置
Fig. 3 Strain gauge arrangement of flexible joint reinforcement

2 有限元模型及计算方法

2.1 网格

柔性接头加载过程中变形及载荷非对称,需采用三维有限元模型进行数值模拟,根据载荷的作用形式,考虑对称性,建立球坐标系下的 1/2 柔性接头三维模型,选择三维六面体 8 节点单元对几何模型进行划分,采用 SOLID 185 单元划分弹性件, SOLID 45 单元划分增强件、前后法兰。各层弹性件、增强件沿厚度方向划分 4 等分,宽度方向划分 20 等分,周向划分 30 等分,共 36 787 个六面体单元,有 40 367 个节点,如图 4 所示,坐标原点 O 位于柔性接头几何回转中心,作动器位于 $\varphi=0^\circ$ 平面内。

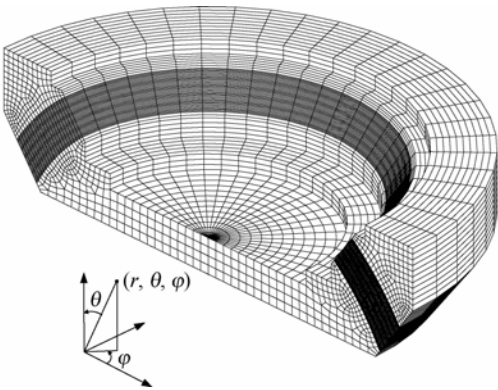


图 4 柔性接头有限元计算网格
Fig. 4 Finite element computational meshes of flexible joint

2.2 边界条件

对称面 $\varphi=0^\circ, 180^\circ$ 施加对称边界条件,在后法兰上顶面施加固定约束,压强载荷均匀作用于

柔性接头所有外部湿表面,在前法兰的关键点上施加等效的作动力载荷模拟柔性接头的摆动。

2.3 材料属性

柔性接头增强件及前后法兰材料都为 30CrMnSiA,其弹性模量 $E=205.8\text{ GPa}$,泊松比 $\mu=0.3^{[15]}$,弹性件材料按 Huper-elasticity 材料模式中的 MR(Mooney-Rivlin)模型表征^[16],利用橡胶材料的单轴拉伸、平面剪切试验数据拟合得到弹性件材料参数如表 3 所示,模型和试验对比如图 5 所示。

表 3 弹性件材料参数

Table 3 Material parameters of elastormer	
压强/Pa	拟合的弹性件参数
19 102. 9	C_{10}
51 479	C_{01}
2 883. 2	C_{11}
-58. 095	C_{20}

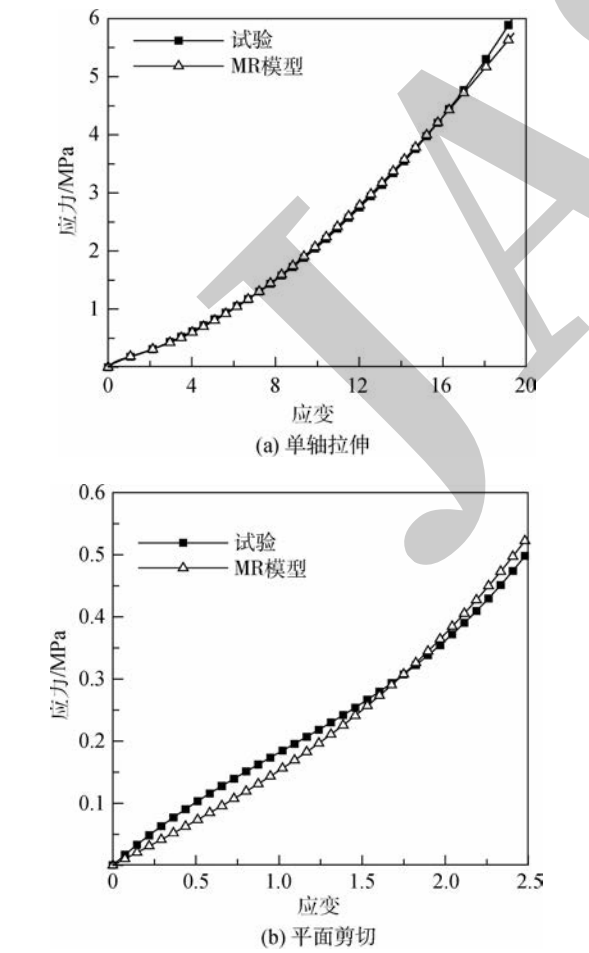


图 5 MR 模型材料数据与试验数据拟合对比图
Fig. 5 Comparison of material parameters between the MR model and test data

3 结果及分析

3.1 试验、有限元、经验公式结果对比

表 4 给出了柔性接头在仅有冷试容器压强 p_v 作用时第三层增强件环向压缩应力的试验值、有限元分析和经验公式计算值(因第三层环向压缩应力最为恶劣)。从表中可以看出,有限元分析与试验吻合较好,Anon 和黄坚定的经验公式计算结果远大于有限元分析和试验值。

表 5 给出了柔性接头在不同 p_v 下由摆角 6° 引起的第三层增强件环向压缩应力的试验测试、有限元分析和经验公式计算值。表中有有限元和试验值均由 $\sigma_\theta=\sigma-\sigma_p$ 得到, σ 为总的环向压缩应力。试验与有限元吻合较好, σ_θ 随 p_v 升高线性增大。Anon 经验公式估算值过小,且与 p_v 无关,黄坚定经验公式虽然考虑了 p_v 的影响,但估算值偏小。

表 4 仅有压强载荷柔性接头第三层增强件环向压缩应力对比

Table 4 Hoop compressive stress in the middle reinforcement due to pressure				
p_v / MPa	σ_p / MPa			
	有限元	试验测试	Anon ^[13]	黄坚定 ^[13]
1	11. 64	12. 04	46. 39	46. 39
2	22. 90	23. 43	92. 77	92. 77
3	33. 70	32. 63	112. 15	112. 15
4	44. 06	44. 67	185. 55	185. 55
5	54. 05	54. 96	231. 93	231. 93
6	63. 72	65. 25	278. 32	278. 32
7	73. 13	74. 23	324. 71	324. 71
8	82. 33	81. 67	371. 09	371. 09
9	91. 35	88. 46	417. 48	417. 48
10	100. 21	96. 79	463. 87	463. 87

表 5 摆角载荷柔性接头第三层增强件环向压缩应力对比

Table 5 Hoop compressive stress in the middle reinforcement due to vector angle				
p_v / MPa	$\sigma_\theta / \text{MPa}$			
	有限元	试验测试	Anon ^[13]	黄坚定 ^[13]
1	44. 92	31. 28	20. 64	17. 07
2	90. 77	76. 97	20. 64	35. 04
3	132. 20	111. 34	20. 64	52. 55

续表

$p_v/$ MPa	σ_θ/MPa			
	有限元	试验测试	Anon ^[13]	黄坚定 ^[13]
4	172.80	148.92	20.64	70.07
5	212.12	182.08	20.64	87.59
6	250.02	221.24	20.64	105.1
7	286.34	256.22	20.64	122.62
8	321.21	306.02	20.64	140.02
9	350.00	327.41	20.64	157.76
10	381.70	351.30	20.64	175.18

3.2 接头球半径对增强件环向压缩应力的影响

由于 Anon 和黄坚定的经验公式是基于接头半径在 10.15~27.95 cm 范围内的,为了研究接头球半径对增强件环向应力的影响,保持柔性接

头其他结构参数不变,基于 ANSYS 有限元分析了接头球半径 $a=6,10,12,15\text{ cm}$ 的柔性接头仅在不同 p_v 条件下增强件的环向压缩应力最大值,表 6 是不同接头球半径下第三层增强件环向压缩应力最大数值。从表中可以看出,Anon 和黄坚定的经验公式计算结果远大于有限元分析结果,接头半径在 10.15~27.95 cm 范围内,经验公式也不适用,且随着接头半径的减小,仅由 p_v 引起的增强件最大环向压缩应力略有增大。

表 7 是不同接头球半径下柔性接头在 $p_v=10\text{ MPa}$ 、不同摆角下第三层增强件环向压缩应力的有限元计算和黄坚定的经验公式对比,从表中可以看出,当接头半径 a 在 10.15~27.95 cm 范围内时,经验公式估算值和有限元计算结果吻合较好,随着柔性接头球半径的减小,经验公式和有限元计算结果偏差越大,且经验公式估算值偏小,经验公式不再适用。

表 6 不同接头球半径柔性接头第三层增强件环向压缩应力

Table 6 Hoop compressive stress in the middle reinforcement of flexible joints with different pivot radius

$p_v/$ MPa	σ_p/MPa							
	$a=15\text{ cm}$		$a=12\text{ cm}$		$a=10\text{ cm}$		$a=6\text{ cm}$	
	有限元	黄坚定 ^[13]	有限元	黄坚定 ^[13]	有限元	黄坚定 ^[13]	有限元	黄坚定 ^[13]
1.15	12.12	77.32	13.69	70.66	13.94	65.65	16.81	53.29
2.84	28.04	190.95	31.51	174.51	31.88	162.13	41.58	131.60
6.36	56.16	427.62	61.62	390.80	62.91	363.08	93.35	294.71
8.36	70.86	562.09	76.47	513.69	78.63	477.25	122.46	387.38
10	82.89	672.36	88.12	614.47	91.06	570.88	146.19	463.37

表 7 不同摆角柔性接头第三层增强件环向压缩应力

Table 7 Hoop compressive stress in the middle reinforcement of flexible joint with different vector angles

a/cm	σ_θ/MPa		
	摆角/ $^\circ$	有限元	黄坚定 ^[13]
15	1.3	66.61	54.79
	1.1	30.58	42.37
	2.05	49.49	78.95
12	2.98	93.68	114.77
	4	157	154.07
	1.3	59.33	46.52
10	2.22	102.04	79.44
	3.35	147.63	119.87
	4.41	180.66	157.80

续表

a/cm	σ_θ/MPa		
	摆角/ $^\circ$	有限元	黄坚定 ^[13]
8	6	381.70	175.18
	1.27	79.42	36.89
	2.47	158.36	71.74
6	3.58	233.16	103.98
	4.62	303.64	134.18

3.3 经验公式拟合

由 3.1 节可知有限元分析结果和试验结果吻合较好,有限元分析是可信的,因此可基于有限元计算研究柔性接头增强件的环向压缩应力经验公式。根据表 4~表 7 的有限元计算结果可得到燃

烧室压强修正系数 k_m 和接头球半径修正系数 k_a 如图 6 所示,对增强件的环向压缩应力经验公式进行修正,整个增强件环向压缩应力经验公式可写为

$$\sigma_p = \frac{2265 p_c}{n_e - 1} k_r k_m \Omega$$

(1)

$$\sigma_\theta = \frac{900 \theta}{(n_e - 1) k_a} p_c k_r \Omega$$

(2)

$$\sigma = \sigma_p + \sigma_\theta$$

(3)

其中 k_r 和 Ω 的计算公式见表 1。需要指出的是,对于不同的接头球半径, k_m 是不同的,且 k_m 随燃烧室压强的变化趋势也是不同的,对于 $a=6\sim10$ cm 范围内的柔性接头, k_m 可按图 6(a) 进行线性插值, k_a 可按图 6(b) 进行选择。

最外层弹性件与后法兰黏接面的外径, C_F 为发动机的推力系数,发动机喉部直径 $d_t=50$ mm。

基于有限元 ANSYS 分析柔性接头在喷管热试条件下的结构应力,其中柔性喷管的结构采用复合喷管形式,由 30CrMnSiA 壳体、碳酚醛过渡件绝热层、收敛段绝热层、C/C 喉衬、高硅氧模压背壁绝热层及高硅氧缠绕扩张段绝热层胶黏黏接而成,喷管各材料力学性能见表 8。

柔性喷管的计算模型如图 7 所示。

表 8 喷管绝热材料力学性能参数

Table 8 Mechanical properties parameters of insulation material of nozzle

参数	碳酚醛	C/C	高硅氧
E/GPa	5.9	81	3.5
μ	0.23	0.3	0.13



图 7 柔性喷管有限元计算网格

Fig. 7 Finite element computational meshes of flexible nozzle

需要指出的是在柔性喷管上施加压力载荷时,由于各处的压力并不相同,因此需要基于喷管的流场计算结果,根据流场计算结果在喷管收敛段、喉衬、扩张段、防热套分别施加 12、7、1、12 MPa 压力载荷,在喷管扩张段出口壳体上施加力载荷,固定面 and 对称面设置与接头有限元仿真类似。

图 8 是柔性接头冷试(12 MPa)和热试时摆角为 5.6° 增强件的环向压缩应力分布云图。从图中可以看出,冷试状态下增强件环向压缩应力最大值是热试时的 1.11 倍,这与冷试模拟燃烧室压强经验换算公式计算的 1.1 倍吻合,说明对于增强件压强经验换算公式是可靠的。

图 9 是柔性接头弹性件冷试和热试的切应力云图。从图中可以看出,弹性件受力最恶劣的是

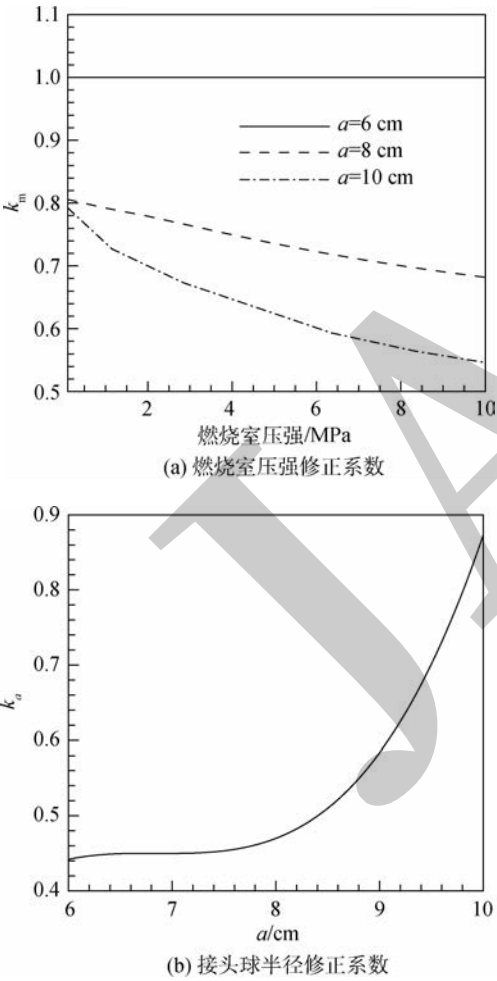


图 6 增强件环向压缩应力经验公式修正系数

Fig. 6 Correction factor for empirical formula of the reinforcement hoop compressive stress

4 喷管喉径对接头结构应力的影响

文献[3]指出根据柔性接头外球面受力状态等效的原则,冷试容器的压强 p_v 模拟的燃烧室压强 $p_c=p_v/[1-C_F(d_t/d_o)^2]$,其中 d_o 为柔性接头

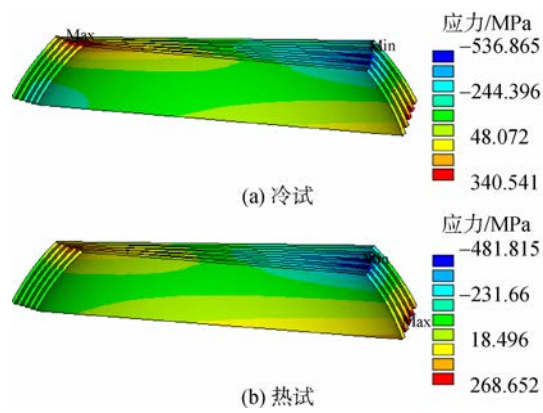


图 8 柔性接头增强件环向应力分布云图
Fig. 8 Reinforcement hoop stress distribution

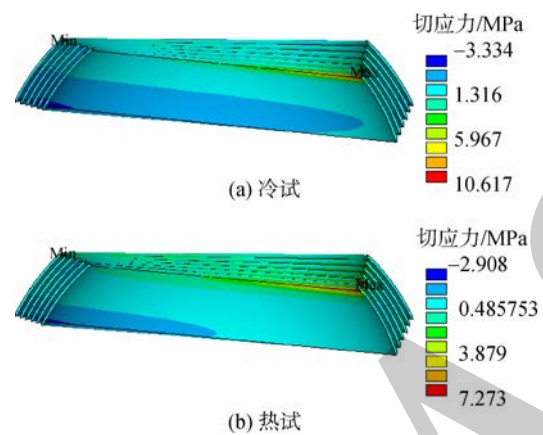


图 9 柔性接头弹性件切应力分布云图
Fig. 9 Shear stress distribution of elastomer

第一层,且冷试状态下最大应力值为 10.617 MPa,而热试时最大切应力值为 7.273 MPa,冷试状态下弹性件的最大切应力是热试状态的 1.46 倍,压强换算公式对弹性件不适用。

5 结 论

本文通过开展柔性接头的增强件环向压缩应力电测试验,与有限元、经验公式计算结果进行对比,并研究了接头球半径和喷管喉径对柔性接头结构应力的影响,得到以下结论:

- 1) 仅在冷试容器压强作用下,Anon 和黄坚定的增强件环向压缩应力经验公式是不适用的,计算结果偏大。对于固定冷试容器压强条件下摆角引起的增强件环向压缩应力,Anon 经验公式计算结果偏小,且与燃烧室压强无关,黄坚定经验公式对于接头半径在 10.15~27.95 cm 范围内是适用的,当接头半径小于 10.15 cm 时,估算结果偏小。
- 2) 随着接头球半径的增大,仅由冷试容器压强引起的增强件环向压缩应力减小,相同冷试容

器压强下摆角引起的增强件环向压缩应力增大,本文提出的增强件环向压缩应力经验公式适用于接头球半径在 6~10 cm 范围内。

3) 柔性接头冷试结构应力与热试结构应力是不同的,增强件环向压缩应力换算可按经验公式估算,弹性件切应力换算需要进行进一步的研究,从本文计算结果来看,冷试弹性件切应力比热试恶劣得多。

参考文献:

[1] 王铮,胡永强. 固体火箭发动机[M]. 北京:宇航出版社,1993.

[2] SHANI S,PUTTER S,PERETZ A,et al. Development of a high-performance flexible joint for thrust vector control[R]. AIAA 95-3017,1995.

[3] 林培基,高峰. 推力矢量对防空导弹作战效能的影响[J]. 飞航导弹,2009(1):56-57,64.

[4] 吉礼超,宋贵宝. 防空导弹控制方法的研究现状及展望[J]. 战术导弹技术,2009(3):54-59.

JI Lichao,SONG Guibao. Current study status and future prospect of control mode of air-defense missile[J]. Tactical Missile Technology,2009(3):54-59. (in Chinese)

[5] WASSOM S R,FAUPELL L C,PERLEY T. Integrated aerofin/thrust vector control for tactical missiles[J]. Journal of Propulsion and Power,1991,7(3):374-381.

[6] CAVENY L H,GEISLER R L,ELLIS R A,et al. Solid rocket enabling technologies and milestones in the United States[J]. Journal of Propulsion and Power,2003,19(6):1038-1066.

[7] OLSEN K E,WALSH J J,THOMAS E L. Navy tierrier LEAP third-stage propulsion[R]. Monterey, US: AIAA Missile Sciences Conference,1994.

[8] UHRIG G,ROUSSILLE C. Design drivers and technologies for solid propulsion of interceptors[R]. Arcachon, France:1st AAAF International Conference on Missile Defense,2003.

[9] WOODBERRY R F H,ZEAMER R J. Solid rocket thrust vector control[R]. NASA SP-8114,1974.

[10] LE MERRER O. Ariane 5 solid rocket motor nozzle design[R]. AIAA 90-2083,1990.

[11] WOODBERRY R F H. Flexible joints for thrust vector controls[R]. AIAA 75-1221,1975.

[12] SINGH G,RAO G V. New design formulas for a flex-bearing joint[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,1991,30(6):779-780.

[13] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京:中国宇航出版社,2005.

[14] 张晓光,刘宇,任军学,等. 小型柔性接头推力矢量性能试验研究[J]. 航空动力学报,2012,27(12):2836-2841.

ZHANG Xiaoguang,LIU Yu,REN Junxue,et al. Experimental investigation of miniature flexible joint thrust vector characteristics[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(12):2836-2841. (in Chinese)

[15] 成大先. 机械设计手册[M]. 北京:化学工业出版社,2016.

[16] 孙丹丹,陈火红. 全新 Marc 实例教程与常见问题分析[M]. 北京:中国水利水电出版社,2016.

(编辑:陈 越)