

固体火箭发动机喷喉结构 设计准则的研究*

方 国 雄

(航天工业总公司 210 所, 西安, 710000)

摘 要: 提出了固体火箭发动机喷管喉衬结构综合设计准则——间隙临界值 δ_k 的概念, 详细介绍了该设计准则 δ_k 的计算公式推导过程及其应用。并通过某固体火箭发动机四种不同技术状态喷喉结构的地面试车得到试验验证。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 喷管衬套, 设计规范

分类号: V435.23

AN INVESTIGATION ON DESIGN CRITERIA FOR THROAT INSERT STRUCTURE OF SOLID ROCKET MOTORS

Fang Guoxiong

(The 210th Research Institute, China Aerospace Corporation, Xi'an, 710000)

Abstract: This paper presents a comprehensive design criteria, a concept of clearance critical value δ_k , for the throat insert structure of the solid rocket motor nozzles. The paper describes in details that the deriving procedure and applications of the computational formular of the design criteria, which has pasted tests and verification in ground firing tests of the throat insert structure in four different technical status for a solid rocket motor.

Keywords: Solid propellant rocket engine, Nozzle liner, Design criterion

符 号 表

a —— 喉衬内壁半径

σ_{R1} —— 燃气压力产生的轴向应力

* 本文 1993 年 11 月 31 日收到

D —— 换算因子	σ_{r1} —— 燃气压力产生的径向应力
p_1 —— 燃气压力	σ_{t2} —— 挤压压力产生的切向应力
p_2 —— 挤压压力	σ_{x2} —— 挤压压力产生的轴向应力
p_3 —— 热膨胀压力	σ_{r2} —— 挤压压力产生的径向应力
T_1 —— 燃气温度	σ_{t3} —— 热膨胀压力产生的切向应力
δ —— 喉衬、内衬间隙设计值	σ_{x3} —— 热膨胀压力产生的轴向应力
δ_k —— 间隙临界值	σ_{r3} —— 热膨胀压力产生的径向应力
Δ —— 喉衬外壁总径向位移倾向	σ_L —— 喉衬材料抗拉强度
σ_{t1} —— 燃气压力产生的切向应力	σ_y —— 喉衬材料抗压强度

1 前言

本文是笔者在某固体发动机喷管研制中,从工程实际出发,分析了影响喷喉正常工作的主要因素,并把这些主要因素综合成一个计算公式,作为用以指导喷喉结构设计、选择喷喉材料、调整喉衬与内衬配合间隙的设计准则,从而从根本上避免了喷喉设计中的盲目性,使喷喉结构达到最优化设计。

2 喉衬设计准则——临界间隙值 δ_k 概念的提出及其计算公式的推导

2.1 δ_k 的提出

从参考文献〔1〕可知,在燃气参数、喉衬材料和喷喉结构确定条件下,喉衬与内衬的配合间隙大小,对固体火箭发动机喷喉应力场影响较大。从改善喉衬应力及对降低喉衬材料机械性能要求来看, δ 越小越好,当 δ 较小时, $(\Delta - \delta)$ 就较大, p_2 和 p_3 相应就增大,对 σ_{t1} 、 σ_{x1} 、 σ_{r1} 改善越有利,从而,对喉衬材料机械性能要求就降低;但是,从加工、装配及制造成本角度来看,喉衬与内衬的配合间隙不宜太小,机加精度不宜太高。因此,对于喷管喉衬结构设计而言,在燃气压力、温度、喉衬结构尺寸及喉衬材料确定条件下,喉衬与内衬的配合间隙存在一个临界值 δ_k 。即,喉衬与内衬配合间隙设计值 δ 不得大于 δ_k ,才能确保 $\sigma_{ta} \leq \sigma_L$,喷喉才能正常工作,不产生裂缝和碎裂。

2.2 δ_k 公式推导

喷喉设计中,令 $\delta = \delta_k$, $\delta < \Delta$,由喷喉不裂缝和碎裂的临界条件,得:

$$\sigma_{ta} = \sigma_L \quad (1)$$

由参考文献〔1〕,可得

$$\sigma_{ta} = \sigma_{t1a} + \sigma_{t2a} + \sigma_{t3a} \quad (2)$$

设 D 为换算因子,其物理意义为喉衬外壁处单位径向位移量对喉衬内壁处应力值的改善比率。

$$\text{式 (2) 可改写成:} \quad \sigma_{ta} = \sigma_{t1a} - (\Delta - \delta_k) \cdot D \quad (3)$$

$$(1) \text{ 式代入 (3) 得: } \sigma_L = \sigma_{t1a} - (\Delta - \delta_k) \cdot D \quad (4)$$

$$\text{当 } \delta_k = 0 \text{ 时, (3) 变成: } \sigma_{ta} = \sigma_{t1a} - \Delta \cdot D \quad (5)$$

$$\text{因为 } \sigma_{ta} = \sigma_{t1a} + \sigma_{t2a} + \sigma_{t3a}$$

$$\text{所以有: } -\Delta \cdot D = \sigma_{t2a} + \sigma_{t3a}$$

$$D = \frac{-(\sigma_{t2a} + \sigma_{t3a})}{\Delta} \quad (6)$$

$$\text{代入 (3) 得: } \sigma_L = \sigma_{t1a} + (\Delta - \delta_k) \cdot \frac{(\sigma_{t2a} + \sigma_{t3a})}{\Delta}$$

$$\text{整理得: } \delta_k = \frac{(\sigma_{t1a} - \sigma_L)}{(\sigma_{t2a} + \sigma_{t3a})} \cdot \Delta + \Delta \quad (7)$$

式中 σ_L (或 σ_y) 取决于喉衬材料机械性能; σ_{t1a} 、 σ_{t2a} 、 σ_{t3a} 和 Δ 取决于燃气 p_1 、 T_1 及喷喉尺寸, 计算公式见文献 [1]。

2.3 δ_k 公式的意义

间隙临界值 δ_k 综合考虑了燃气压力和温度, 喉衬结构尺寸, 喉衬与内衬的配合间隙及喉衬材料机械性能诸方面因素, 它是固体火箭发动机喷喉结构的综合性设计准则。

根据该设计准则, 可以定量判断固体火箭发动机工作过程中, 喷喉结构的工作可靠性, 即, 喷喉能否正常工作, 会不会产生裂缝和碎裂, 如果产生裂缝或碎裂, 则发生在发动机点火后多长时间中, 及首先产生于什么部位等等。

δ_k 公式定量判断方法十分简单, 即, 对于某一工作时刻, 某一喉衬截面, 可由公式 (7) 计算得到 δ_k , 然后, 比较 δ_k 和 δ 大小。

如果 $\delta \leq \delta_k$, 则该工作时间下, 该喉衬截面不会裂缝或碎裂。

如果 $\delta > \delta_k$, 则该工作时间下, 该喉衬截面从其内壁处首先产生裂缝, 甚至碎裂。

利用 δ_k 设计准则, 可以在燃气参数确定条件下 (燃气参数通常由总体性能给出), 调节喷喉结构尺寸, 选择最佳喉衬与内衬配合间隙, 选择最合适喷喉材料, 只要使最终计算的 $\delta_k \geq \delta$, 则喷喉就能正常工作, 不会裂缝和碎裂, 不必通过大量发动机地面试车来筛选喷喉材料, 考核设计结构, 大大地减少设计盲目性, 提高设计质量、减少试验发动机数量、降低成本, 使喷喉做到最优化设计。

3 试验验证

3.1 情况说明

某固体火箭发动机的喉衬、内衬材料, 喉衬与内衬配合间隙, 粘接胶及加工、装配工艺等均采用国内材料和技术。其总体性能参数、燃气内弹道计算及传热计算可参见文献 [2], 其喉衬结构示意图见图 1。该固体火箭发动机研制过程中, 曾采用过四种不同技术状态的喉衬结构, 见表 1。

表 1 四种不同技术状态喉衬结构

序号 技术状态	1	2	3	4
喉衬材料	T704 石墨	T704 石墨	QC-6111 石墨	QC-6111 石墨
粘接胶	熊猫 730 胶	P2 胶	P2 胶	P2 胶
喉衬与内衬 间隙 (mm)	0.10 \	0.10 \	0.10 \	0.04 \
	0.15	0.15	0.15	0.06

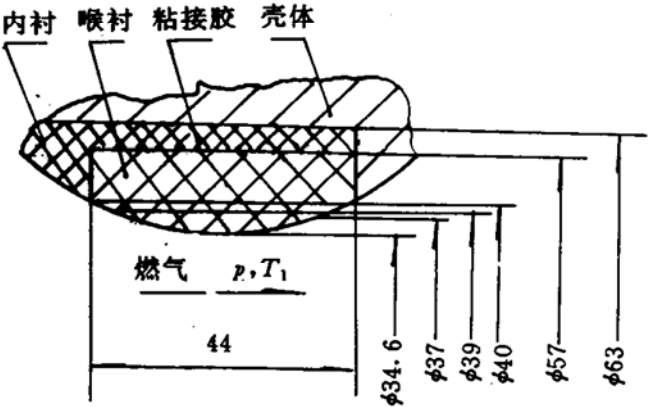


图 1 某发动机喷喉结构示意图

注 1: 四种不同技术状态喉衬结构尺寸, 喉衬内壁处燃气压力和温度及内衬材料 (高硅氧模压玻璃) 均相同。

注 2: 熊猫 730 胶固化后有弹性, 呈蜂窝状; P2 胶固体填充物多, 固化后无弹性。

3.2 试验结果

采用四种不同技术状态喉衬结构的某发动机地面试车结果见表 2。

表 2 发动机地面试车结果

喉衬序号	试车发数	喉衬碎裂发数	喉衬裂纹和有轴向 移动发数	喉衬无异常发动机 试车成功发数
1	6	2	4	0
2	27	3	24	0
3	3	0	3	0
4	167*	0	0	167

* 其中包括高低温、震动、冲击、运输、温度循环、飞行等各种条件下的考核试验, 均取得圆满成功, 喉衬无裂缝、无碎裂、无任何异常现象。

用文中介绍的公式分别对不同计算时刻、不同计算截面处的 σ_{t1a} 、 σ_{t2a} 、 σ_{t3a} 、 Δ 和喷喉结构设计准则——间隙临界值 δ_k 进行计算, 从资料中查出四种不同技术状态下所选喉衬材料的 σ_L , 比较 δ_k 和 δ 大小, 根据 2.3 节的判断方法对喉衬结构工作状态进行判断, 并把判断结果列于表 3 中, 其中 $\checkmark$ 表示喉衬不会裂缝或碎裂; $\times$ 表示喉衬会裂缝和碎裂。

3.3 试车结果与设计准则 δ_k 判断结果比较

比较表 2 和表 3, 可以看出用喷喉设计准则 δ_k 作出的判断结果与发动机地面试车结果完全一致, 充分验证了间隙临界值 δ_k 这个喷喉设计准则的可用性和正确性。

在第 1 种和第 2 种技术状态的喉衬结构中, 喉衬材料均为 T704 石墨, 设计给出的配合间隙 $\delta=0.10\sim0.15\text{mm}$, 从表 3 中可看到, 在喉衬入口部分的喉衬内壁处, 对于任一工作时刻、任一喉径截面处, $\delta_k<\delta$, 所以, 根据 δ_k 判断方法, 喉衬结构要裂缝或碎裂。但是, 第 2 种技术状态中, 粘接胶改用 P2 胶代替熊猫 730 胶, 而 P2 胶固化后收缩率小, 无弹性, 内含固体填充物多, 所以, 尽管这二种技术状态中, δ 相同, 但在实际效果中, 第 2 种技术状态的 δ 比

第1种技术状态的 δ 要小,也就是说,第2种技术状态中, $\delta > \delta_k$ 的程度要小一些,对喉衬应力状态改善要有利一些,所以,第2种技术状态喉衬结构的试车情况会好一些,喉衬破裂几率应小一些。试车结果也证明了这一点,从表2中可看到,第1种与第2种技术状态喉衬结构试车结果全部产生裂缝或碎裂,但碎裂几率分别为33%和11%;裂缝几率分别为67%和89%。

表3 设计准则 δ_k 对四种不同技术状态喉衬结构工作状态的判断

计算 时刻 (s)	计算 截面 (mm)	σ_{t1a} (MPa)	σ_{t2a} (MPa)	σ_{t3a} (MPa)	Δ (mm)	σ_L (MPa)				δ (mm)				δ_k (mm)				判断结果			
						技术状态序号				技术状态序号				技术状态序号				技术状态序号			
						1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
0.5	40	39	-15	-24	0.179	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.090	0.090	0.163	0.163	×	×	✓	✓
	37	28	8	-24	0.174	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.131	0.131	0.217	0.217	×	×	✓	✓
	34.6	18	-6	-36	0.176	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.180	0.180	0.250	0.250	✓	✓	✓	✓
	39	/	/	/	/	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	/	/	/	/	✓	✓	✓	✓
1	40	41	-16	-24	0.192	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.090	0.090	0.167	0.167	×	×	✓	✓
	37	29	-9	-24	0.176	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.126	0.126	0.212	0.212	×	×	✓	✓
	34.6	19	-6	-36	0.177	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.182	0.182	0.250	0.250	✓	✓	✓	✓
	39	/	/	/	/	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	/	/	/	/	✓	✓	✓	✓
1.5	40	48	-18	-26	0.203	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.077	0.077	0.150	0.150	×	×	✓	✓
	37	34	-10	-26	0.193	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.119	0.119	0.205	0.205	×	×	✓	✓
	34.6	22	-7	-36	0.181	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.174	0.174	0.241	0.241	✓	✓	✓	✓
	39	/	/	/	/	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	/	/	/	/	✓	✓	✓	✓
2	40	54	-20	-26	0.213	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.059	0.059	0.132	0.132	×	×	×	✓
	37	38	-11	-26	0.199	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.103	0.103	0.189	0.189	×	×	✓	✓
	34.6	24	-8	-36	0.185	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.166	0.166	0.234	0.234	✓	✓	✓	✓
	39	14	-5	-27	0.144	20	20	36	36	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.10 ~0.15	0.04 ~0.06	0.169	0.169	0.242	0.242	✓	✓	✓	✓

在第3种技术状态喉衬结构中,喉衬材料改用机械性能较好的QC-6111石墨,这样由 δ_k 计算公式可知,在其它条件不变情况下, δ_k 增大,由表3可知,在发动机工作过程中,除了喉衬收敛段截面局部点的 δ_k 还小于 δ 外,其余截面,在任一工作时刻下,均有 $\delta_k > \delta$,所以,可以判断,喉衬基本上不会碎裂,但是仍会出现裂缝等一些异常现象。试车也表明了这一点。

第4种技术状态是在第3种技术状态下把喉衬与内衬的配合间隙进一步缩小到0.04~0.06mm,这样就充分保证了在任一工作时刻下,在任一喉衬截面的任一部位上均有 $\delta_k > \delta$,这样也就充分保证了发动机工作期间,喉衬结构的绝对可靠性,试车结果也充分证明了这一点。

根据 δ_k 判断方法,实际上还可对喉衬结构作进一步优化设计,例如,在第1种和第2种技术状态中,喉衬材料仍然采用机构性能较差的T704石墨,但是把喉衬与内衬配合间隙 δ 设计成0.04~0.06mm,同样也能使 $\delta_k > \delta$,保证喉衬结构安全可靠工作;或者,对于第4种技术状态喉衬结构中,其它条件不变,还可把 δ 增大到0.06~0.10mm,同样也能使 $\delta_k > \delta$,确保喉衬结构可靠工作。这样,就有可能降低材料成本或改善加工和装配条件。

通过对某固体火箭发动机4种不同技术状态喷喉结构的试验验证,充分证明了文献〔1〕对喉衬结构的热强度计算符合实际情况,其计算模型是可取的,计算结果反映了喷喉应力场状态;同时也充分证明了采用间隙临界值 δ_k 这个喷喉设计准则,可以方便而正确地对发动机工作过程中的喷喉工作状态作出定量判断,可以正确预测喷喉结构设计,喷喉材料选择的合理性,对喷喉结构作到最优化设计,从根本上避免了喷喉结构设计及发动机结构考核试验的盲目性。

参 考 文 献

- 〔1〕 方国雄.×固体火箭发动机长尾喷管试验报告.航天工业总公司210所,1981
- 〔2〕 方国雄.×固体火箭发动机长尾喷管传热计算.航天工业总公司210所,1992

关于本刊启用卷号的说明

本刊于1980年创刊,过去未使用卷号。为贯彻标准化、规范化的要求,并有利于保持本刊的连续性,便于读者查阅,决定从1995年开始启用卷号。卷号从创刊年起算,每年1卷,即1980~1994年的《推进技术》补编为第1~15卷,1995年编为第16卷,以后逐年递增。

《推进技术》编辑部