

固体火箭发动机绝热层缺陷对 药柱燃面影响的数值模拟^{*}

杨 涓 何洪庆

田维平 来平安

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

(陕西动力机械研究所, 西安, 710000)

摘 要: 发动机绝热层人工脱粘层局部产生缺陷时, 使药柱燃面曲线偏离设计曲线, 导致发动机内弹道性能也偏离设计值。为了模拟这种缺陷对药柱燃面的影响, 扩展了原通用坐标程序的计算范围, 并又新增加了一些基本图形的算法。改进后的算法可适用于绝热层有或没有缺陷的药柱燃面计算。针对绝热层缺陷建立了三种燃烧模型, 计算分析了缺陷类型、结构与位置尺寸对药柱燃面的影响, 为分析绝热层有缺陷的发动机性能提供了基础。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 推进剂药柱, 绝热层, 缺陷, 药柱燃面⁺, 数值仿真

分类号: V435.12

NUMERICAL SIMULATION OF EFFECT OF SOLID ROCKET MOTOR INSULATION DEFECT ON GRAIN BURNING

Yang Juan He Hongqing

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Tian Weiping Lai Ping'an

(Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an, 710000)

Abstract: When there is defect in the stress release boot of motor insulation, the burning surface profile will deviate from the design, and so does the internal ballistic property. The range of original general coordinate program was expanded and the calculation methods of new geometric figures were added in order to simulate the insulation defect on the burning surface. The improved general coordinate program can be used to calculate the burning surface with or without insulation defect. According to the defects, we build up and calculate three burning models of insulation defects, and analyze the effect of model catalog, structure and position dimension on the burning surface, which provides the basis for the property analysis of motor with insulation defect.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Propellant grain, Heat insulation layer, Defect, Burning surface of grain⁺, Numerical simulation

1 引 言

复合材料发动机绝热层的制造特点为: 在发动机结构形成的同时就形成了绝热层。这就使我们在制造过程中难以检查绝热层的完整性, 只有针对成形的发动机绝热层缺陷, 分析其

对性能的影响。绝热层的缺陷常常为夹杂金属丝或碳纤维、气泡、气孔、裂纹, 这些缺陷如果处在人工脱粘层以外, 由于药柱、绝热层、壳体的紧密结合, 不会对药柱燃面有任何影响。但如果处在人工脱粘层上, 燃气流进入人工脱粘层缝隙, 使缝隙处的绝热层烧蚀率加大^[1,2], 该处药柱提早暴露于燃气流中, 产生了附加燃面。

根据上述缺陷, 建立了三种几何燃烧模型。为计算绝热层存在缺陷的药柱燃面, 扩展了原通用坐标程序算法^[3], 并新增了几种图形的算法。

2 药柱燃面的计算方法

考虑到药柱燃面的几何复杂性与计算方法的通用性, 依然采用通用坐标程序法。但不同于以往的是, 把原来的基本图形坐标系平移、旋转, 又新增四种基本图形的计算, 使这种燃面的计算方法适用于绝热层缺陷图形对称面与药柱图形对称面不统一的情况。所增加的四种基本图形为: 斜圆环、切向圆环 (轴线垂直于 y 轴)、切向圆柱 (轴线与 z 轴垂直)、球。后三种图形曲面可用解析计算, 第一种图形无法用解析法计算 (图 1), 只能用数值法。最后可以得到描述该图形的方程如下:

$$z^4 + A_1 Z^3 + A_2 z^2 + A_3 z + A_4 = 0 \quad (1)$$

其中 A_1, A_2, A_3, A_4 是与 $\alpha, x_1, y_1, z_1, R_0, R_1, x, y$ 有关的系数, 给定 x, y , 对方程可以用 QR 方法^[4]求出合理的解。

3 绝热层缺陷几何燃烧模型的建立

根据前面提到的绝热层缺陷, 建立了锥面模型 (模型 I)、圆环模型 (模型 II) 和矩形模型 (模型 III) 等三种模型。

锥面模型 (模型 I) 是由于绝热层中夹杂有金属丝或碳纤维造成的。这两种纤维的热传导速率比绝热层高, 发动机点火后金属丝或碳纤维周围的药柱接收到的反馈热量高于其他部位, 因而该处形成以金属丝为轴线的锥面, 如图 2。在初始燃烧时刻, $r_a = 0$ 。以后 r_a 随推进剂燃烧速率 r_b 增加, 即 $r_a = \int r_b dt$ 。整个锥面以等肉厚向前推进。

圆环模型 (模型 II) 如图 3, 由绝热层中气泡或裂口造成, 而且在初始燃烧时刻绝热层缺陷图形为圆。在燃烧过程中, 缺陷图形由斜圆环与平面构成, 该图形以等肉厚向前推进。

矩形模型 (模型 III) 如图 4, 由绝热层中气泡或裂口造成。初始燃烧时刻, 缺陷图形为矩形。在燃烧过程中, 缺陷图形由切向圆柱、球、平面构成, 以等肉厚向前推进。

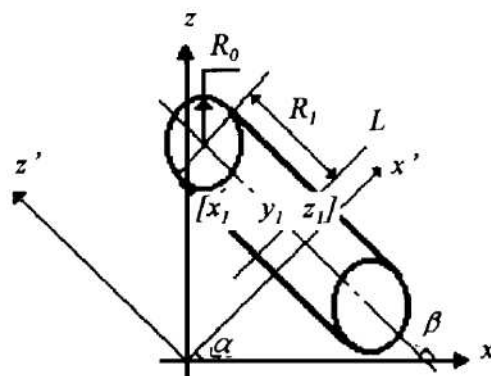


Fig. 1 Oblique rounding

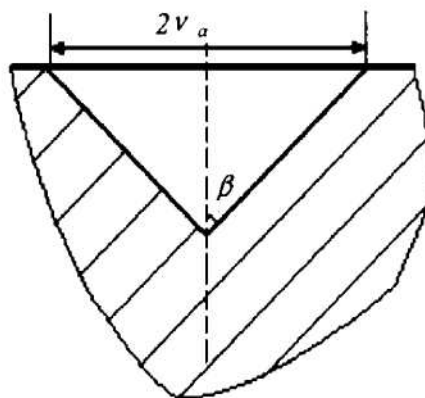


Fig. 2 Cone model (model I)

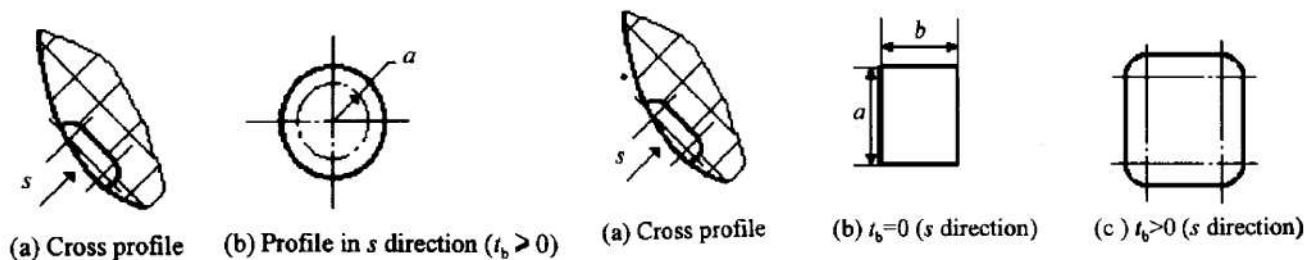


Fig. 3 Rounding model (model II)

Fig. 4 Rectangle model (model III)

4 数值模拟计算结果分析

4.1 药柱计算结果分析

选取某前后翼柱型发动机,用改进的通用坐标方法计算,取对称的四分之一部分计算域,该域内药柱可分解为 37 个基本图形。再用原来的通用坐标方法计算,结果见图 5。药重的最大相对误差为 0.29%,燃面的最大相对误差为 1.2%,证明本文的药柱计算方法完全可行。

4.2 绝热层缺陷对药柱燃面的影响

对于上述发动机,假设人工脱粘层上有缺陷,分别对前述三种模型进行计算,由于篇幅的限制仅列出初始燃面、最大燃面与正常发动机燃面相对变化。

对于模型 I,计算出绝热层有缺陷的初始和最大燃面与正常发动机燃面的相对变化 δ_i , δ_m 见表 1。缺陷存在于发动机前端时,初始燃面与最大燃面都大于正常发动机燃面,缺陷存在于发动机后端时,初始燃面大于正常发动机燃面,最大燃面小于正常发动机燃面。

Table 1 The calculation results of model I

R_d/cm		40	50	60	70	80
Front defect	δ_i (%)	0.046	0.095	0.096	0.059	0.060
	δ_m (%)	0.306	0.865	0.077	0.113	0.608
Back defect	δ_i (%)	0.135	0.101	0.087	0.080	0.093
	δ_m (%)	-0.108	-0.108	-0.148	-0.298	-0.285

* R_d —The distance between the center of insulation defect figure and motor axis.

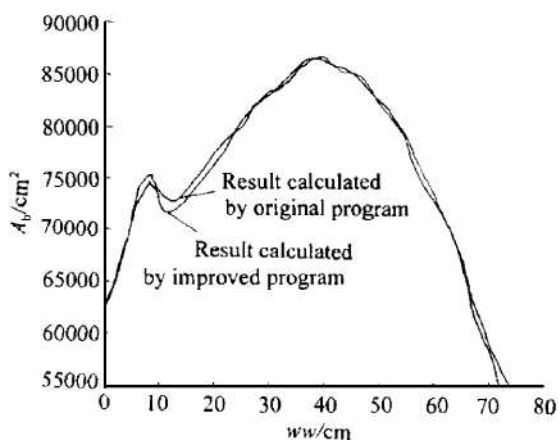


Fig. 5 The calculation result of burning area

绝热层缺陷为模型 II 时的计算结果见表 2。缺陷存在于发动机前端时,初始燃面大于正常发动机燃面,最大燃面与正常发动机燃面相比时大时小;缺陷存在于发动机后端时,初始燃面大于正常发动机燃面,最大燃面小于正常发动机燃面。

绝热层缺陷为模型 III 时,取 $a=b$,计算结果亦见表 2。缺陷存在于发动机前端时,初始燃面大于正常发动机燃面,最大燃面与正常发动机相比时大时小;缺陷存在于发动机后端时,初始燃面大于正常发动机燃面,最大燃面小于正常发动机燃面。

Table 2 The calculation results of the model II and model III

Model		Model II					Model III				
R_d/cm				30					30		
a/cm ($a=b$)		4	8	12	16	20	4	8	12	16	20
Front	δ_i (%)			0.03	0.01	0.79	0.20	0.21	0.07	0.00	0.06
defect	δ_m (%)			0.27	0.56	0.77	0.08	1.24	1.17	-1.90	-0.25
R_d/cm				40					40		
a/cm ($a=b$)		4	8	12	16	20	4	8	12	16	20
Front	δ_i (%)	0.01	0.02	0.43	1.14	2.01	0.01	0.02	0.03	0.90	1.55
defect	δ_m (%)	0.51	0.25	0.05	-0.45	-0.32	0.46	-0.28	-0.72	0.07	0.28
Back	δ_i (%)				1.13	1.31	0.26	0.32	0.30	0.18	0.28
defect	δ_m (%)				-0.17	-0.13	-0.06	-0.10	-0.13	-0.18	-0.27
R_d/cm				50					50		
a/cm ($a=b$)		4	8	12	16	20	4	8	12	16	20
Front	δ_i (%)	0.16	0.49	1.13	2.36	3.22	0.02	0.24	1.12	0.47	3.21
defect	δ_m (%)	0.36	0.15	0.03	-0.02	-0.62	0.30	0.29	0.22	0.96	1.17
Back	δ_i (%)		0.42	0.73	1.59	2.8	0.11	0.07	0.42	1.47	3.19
defect	δ_m (%)		-0.10	-0.17	-0.24	-0.36	-0.06	-0.10	-0.22	-0.24	-0.14
R_d/cm				60					60		
a/cm ($a=b$)		4	8	12	16	20	4	8	12	16	20
Front	δ_i (%)	0.15	0.47	0.94	1.92	3.60	0.14	0.35	0.78	1.93	3.75
defect	δ_m (%)	-0.03	-0.08	-0.14	-0.20	0.27	0.36	-0.20	-0.16	0.72	-0.38
Back	δ_i (%)	0.17	0.49	1.15	2.20	4.22	0.08	0.38	1.46	2.95	5.70
defect	δ_m (%)	-0.10	-0.18	-0.25	-0.15	-0.52	-0.11	-0.27	-0.29	-0.09	-0.48
R_d/cm				70					70		
a/cm ($a=b$)		4	8	12	16	20	4	8	12	16	20
Front	δ_i (%)	0.17	0.48	1.23	2.11	3.91	0.09	0.40	1.27	2.21	4.22
defect	δ_m (%)	0.22	0.21	0.36	0.93	0.52	0.04	-0.24	0.40	-0.63	-0.70
Back	δ_i (%)	0.16	0.49	1.15	2.20	4.46	0.13	0.51	1.23	2.49	5.10
defect	δ_m (%)	-0.22	-0.19	-0.38	-0.44	-0.39	-0.18	-0.01	-0.09	-0.19	-0.12
R_d/cm				80					80		
a/cm ($a=b$)		4	8	12	16	20	4	8	12	16	20
Front	δ_i (%)	0.17	0.53	1.17	2.31	4.33	0.09	0.50	1.29	2.54	4.71
defect	δ_m (%)	0.49	0.76	1.02	1.05	0.88	-0.70	-0.96	-1.00	-0.96	-0.68
Back	δ_i (%)	0.16	0.51	1.14	2.20	3.39	0.13	0.55	1.27	2.52	3.70
defect	δ_m (%)	-0.39	-0.52	-0.58	-0.59	-0.68	-0.09	-0.09	-0.10	-0.10	-0.12

5 结 论

本文对通用坐标程序的改进是可行的, 可用于绝热层存在缺陷时的药柱燃面计算。

任何一种缺陷模型的存在都使药柱的初始燃面大于正常发动机燃面。任何一种缺陷模型存在于发动机后端时, 都使最大燃面小于正常发动机最大燃面, 不影响发动机壳体强度, 但会影响发动机总体性能。模型 I 存在于发动机前端时, 使最大燃面大于正常发动机燃面, 影响发动机总体性能与壳体强度。模型 II, III 存在于发动机前端时, 最大燃面时大时小, 可能会影响发动机壳体强度与总体性能。

参 考 文 献

- 1 何国强. 固体火箭发动机绝热层烧蚀率实验研究. 推进技术, 1993 (4)
- 2 黄祖荫. 燃气参数及缺陷对绝热层烧蚀率的影响. 固体火箭技术, 1995 (1)
- 3 杨 涓. 固体火箭发动机药柱优化设计. 推进技术, 1997 (2)
- 4 佚名. 常用算法程序集. 北京: 清华大学出版社, 1995.

(Continued from Page 4)

3 CONCLUSION

The author took an experimental annular combustor as an example, calculated the predicted *RTDF* varied with combustor air excess coefficient α . Comparison between prediction and experimental data shown good agreement, as shown in Fig. 3.

(1) The main factor affecting *RTDF* from annular combustors is liner cooling air.

(2) With available test data, it shown that the model proposed in the present paper can give a good prediction of the *RTDF*. Thus it provides a useful quantitative design tool for combustor engineers.

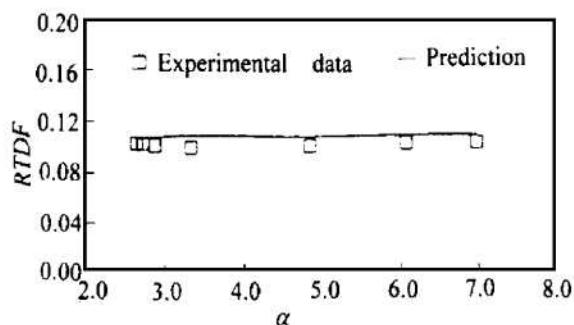


Fig. 3 Comparison of experimental data and predictions

REFERENCES

- 1 Irvine T F, Hartent J P. Advanced in heat transfer. Academic Press, 1971, 17: 336
- 2 Juhasz A J, March J. Combustor liner film cooling in the presence of high freestream turbulence. NASA TND-6360, 1971.
- 3 Cox G B Jr. An analytical model for predicting exit temperature profile from gas turbine engine annular combustors. AIAA 75-1307
- 4 Harris G L. The turbulent wall jet in a moving stream, in recent developments in boundary layer research. AD-711656
- 5 Kruka V, Eskinazi S. The wall jet in a moving stream. J Fluid Mech, 1964, 20: 555~579