

大后翼与主流相互作用的 模拟点火试验*

王 慧 蹇泽群 王 华 允 敏

(陕西动力机械研究所, 西安, 710000)

摘 要: 论述了缩比模拟发动机中大后翼与主流的相互作用以及大后翼点火的工作状态。通过试验, 得出了主流和大后翼相互作用时, 缝底部产生的压强较翼缝外空腔高。在试验条件下, 模拟后翼气流与前部气流相互作用时没有爆燃现象。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 模拟装药, 固体推进剂点火, 仿真试验

分类号: V435.6

SIMULATED IGNITION TEST OF THE INTERACTION BETWEEN LARGE REAR FIN AND MAIN STREAM

Wang Hui Jian Zequn Wang Hua Yun Min

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

Abstract: By simulated testing motors, the interaction between mainstream from grain cylinder channel and the gas flow from large rear fin of grain during ignition period is researched. It can be drawn from tests that (1) the pressurization rate at the bottom of the fin slit is obviously higher than that in cylinder channel and in the cavity outside the fin slit, (2) the pressure at the bottom of fin slit is higher than that outside the fin, (3) Deflagration is not found during ignition on the simulated test conditions.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Simulation charge, Solid propellant ignition, Simulation test

1 引 言

带大后翼槽的推进剂药柱, 燃面易调整, 对小开口的燃烧室装药芯模容易装配和拆卸。但随之需研究翼缝内的火焰传播过程、后翼与主流的相互作用等问题。曾有人怀疑, 发动机的大后翼与点火器的设计不匹配可引起发动机瞬变启动阶段点火爆炸。具体说法有两种 (1) 发动机大后翼部分药柱先点燃, 产生的大量燃气可引起主通道燃气的堵塞而使燃烧室压强迅速升高; (2) 后翼燃气生成量太大而使燃气流动不畅, 特别是在瞬态燃烧流动时。本研究为此设计一种短时工作的燃烧室, 它可以模拟不同圆柱段与大后翼初始燃面之比, 能较完整地模拟全尺寸发动机点火启动过程的主气流与大后翼的相互作用。通过模拟燃烧室的点火实验研究, 考察了大后翼宽度、头部和尾部分别点火、模拟翼缝宽度及通道前后不同部位首先点燃

* 收稿日期: 19960417, 修回日期: 19961003

对点火过程的影响。

2 模拟燃烧室的设计

模拟燃烧室如图 1 所示。分三段组成, 第一段为圆柱段, 第二段为后翼段, 第三段为喷管。设计模拟燃烧室的主要原则是, 考虑模拟燃烧室圆柱段通道出口气体平均马赫数与翼缝出口气体平均马赫数的比值与全尺寸发动机的对应值相等, 模拟翼缝流入尾部空间的秒流量与该空间体积比与全尺寸发动机燃烧室对应值相等, 设计模拟燃烧室的翼缝燃面及圆柱段药柱长度。模拟发动机燃气生成总质量率与喷管入口前自由空间大小之比, 设计了实验模型, 模拟进入喷管前翼槽处药柱通道的自由容积。

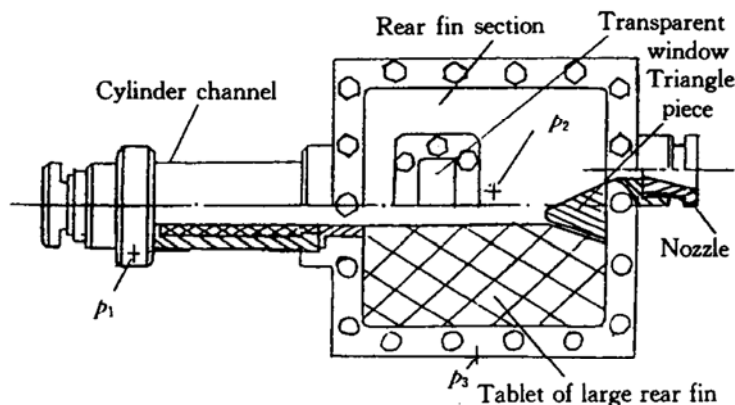


Fig. 1 Analog combustor

圆柱段的药柱型面为浇注的圆柱型内孔燃烧药柱。缩比计算的大后翼药片如图 1 所示, 尽量使圆柱段装药和大后翼衔接。为了回避复杂药型制造的困难, 只取了一个大后翼来模拟。翼缝宽度由侧盖上粘绝热层的厚度来调整。最后一段是喷管。为了模拟全尺寸发动机燃烧室压强, 根据所用的推进剂性能参数设计模拟燃烧室的喉径为 13~15mm。在模拟燃烧室的喷管入口处固定一个三角块如图 1 所示, 以模拟喷管处来自翼槽

气流的走向。喷管出口处有铝堵片。

整个模拟燃烧室由 30CrMnSi 材料制成。燃烧室上共开有两个窗口, 可以用高速摄影拍摄大后翼的点火过程。设计有保险孔、测压孔。燃烧室最大检验压强为 20MPa。

3 试验结果及分析

试验中的主要测试项目是燃烧室各部位燃气压强。采用高频压强传感器测量点火瞬变阶段压强变化。燃烧室同时测量三路压强信号, P_1 测量圆柱通道的压强; P_2 测量大后翼翼缝外空腔的压强; P_3 测量翼缝底部的压强 (图 1)。

本试验记录的典型压强-时间曲线如图 2~5 所示, 图上的三条曲线分别是在模拟燃烧室三个不同位置 (圆柱通道、翼缝外空腔、翼槽底部) 记录的曲线。试验结果列于表 1。可以看出:

(1) 在点火药量足够的情况下如图 2 至图 5 所示, 试验测得翼缝底部的最大压强 p_3 明显高于翼缝外空腔的最大压强 p_2 , 翼缝底部压强比翼缝外腔压强高约 0.4~0.9MPa。

试验中调整了翼缝宽度, 调整范围 3~9mm, 试验结果中仍然存在翼缝底部的最大压强 p_{3max} 高于翼缝外空腔的最大压强 p_{2max} 现象。

试验中调整了点火位置, 点火药包分别置于翼尾处和圆柱通道中点火, 同样没有影响翼缝底部压强高于翼缝外空腔压强的结果。(见表 1)

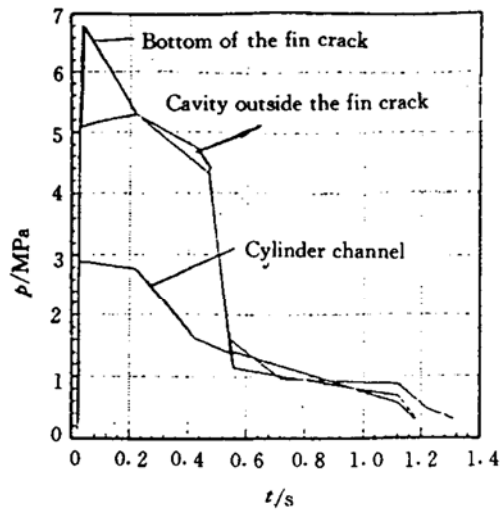


Fig. 2 $p-t$ curve ($b=9\text{mm}$)

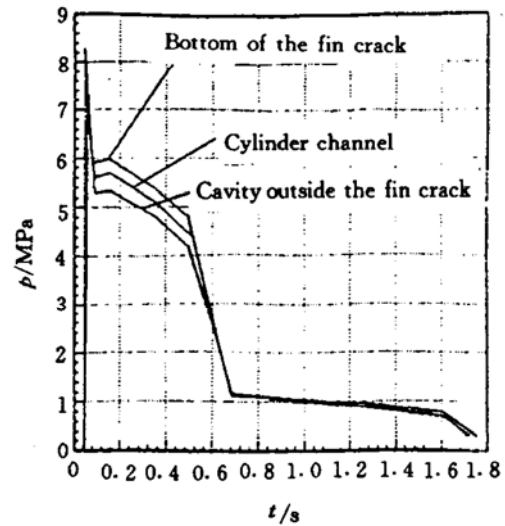


Fig. 3 $p-t$ curve ($b=3\text{mm}$)

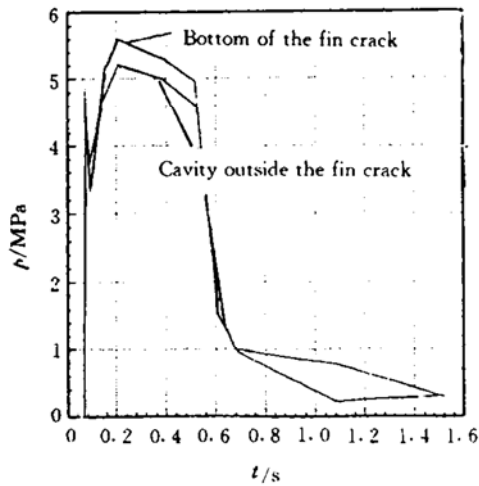


Fig. 2 $p-t$ curve ($b=5\text{mm}$)

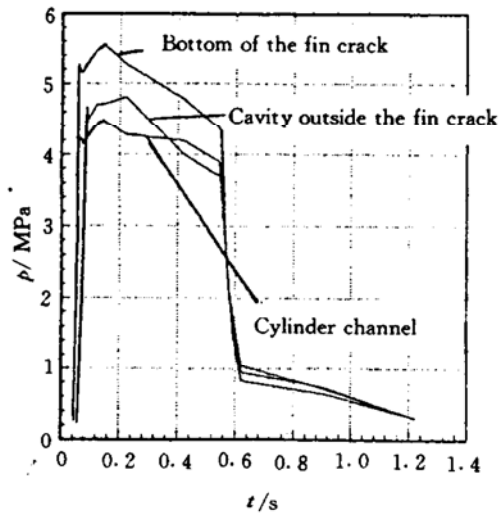


Fig. 3 $p-t$ curve ($b=7\text{mm}$)

Table 1 Testing result

No.	Place of primer	Quantity of ignition charge	Width of fin slit (mm)	Throat diameter (mm)	Nozzle closure	Sensor	Ignition delay (s)	$p_{\max}/t$ (MPa/s)	Pressurization rate (MPa/s)	Remark
1	Fin tail	6g black power	7	15	—	P ₁ P ₃	6.3097 6.3096	2.93/0.600 3.10/0.500	9.16 10.33	6.3s delay P ₂ measurement missing high-speed camera monitor
2	Fin tail	10g black power	8	15	—	P ₁ P ₂ P ₃	5.222 5.222 5.239	3.11/0.435 2.77/0.429 3.00/0.610	5.05 5.05 7.50	5.2s delay

Table 1 Testing result (Continued)

No.	Place of primer	Quantity of ignition charge	Width of fin slit (mm)	Throat diameter (mm)	Nozzle closure	Sensor	Ignition delay (s)	$p_{\max}/t$ (MPa/s)	Pressurization rate (MPa/s)	Remark
3	Fin tail	12g black power and pyrotechnic	8	15	Blocking by cotton yarn	P ₁	0.035	6.12/0.029	75	high-speed camera monitor P ₃ measurement missing
						P ₂	0.039	6.20/0.025	76	
4	Cylinder channel	12g black power and pyrotechnic	9	13	Blocking by cotton yarn	P ₁	0.021	2.91/0.040	32.53	
						P ₂	0.026	5.29/0.159	43.96	
						P ₃	0.021	6.81/0.016	56.23	
5	Cylinder channel	12g black power and pyrotechnic	3	13	Blocking by cotton yarn	P ₁	2.939	4.35/3.508	56	2.9s delay P ₃ measurement missing
						P ₂	2.951	4.94/3.497	58	
6	Cylinder channel	12g black power and pyrotechnic	3	13	Blocking by cotton yarn	P ₁	0.045	7.55/0.055	137.27	
						P ₂	0.045	7.37/0.045	163.73	
						P ₃	0.045	8.29/0.045	184.11	
7	Cylinder channel	10g black power and pyrotechnic	5	13	Blocking by cotton yarn	P ₂	0.068	5.20/0.208	63.88	P ₁ measurement missing
						P ₃	0.065	5.60/0.205	67.11	
8	Cylinder channel	9g black power and pyrotechnic	7	13	Aluminium closure	P ₁	0.044	4.78/0.142	73.67	
						P ₂	0.058	4.71/0.140	54.28	
						P ₃	0.046	5.55/0.142	90.87	

这说明在翼缝底部燃气的流速很低,翼缝外空腔的燃气和翼槽区燃烧产物压缩下底部,翼缝底部在外来燃气压强压缩波的作用下,燃气压强上升较快,燃气增压速率急剧升高,当翼缝宽度较窄时,这个试验现象更为突出,这一点应引起设计者的警惕。

(2) 在模拟大后翼气流与主气流相互作用的点火试验时,药包置于翼尾处模拟翼尾先点火,(试验4~8)用高速摄影监测点火燃烧情况及测量压强-时间曲线,均没有发现异常的爆燃现象,燃烧正常。

参 考 文 献

- 1 Kuo K K. Heat transfer measurements and correlation for the fin-slot region of a solid rocket motor. AIAA 94-3291