

# 固体火箭发动机喷管的结构设计与性能仿真

户艳<sup>1,2</sup>, 刘思濛<sup>2</sup>, 刘焕玲<sup>2</sup>, 邵晓东<sup>2</sup>

(1. 西安航空学院 机械系, 陕西 西安 710077;

2. 西安电子科技大学 机电工程学院, 陕西 西安 710071)

**摘要:** 喷管是固体火箭发动机推力向量控制系统的重要组成部分, 高效能的喷管设计对发动机的性能至关重要。应用结构设计软件 CATIA V5 设计了某球形接头柔性固体火箭发动机喷管的运动机构, 确定了其喷管的零部件组成、材料和设计参数, 对喷管控制机构进行了机构运动仿真分析; 采用 ANSYS Workbench 软件对球形接头柔性喷管进行了机构运动仿真, 通过模型简化、接触设置、约束和载荷添加, 选取适当材料建模, 建立了喷管的有限元模型。保证喷管能够在两个相互垂直的平面内按设计要求进行运动, 并且在轴向没有窜动; 建立了喷管的力学性能仿真模型, 进行了模态分析和静力学分析, 得到了在一定压力之下喷管的变形和应力情况, 确保喷管的力学性能达到设计要求。

**关键词:** 固体火箭发动机; 喷管; 机构运动分析; 力学性能分析

中图分类号: TP39

文献标识码: A

文章编号: 1673-629X(2015)08-0188-06

doi: 10.3969/j.issn.1673-629X.2015.08.040

## Design and Performance Simulation of Solid Rocket Motor Nozzle

HU Yan<sup>1,2</sup>, LIU Si-meng<sup>2</sup>, LIU Huan-ling<sup>2</sup>, SHAO Xiao-dong<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China;

2. School of Mechano-electronic Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China)

**Abstract:** The nozzle is an important part of solid rocket motor thrust vector control system, efficient nozzle design is crucial to the performance of the engine. Application of structural design software CATIA V5 to design the motion mechanism of a spherical joint flexible solid rocket engine nozzle, the nozzle parts, materials and design parameters are determined for nozzle control mechanism, analyzing the mechanism motion simulation of spherical joint. Flexible nozzle of mechanism motion simulation is conducted by ANSYS WORKBENCH software. Through model simplifying, contact setting, adding load and constraint, selecting the appropriate material modeling, establish the finite element model of the nozzle. Ensure the nozzle can move according to design requirements in two mutually perpendicular plane, and not move in the axial direction. Established the mechanical properties simulation model of the nozzle, carried on the modal analysis and statics analysis, obtained the deformation and stress conditions of nozzle in a certain pressure, ensure that the mechanical properties of the nozzle can meet the design requirements.

**Key words:** solid rocket motor; nozzle; kinematic analysis; mechanical performance analysis

## 0 引言

喷管是固体火箭发动机中重要的组成部分, 合理的机构设计和装配可实现对火箭俯仰、偏航和滚转的有效控制至关重要。我国于 20 世纪 50 年代开始研究固体火箭发动机喷管技术。随着喷管技术的发展, 固体火箭发动机喷管结构形式出现了多种, 有简单喷管和复合喷管, 普通喷管和长尾喷管, 潜入喷管、半潜入喷管和非潜入喷管。扩张段型面形式有锥形、抛物线形和双圆弧形喷管等。目前, 应用最多的喷管内型面

是收敛-扩张的拉瓦尔型, 但也有塞式喷管、气流膨胀偏转喷管等<sup>[1]</sup>。

拉瓦尔型喷管设计中, 主要存在喷管控制方向的稳定性问题<sup>[2]</sup>。火箭飞行时, 喷管将燃烧产物的热能转换为高速射流的动能从而产生推力, 是发动机能量转换产生推力的装置<sup>[3]</sup>。喷管在射流的冲击会产生摆动、颤振和窜动, 对发动机装置能量、重量和强度特性有很大影响, 因此高效能的喷管设计对发动机的性能是至关重要的, 特别是火箭发动机喷管型面设计对燃

收稿日期: 2014-10-14

修回日期: 2015-01-15

网络出版时间: 2015-07-21

基金项目: 陕西省自然科学基金基础研究计划重点项目 (2014JZ016); 中央高校基本科研业务费 (72134181, 7214418102)

作者简介: 户艳 (1979-), 女, 硕士, 研究方向为机械设计及其自动化。

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1450.TP.20150721.1453.097.html>

气流流动性有很大影响。很多学者对这些问题进行了研究:西北工业大学航天学院鲍福延等利用先进的CAD技术、有限元分析和两相流分析技术,对喷管的结构设计、模态分析等研制出喷管一体化设计、分析和计算软件,提高了喷管分析的集成设计技术<sup>[4]</sup>。虞跨海等对固体火箭发动机特型喷管进行了优化设计,通过研究发现,特型喷管的轴向推力提高2.38%,总压恢复系数提高2.22%,通过对型面的优化设计可以提高喷管性能<sup>[5]</sup>。Zebbiche在高温环境下研究了最短长度喷管的设计<sup>[6]</sup>。国外在延伸喷管方面也展开了大量研究,并将延伸喷管广泛应用于潜地战略导弹的上级发动机上。如:美国MX导弹Ⅱ、Ⅲ级发动机,俄罗斯白杨M导弹Ⅱ、Ⅲ级发动机,乌克兰SS-24第Ⅱ、Ⅲ级发动机,“侏儒”导弹Ⅱ、Ⅲ级发动机等均采用了延伸喷管技术<sup>[7]</sup>。

## 1 固体火箭发动机喷管的结构设计

### 1.1 设计要求

某球形接触柔性固体火箭发动机对喷管的设计要求如下:

(1)结构形式:采用潜入式双向摆动结构,要求能够在XZ和XY平面上绕轴线进行摆动,角度不大于 $8^{\circ}$ ,同时在X轴方向上不能窜动;

(2)内型面:采用拉瓦尔型式。收敛段和扩张段都是锥形,中间用圆弧光滑连接,扩张段锥角为 $30^{\circ}$ ;

(3)为控制喷管实现两个方向上的摆动,采用球铰滑杆连接给扩张段添加约束,控制喷管运动。

### 1.2 球形接头柔性喷管的结构设计

根据上述设计要求,考虑到柔性喷管的诸多优点<sup>[8-9]</sup>,文中设计的喷管采用球形接头柔性喷管结构,如图1所示。

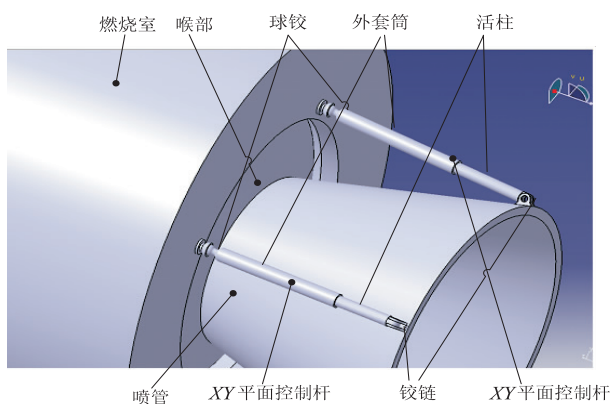


图1 球形接头柔性喷管结构及运动控制机构

(1)喷管喉部。采用密封转动球形铰链作为喷管的入口段和喉部结构,连接柔性喷管和燃烧室。球形铰链可确保喷管进行三个方向的旋转运动,同时不会发生沿X轴的“窜动”;

(2)喷管内型面。采用拉瓦尔型式,即:入口段和扩张段内型面都是锥形,中间用圆弧光滑连接,扩张锥角为 $30^{\circ}$ <sup>[10]</sup>;

(3)运动控制机构。火箭推进流体喷射方向的不稳定性导致喷管运动状态的不稳定性,必须在扩张段添加一定的运动约束,以便有效地控制喷管运动。

图1同时显示了运动控制机构的组成:外套筒和活柱。外套筒通过球铰固定在燃烧室的底部壁面上;活柱一端与外套筒连接,通过液压机构可以在外套筒中滑移,另一端则通过铰链与喷管的侧壁相连。共有两组这样的控制机构,分别称为XZ平面控制杆和XY平面控制杆。XZ平面控制杆的铰链方向与喷管的XZ平面平行,因此XZ平面控制杆的活柱只能在喷管的XZ上滑动。同理,XY平面控制杆的活柱只能在喷管的XY平面上滑动。

当XZ平面控制杆的活柱在套筒中滑动时,喷管和XY平面控制杆将随控制结构在XZ平面上绕Y轴转动;当XY平面控制杆的活柱在套筒中滑动时,喷管和XZ平面控制杆将在XY平面上绕Z轴转动。除上述运动外,由于控制杆的约束,喷管无法进行其他的运动。可通过调节控制杆活柱的运动,有效地控制喷管摆动的角度、角速度和角加速度。

确定球形接头柔性喷管的结构后,作者又对主要零部件的参数进行了计算。参数计算时,需要确保两方面的性能:

一是喷管在XZ和XY平面上进行摆动,位移、速度和加速度满足设计要求;

二是喷管和零部件满足强度、变形、谐振等方面的设计要求。

表1给出了文中设计的球形接头柔性喷管主要设计参数的选用值。

表1所示的喷管结构简单可靠,运动性能和力学性能均能满足设计要求。下面分别对其机构运动和力学性能进行计算机仿真,验证设计的合理性。

## 2 固体火箭发动机喷管的机构运动分析

### 2.1 喷管的机构运动仿真模型

采用CATIA软件<sup>[11]</sup>完成球形接头柔性喷管的机构运动仿真建模,建立运动仿真模型的基本步骤为:建立各零件的三维模型;对零件模型进行装配;在零件之间施加运动副。

完成后的喷管机构运动仿真模型共包括七组运动副设置,分别是:喷管与燃烧室喉部连接的球铰、控制杆与燃烧室的球铰连接、控制杆外套筒和活柱之间的移动副连接以及控制杆与喷管的铰链(转动副)连接。各运动副具体参数设置见表2。

表 1 球形接头柔性喷管结构参数表

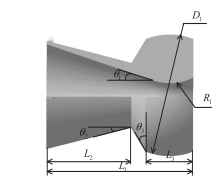
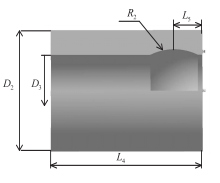
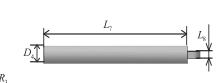
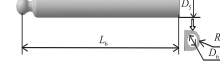
图示	参数名称	参数值
	$L_1$	346 mm
	$L_2$	200 mm
	$L_3$	96 mm
	$D_1$	300 mm
	$R_1$	120 mm
	$\theta_1$	$19.471^\circ$
	$\theta_2$	$15^\circ$
	$\theta_3$	$30^\circ$
	$L_4$	480 mm
	$L_5$	90 mm
	$D_2$	440 mm
	$D_3$	260 mm
	$R_2$	150 mm
	$L_6$	120 mm
	$L_7$	110 mm
	$L_8$	4 mm
	$D_4$	10 mm
	$D_5$	13 mm
	$D_6$	6 mm
	$R_3$	5 mm
	$R_4$	5 mm

表 2 运动副参数设置

运动副名称		所连接组件		运动设置			
1.球铰	燃烧室，喷管		Rotate X	无约束（Free）			
			Rotate Y				
			Rotate Z				
2.球铰	燃烧室，连杆 1 外套筒		Rotate X	无约束（Free）			
			Rotate Y				
			Rotate Z				
3.球铰	燃烧室，连杆 2 外套筒		Rotate X	无约束（Free）			
			Rotate Y				
			Rotate Z				
4.滑动副	连杆 1 外套筒，活柱	Translate Z		运动类型	函数		
				偏移距离	步距		
				初始值	-10 mm		
				最终值	10 mm		
				起始时间	0 s		
				结束时间	1 s		
5.滑动副	连杆 2 外套筒，活柱	Translate Z	无约束（Free）				
6.旋转副	喷管，连杆 1 活柱	Rotate Z	无约束（Free）				
7.旋转副	喷管，连杆 2 活柱	Rotate Z	无约束（Free）				

2.2 喷管的机构运动仿真结果及分析

正确设置机构运动副之后,即可计算得到喷管机构的运动仿真结果。计算时,假设 XZ 平面控制杆的活柱在套筒内发生滑移,滑动起始点分别为-10 mm 至 10 mm,匀速运动,时间为 1 s。下面为仿真得到的喷管质心的运动性能曲线。

(1)位移曲线。

图 2 为 XZ 平面控制杆的活柱沿套筒做匀速往复运动情况下,喷管质心沿 X 和 Z 方向的运动轨迹图。可以看出:喷管在 XZ 平面内绕 Y 轴摆动,因此中心在 X 轴和 Z 轴上作正弦运动,在 Y 轴上的位移为 0。由于摆动角度对称,因此 X 和 Z 方向的位移为对称曲线。

(2)速度曲线。

图 3(a)和(b)分别为喷管质心在 X 和 Z 轴上的速度曲线。因为喷管在 XZ 平面内的位移为绕 Y 轴的逆时针摆动,因此其在 Y 方向的速度为 0, X 方向的速度

较小且为正弦曲线, Z 方向的速度较大也是正弦曲线。

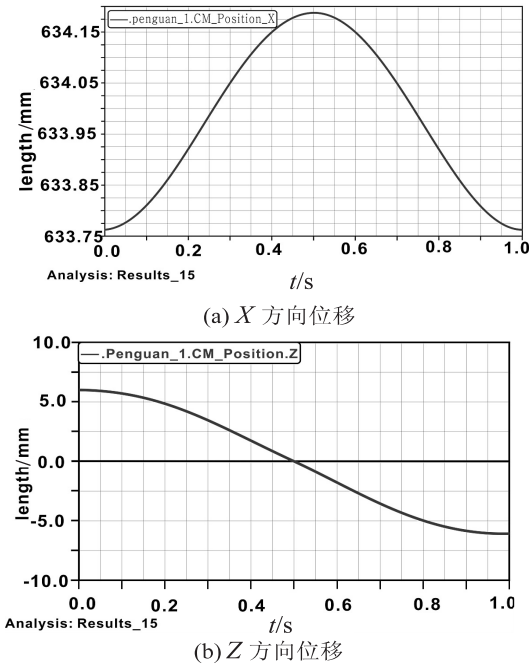


图 2 XZ 平面控制杆活柱匀速运动情况下的喷管质心位移

(3)加速度曲线。

图 3(c)为喷管质心加速度曲线,与速度规律相似。由于由静止到开始运动有速度突变,故曲线起始位置斜率较大。

(4)角速度。

图 3(d)为喷管质心角速度。因为喷管只绕 Y 轴摆动,所以 X 轴和 Z 轴角速度均为 0。

(5)角加速度。

图 3(e)为喷管质心角加速度。与角速度同理,绕 X 轴和 Z 轴的角加速度为 0,绕 Y 轴角加速度为一斜线,可由速度曲线求导得到。起始和中止处斜率较大是由于有速度突变。

2.3 喷管匀速摆动时的活柱运动速度

显然,为了导弹姿态变换平稳,希望喷管的摆动为匀速运动,可以通过改变控制杆活柱的运动速度实现这一目的。利用喷管的结构运动仿真模型,通过将喷管摆动设置主动运动,其值为匀速摆动,逆向求解即可得到控制杆活柱的最佳速度驱动。

具体运动设置对表 2 略加改动,将第一球铰绕 Y 轴转动的速度设置为 1.3 r/min,绕 X 轴和 Z 轴设置为 0,即绕 X 轴和 Z 轴没有运动,其余各运动副均设为 Free,求解后得到如下结果。喷管绕 Y 轴的角速度为每秒  $8^\circ$ ,绕 X 和 Z 的角速度为 0,喷管绕 Y 轴做匀速摆动。

实际控制时,喷管绕 Y 轴摆动时 XZ 平面控制为主动杆,因此关心在喷管绕 Y 轴匀速运动情况下, XZ

平面连杆的运动情况。图4给出了解算得到的连杆外套筒和活柱的速度曲线,其中 liangan1 为外套筒,liangan2 为活柱。只要按照图示的运动速度控制活柱的滑动,就可以实现喷管的匀速摆动。

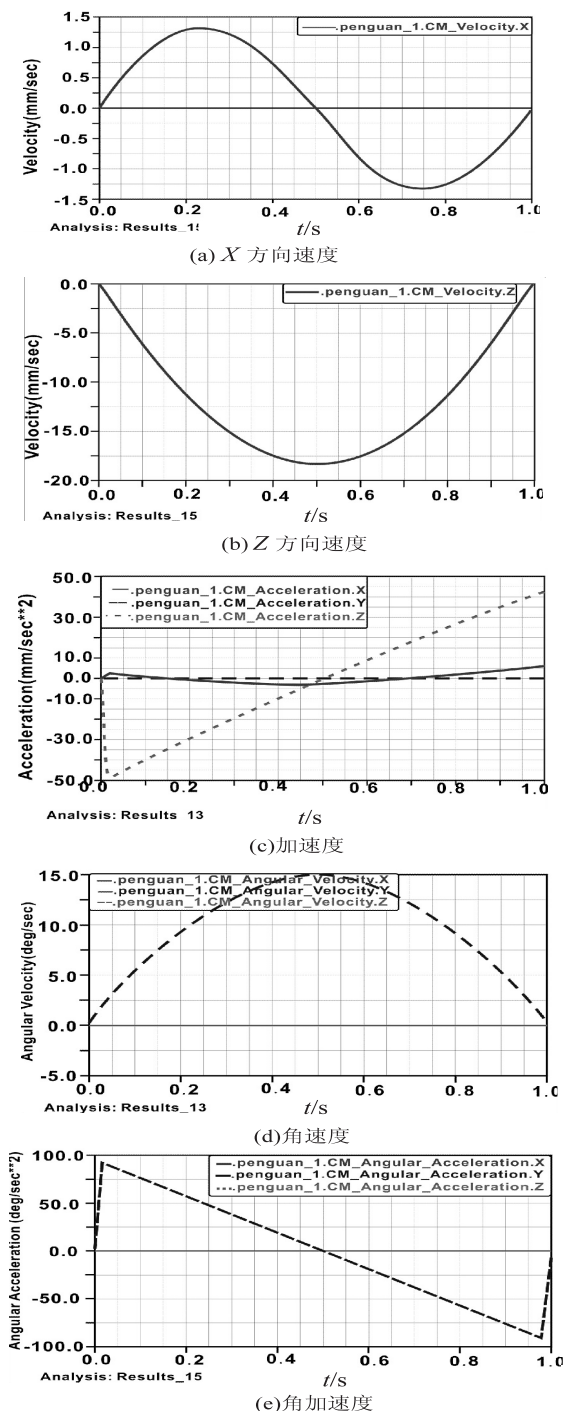


图3 喷管质心运动特性曲线

### 3 固体火箭发动机喷管力学性能分析

#### 3.1 力学性能仿真模型的建立

##### 3.1.1 几何模型

将 CATIA 建立的喷管模型另存为 stp 格式,并导入到 ANSYS Workbench<sup>[12]</sup>,即可生成喷管有限元分析

的几何模型(如图5所示)。

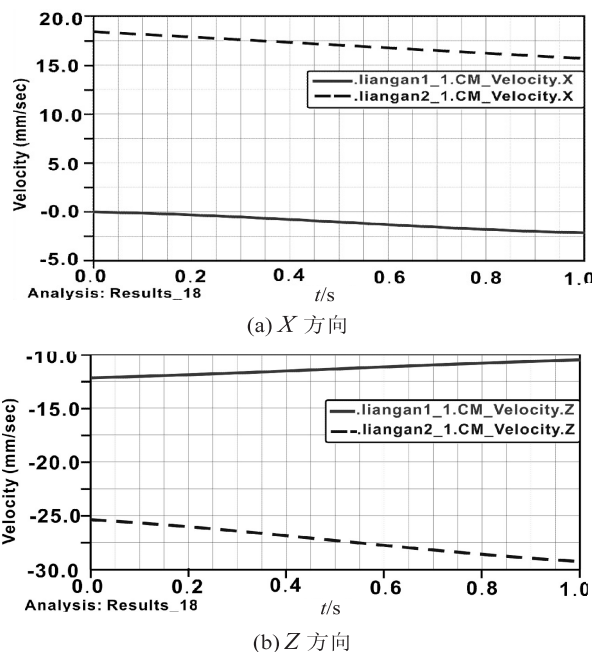


图4 喷管匀速摆动时的连杆速度

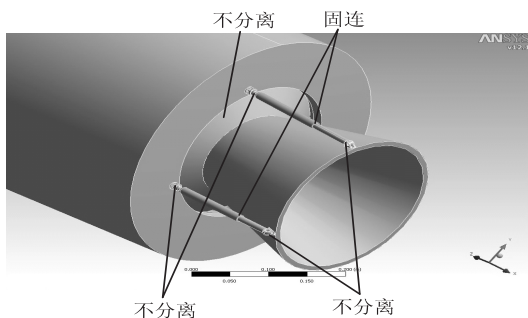


图5 喷管力学性能仿真的几何模型

图中喷管的几何模型包含了六个零件,即:燃烧室、喷管、XZ 平面外套筒、XZ 平面活柱、XY 平面外套筒和 XY 平面活柱。

##### 3.1.2 接触设置

喷管机构的接触设置的基本原则为:(1)对于球铰和转动副,由于其有相对运动,故设置其运动部件为接触面互不分离且能相对滑动的面面接触;(2)对于外套筒和活柱的滑动副,由于其内部有液压控制,因此在活柱的端面,实际上受到液体的压力。由于液体压力的计算比较困难,为简化计算,认为在某个受控状态下,外套筒和活柱之间不会发生相对运动,因此将外套筒和活柱的接触设置为固连。

##### 3.1.3 约束设置

文中主要研究喷管的各项性能,燃烧室只给喷管提供连接和固定,因此将燃烧室设置为固定件,在其外壁施加固定约束,施加约束后的模型如图5所示。

##### 3.1.4 载荷添加

在导弹飞行过程中,喷管的受力主要来自两个方面:一是空气阻力,二是弹药喷射产生的推进力。由于



弹体为流线型结构,并且喷管前部被燃烧室阻挡,因此喷管受到的空气阻力很小,可以忽略<sup>[13]</sup>。文中计算时只考虑弹药喷射产生的推进力。

应用文献[1]给出的公式计算弹药喷射产生的推进力。采用标准化压比值,即 6.894 MPa 室压和 0.101 3 MPa 出口压力<sup>[14]</sup>,其他参数如表 3 所示。得到的喷管推进力如表 4 所示。

表 3 燃烧气体计算的输入参数

收敛段长	喷管长	设计压	特征速	滞止温	比热比
度/mm	度/mm	强/Pa	度/(m/s)	度/K	
56	346	6.894E6	1 520	3 517	1.196

表 4 喷管轴向压强分布

编号	采样点坐标/m	采样点压强/Pa
1	0.291 28	6.845 2e+006
2	0.300 73	6.749 5e+006
3	0.309 86	6.586 1e+006
4	0.318 42	6.294 2e+006
5	0.325 88	5.754 9e+006
6	0.331 04	4.768 5e+006
7	0.338 61	3.939e+006
8	0.340 47	2.898 1e+006
9	0.353 48	1.347 3e+006
10	0.387 66	4.411 7e+005
11	0.454 14	1.233 6e+005
12	0.561 65	3.616 1e+004

3.1.5 材料设置

所有部件选用工程结构钢,各项材料参数如表 5 所示。

表 5 工程结构钢各项参数

密度	杨氏模	泊松比	体积弹性	剪切模	抗压屈服
/(kg/m <sup>3</sup> )	量/Pa		模量/Pa	量/Pa	强度/Pa
7 850	2E+11	0.3	1.666 7E+11	7.692 3E+11	2.5E+08

3.2 力学性能分析

(1) 模态。

模态分析(取前 6 阶)的结果如表 6 所示。

表 6 各阶模态频率

1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶
65.462	114.21	119.89	843.31	892.65	940.38

可以看出,一阶谐振频率为 65.462 Hz,该频率远离液压控制机构以及弹药喷射的频率,满足设计要求。一阶模态下,喷管绕 X 轴来回扭转,这是因为喷管绕 X 轴扭转方向的刚性最弱;二阶模态为喷管沿 Y 轴的摆动;三阶模态为喷管绕 Z 轴的摆动;第四、五阶模态为 XY 平面控制杆的摆动;六阶模态为 XZ 平面控制杆的摆动。

(2) 应变。

燃烧气体作用下喷管的变形如图 6 所示。

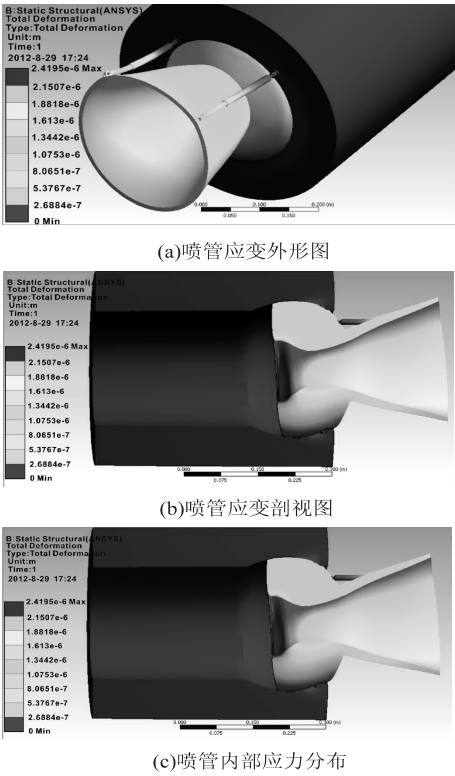


图 6 燃烧气体作用下喷管应变图

可以看出:喷管在燃烧气体压力作用下有一定的变形,最大变形量发生在喷管入口段位置,因为这一部位的燃烧气体压强最大。变形量从喷管入口处到出口处逐渐减弱,这是因为燃烧气体压强从喷管入口处到出口处逐渐变小。喷管处最大的变形量为 0.002 419 mm,出口处最小的变形量在 0.001 07 mm 左右。由于选定的计算位置是非对称位置,即喷管 XY 面向上偏转,与导弹的 X 轴保持一定夹角,因此喷管下半部分变形大于上半部分。

(3) 应力。

图 6(c)给出了喷管内部的应力分布情况。显然,喷管入口处位置的应力分布较为集中,明显大于喷管出口处的应力,最大的应力为 1.060 2e<sup>7</sup> (Pa),而所选材料的许用应力为 2.5E+08 (Pa) (屈服强度),因此完全可以满足设计要求。

4 结束语

对某球形接头柔性喷管的结构及其性能进行了研究,包括:确定了喷管的零部件结构及关键参数;完成了运动控制机构的性能仿真,得到了喷管质心的位移、速度和加速度曲线;进行了喷管的模态分析和力学性能分析,得到了六阶谐振频率和工作情况下喷管的变形和应力情况。从仿真结果可以看出,作者设计的球形接头柔性喷管可以按照设计要求,在两个相互垂直的方向上摆动,在轴向上没有窜动。工作状态下喷管

的变形和应力在允许范围之内。文中给出的分析方法和模型等具有通用性,对其他固体火箭发动机喷管设计具有指导意义。

文中在研究固体火箭发动机球形接头柔性喷管时,对问题进行了一定的简化,如:对发动机的燃烧室进行了简化处理,没有考虑球形接头处的密封问题,没有考虑新型的碳/碳复合材料。此外,实际情况中喷管是运动的,动态状态下喷管性能和喷管的优化设计,需要在以后的研究中深入探讨。

参考文献:

[1] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(下册)[M]. 北京:宇航出版社,1992.

[2] 王元友. 固体火箭发动机设计[M]. 北京:国防工业出版社,1984.

[3] 邢耀国,董可海,沈伟,等. 固体火箭发动机使用工程[M]. 北京:国防工业出版社,2010.

[4] 鲍福延,郭大庆,赵飞,等. 固体火箭发动机喷管集成设计分析技术研究[J]. 固体火箭技术,2004,27(3):169-172.

[5] 虞跨海,莫展,张亮,等. 固体火箭发动机特型喷管造型设计与优化[J]. 弹箭与制导学报,2012,32(4):137-138.

(上接第187页)

参考文献:

[1] 刘怡,高玥. 一种基于文本关键字模型的 Audio 音乐情感分类方法[C]//第四届人机环境联合学术会议论文集. 出版地不详:出版者不详,2008:1-7.

[2] 蒋盛益,李霞,李碧,等. 音乐情感自动分析研究[J]. 计算机工程与设计,2010,31(18):4112-4115.

[3] 甄超,宋爽,许洁萍,等. 多模态音乐流派分类研究[J]. 计算机科学与探索,2011,5(1):50-58.

[4] Yang Dan, Lee W S. Music emotion identification from lyrics [C]//Proc of the 11th IEEE international symposium on multimedia. Washington D C, USA: IEEE Computer Society, 2009:624-629.

[5] Hu Xiao, Downie J S. Improving mood classification in music digital libraries by combining lyrics and audio [C]//Proc of the 10th annual joint conference on digital libraries. New York, USA: ACM Press, 2010:159-168.

[6] Taylor J G, Fellenz W A, Cowie R, et al. Towards a neural-based theory of emotional dispositions [C]//Proc of IMACS IEEECS'99. [s. l.]: [s. n.], 1999.

[7] Hevner K. Expression in music: a discussion of experimental studies and theories[J]. Psychological Review, 1935, 42: 186-204.

[6] Zebbiche T, Youbi Z E. Supersonic two-dimensional minimum length nozzle design at high temperature: application for air [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(1): 29-39.

[7] 尤军峰, 校金友, 张铎, 等. 固体火箭发动机延伸喷管展开动力学分析[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 37-42.

[8] 刘勇琼, 汪亮. 固体火箭发动机柔性喷管摆动机构的结构可靠度分析[J]. 推进技术, 1997, 18(4): 51-53.

[9] 刘勇琼, 尤军峰. 固体火箭发动机柔性接头拉伸载荷下强度分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 264-268.

[10] Kraiko A N, Myshenkov E V, P'yankov K S, et al. Effect of gas non-ideality on the performance of laval nozzles with an abrupt constriction [J]. Fluid Dynamics, 2002, 37(5): 834-846.

[11] Río-Cidoncha M D, Martínez-Palacios J, Ortuño-Ortiz F. Task automation for modelling solids with Catia V5 [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2010, 79(1): 53-59.

[12] Zhang Xiaoya, You Junfeng, Zhang Duo. Application of ADAMS and ANSYS to mechanism analysis [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(2): 201-204.

[13] 《导弹与航天丛书》编委会. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

[14] Sutton G P, Biblarz O. 火箭发动机基础[M]. 洪鑫, 张宝炯, 译. 第7版. 北京: 科学出版社, 2003.

[8] Salton G, Wong A, Yang C S. A vector space model for automatic indexing [J]. Communications of the ACM, 1975, 18(11): 613-620.

[9] 程一峰. 基于 TF-IDF 的音频和歌词特征融合模型的音乐情感分析研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2012.

[10] 张玉峰, 何超. 基于潜在语义分析和 HS-SVM 的文本分类模型研究[J]. 情报理论与实践, 2010, 33(7): 104-107.

[11] 熊小梅, 刘永浪. 基于 LSA 的二次降维法在中文法律案情文本分类中的应用[J]. 电子测量技术, 2007, 30(10): 111-114.

[12] 刘云峰. 基于潜在语义分析的中文概念检索研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2005.

[13] Yang Yihsuan, Lin Yuching, Cheng Hengtze, et al. Toward multi-modal music emotion classification [C]//Proceeding of pacific rim conference on multimedia. Tainan, Taiwan: [s. n.], 2008: 70-79.

[14] Lu Lie, Liu Dan, Zhang Hongjiang. Automatic mood detection and tracking of music audio signals [J]. IEEE Trans on Audio, Speech and Language Processing, 2006, 14(1): 5-18.

[15] Yang Y H, Lin Y C, Su Y F, et al. A regression approach to music emotion recognition [J]. IEEE Trans on Audio, Speech and Language Processing, 2008, 16(2): 448-457.

# 固体火箭发动机喷管的结构设计与性能仿真

作者：[户艳](#)，[刘思濛](#)，[刘焕玲](#)，[邵晓东](#)，[HU Yan](#)，[LIU Si-meng](#)，[LIU Huan-ling](#)，[SHAO Xiao-dong](#)

作者单位：[户艳, HU Yan\(西安航空学院 机械系, 陕西 西安 710077; 西安电子科技大学 机电工程学院, 陕西 西安 710071\)](#)，[刘思濛, 刘焕玲, 邵晓东, LIU Si-meng, LIU Huan-ling, SHAO Xiao-dong\(西安电子科技大学 机电工程学院, 陕西 西安, 710071\)](#)

刊名：[计算机技术与发展](#)

英文刊名：[Computer Technology and Development](#)

年，卷(期)：2015(8)

引用本文格式：[户艳. 刘思濛. 刘焕玲. 邵晓东. HU Yan. LIU Si-meng. LIU Huan-ling. SHAO Xiao-dong 固体火箭发动机喷管的结构设计与性能仿真\[期刊论文\]-计算机技术与发展 2015\(8\)](#)