

固体火箭发动机喷管阻尼特性的数值仿真

孙兵兵¹, 李军伟¹, 苏万兴², 王宁飞¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院 研究与发展中心, 北京 100076)

摘 要: 为了探究影响固体火箭发动机喷管阻尼特性的关键因素, 基于典型柱状装药固体火箭发动机二维简化模型, 利用脉冲衰减法, 开展喷管阻尼特性数值仿真计算, 研究了喉通比和燃烧室长度对喷管阻尼常数的影响规律, 结果发现数值模拟结果与经验公式理论预估结果有较好的一致性, 证实了该数值方法的有效性; 在此基础上, 进一步探讨了无法由经验公式直接获知的诸如喷管收敛半角以及收敛型面对喷管阻尼常数的影响规律, 结果表明: 收敛半角对喷管阻尼常数有很大的影响, 在设计范围内, 较小的收敛角有益于提高喷管阻尼特性; 收敛段型面对喷管阻尼也有一定的影响, 凸型型面阻尼特性优于锥型型面, 锥型型面优于凹形型面。

关 键 词: 固体火箭发动机; 不稳定燃烧; 喷管阻尼常数; 脉冲衰减法; 不稳定燃烧

中图分类号: V435.12

文献标志码: A

Numerical simulation of nozzle damping characteristics in solid rocket motor

SUN Bing-bing¹, LI Jun-wei¹, SU Wan-xing², WANG Ning-fei¹

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Research and Development Center,

China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: For the purpose of investigating the key factors affecting the nozzle damping characteristics of solid rocket motor, numerical simulation of nozzle damping characteristics were carried out to study the influence of the nozzle throat area-to-grain port area ratio and the chamber length, based on the simplified two-dimensional model of the typical columnar grain of solid rocket motor and with use of pulse attenuation method. It was found that the numerical simulation results and empirical formulas theoretical estimate values were in good agreement, confirm the validity of the numerical methods; the study further explored what the empirical formula cannot deal with well, such as the change rules of nozzle convergent half-angle and nozzle convergent surface. The results show that the nozzle convergent half angle plays a vital role in nozzle damping constant. Small convergent half angle is beneficial to the nozzle damping; the convex nozzle provides more damping than the conical nozzle, which in turn provides more damping than the concave nozzle.

Key words: solid rocket motor; combustion instability; nozzle damping constant; pulse decay method; instable combustion

不稳定燃烧固体火箭是发动机研制过程中经常遇到的棘手问题之一^[1-2]。自20世纪中叶以来,国内外学者先后花费了大量的人力、物力和财力来研究该问题,但是该问题仍是发动机研制过程中常遇到的棘手问题之一,轻则引起内弹道曲线异常,重则引起发动机爆炸,导致灾难性后果。

从线性理论考虑,不稳定燃烧是燃烧室空腔内所有增益与阻尼综合作用的结果。如果增益系数大于阻尼系数,则固体火箭发动机容易出现不稳定燃烧现象,反之当阻尼系数大于增益系数时,发动机处于稳定工作状态。因此,需增大发动机阻尼特性来最大限度地消除或抑制不稳定燃烧。在发动机所有阻尼因素中,起主要作用的有喷管阻尼、微粒阻尼、壁面阻尼以及发动机声腔结构阻尼。其中通过喷管损失的能量粗略估计可达系统总阻尼的50%^[3],增大喷管阻尼将大大提高发动机的工作稳定性。因此,计算和研究喷管阻尼对研究和抑制不稳定燃烧具有重要意义。

对喷管阻尼的认识,可以追溯20世纪60年代初,Crocco等^[4]等在平均流是一元无旋流,声振荡是三元有旋流的假设下提出了较为全面的喷管声阻尼线性理论。在此基础上,Zinn^[5-6]首次提出了短喷管理论,之后又对短喷管理论进行了系统化,使之更加适合于工程应用,并对小尺寸喷管的声阻尼特性进行了冷气试验。目前已经发展了多种冷流模拟试验,有直接法^[7]、频率响应法^[8-9]、波衰减法^[8,10]和阻抗管法^[9,11-12]等。冷气试验与真实发动机工作状态之间的区别是介质温度和成分不同,因而平均声速及特征声阻抗也不同,因此,冷态试验数据并不能准确表征真实发动机的喷管阻尼系数,且试验方法成本较高而且试验周期较长,限制了试验的进行。近年来,随着商业软件FLUENT和ANSYS的改进与推广,许多学者成功利用商业软件对形状复杂的喷管型面的阻尼特性进行了计算分析^[13-16],为喷管阻尼研究提供了便利的数值工具。

本文基于喷管阻尼波衰减法试验原理,利用FLUENT开展了相应的数值模拟工作,针对典型柱状装药固体火箭发动机二维简化模型,系统研究了喷管喉部面积与燃烧室通气面积之比 J 、燃烧室长度、喷管收敛半角以及收敛型面等因素对喷管阻尼特性的影响规律,为发动机设计及不稳定燃烧研究提供了相应的理论指导。

1 喷管阻尼的理论基础

在固体火箭发动机工作过程中,根据线性不

稳定燃烧理论,当发动机受到脉冲激励后,燃烧室内小扰动随时间的动态变化规律可用下式表示^[2]:

$$p' = p_0 e^{i\omega t + \alpha t} \quad (1)$$

式中 p_0 为振荡压力幅值, ω 为角频率, α 为增长常数。

通常用系数 α 来描述固体火箭发动机的燃烧室内小振幅扰动的增长和衰减,从而评价发动机的稳定性。若 $\alpha > 0$,小扰动有增长趋势,表现为燃烧不稳定性;若 $\alpha < 0$,则具有稳定性。增长常数可表示为各种增益、阻尼效果之和,如式(2)所示。

$$\alpha = \alpha_{pc} + \alpha_{vc} + \alpha_{dc} + \alpha_n + \alpha_p + \alpha_{mf} + \alpha_g + \alpha_w + \alpha_{st} \quad (2)$$

式(2)中系数依次为:压力耦合响应常数,速度耦合响应常数、分布燃烧增益常数、喷管阻尼常数、惰性微粒阻尼常数、平均流作用常数、气相阻尼常数、壁面耗散阻尼常数与结构阻尼常数。

当不考虑外部环境热源影响,且忽略壁面损失和无外部能量供应,把用于做冷流试验的空气看作理想气体时,喷管就成了影响发动机燃烧器内的小扰动的增长或衰减的唯一因素,此时燃烧室内小扰动随时间的动态变化规律的实数部分可用下式表示:

$$p' = p_0 e^{\alpha_n t} \quad (3)$$

其中 p_0 为振荡压力幅值, α_n 为喷管阻尼常数,即喷管阻尼,对式(3)取自然对数,可求得喷管阻尼常数

$$\alpha_n = \frac{\ln p_{02} - \ln p_{01}}{t_2 - t_1} \quad (4)$$

另外,总结冷流模拟试验数据,可得到工程上预估短喷管对纵向振荡的喷管阻尼常数^[1,8,9]

$$\alpha_n \propto -\lambda \frac{\bar{\alpha}}{L} J \quad (5)$$

其中 λ 为修正系数,不同试验方法所得修正系数不尽相同,在本文中,为了便于分析,取 $\lambda=1$ 。

2 数值计算模型及边界条件

2.1 物理模型及边界条件

本文数值计算模型为典型柱状装药固体火箭发动机,为了节约计算时间,取其二维简化模型如图1所示。其中 $L=0.675\text{ m}$,通气直径 $D_c=0.03\text{ m}$ 恒定不变,喷喉直径 D_t 为变量,为了获得不同的 J ,其范围为 $0.004\sim0.012\text{ m}$,具体数值如表1所示。

为了确保结果的可信度,尽量保证数值仿真与冷流试验条件一致,参考文献[8]中的试验条

件,数值计算的边界条件如图 1 所示,发动机头部采用质量入口边界,将气体工质视为理想气体处理,气体物性参数见表 2。介质温度为 300 K,入口压力为 0.1 MPa,出口采用了压力出口条件,在壁面边界上选取无滑移边界条件。

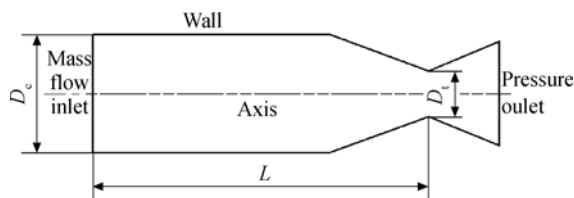


图 1 数值计算模型及边界条件

Fig. 1 Computational model and boundary conditions

表 1 不同试验工况数据

Table 1 Different experimental conditions data

变量 参数	工况				
	1	2	3	4	5
通气直径 D_c/m	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03
喉部直径 D_t/m	0.004	0.006	0.008	0.010	0.012
$J = D_c^2/D_c^2$	0.018	0.04	0.071	0.11	0.16

表 2 计算用气体物性参数

Table 2 Physical properties for calculation

物性参数	数值
μ	Sutherland 定律
$c_p/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	1700
γ	1.4
Pr	0.75
$M/(\text{g}/\text{mol})$	26

为在计算过程中监测燃烧室内压力变化动态过程,在发动机壁面设置了 5 处虚拟压力监测点,压力监测点坐标如表 3 所示。

表 3 监测点坐标

Table 3 Monitor point coordinate

参数	监测点				
	1	2	3	4	5
X/m	0.001	0.16	0.31	0.45	0.61
Y/m	0.015	0.015	0.015	0.015	0.015

2.2 计算方法

数值计算工作是通过计算流体仿真软件 FLUENT 完成的,采用压力-速度耦合算法对连续方程、动量方程以及能量方程同时求解。计算过程中不考虑化学反应,主要方程如下:

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (6)$$

动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (7)$$

其中应力张量为

$$\tau_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \sigma_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \quad (8)$$

能量方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho E u_j) = & -\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} u_k) + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (9)$$

其中 $E = e + \frac{1}{2} u_i u_i$ 。

用理想气体的状态方程进行模型封闭

$$p = \rho R T \quad (10)$$

本研究中采用了两方程湍流模型,选用了标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行封闭。首先对流场开展了稳态迭代,当迭代至流场较好的收敛以后,开启非稳态流场计算。时间项采用 2 阶隐式格式, CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 取 0.8,非稳态计算时间步长为 $1 \times 10^{-5} \text{ s}$ 。

2.3 脉冲激励方法

由于脉冲衰减法采用的脉冲药能够带来一定的微粒阻尼和波形畸变,在试验中,该方法逐渐被稳态波衰减法取代。在本文的数值模拟过程中,由于不考虑化学反应过程,且将气体简化为理想气体,不存在微粒阻尼损失,系统内的阻尼主要由喷管阻尼构成,因此,可将该衰减常数视为喷管阻尼常数。

在非稳态计算过程中,发动机头部以固定的质量流率向燃烧室内注入气体以维持压力平衡,当监测点压力不再波动的时候,通过 UDF (user defined functions) 瞬时增大质量流率来模拟脉冲波。脉冲结束后,燃烧室内的波动压力将会以式 (3) 所述的形式进行衰减,继而利用式 (4) 计算喷管阻尼常数。

通过绘制振幅自然对数随时间衰减变化的曲线,然后对数据进行直线数值拟合,所得最佳拟合

直线的斜率就是该喷管的阻尼常数,如图2所示。

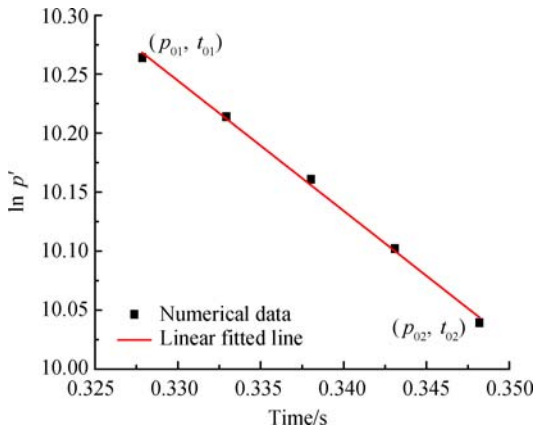


图2 切断脉冲后的 $\ln p'-t$

Fig. 2 $\ln p'-t$ curve after pulse

3 计算结果及分析

3.1 网格无关性分析

为了加快收敛,减少计算时间,节约成本,在对发动机模型画网格时,对发动机进行区域划分,在各个区域内均采用四边形结构化网格;另外数值模拟过程中计算网格的质量会影响计算精度,为了更好地识别边界层区域,对壁面处以及喷喉位置处进行了网格加密处理。

为了消除网格尺度对计算结果的影响,以工况4为例,本分析过程选取了5种不同的网格尺度,网格数量分别为10 000, 60 000, 110 000, 160 000, 210 000。其中网格数量10 000, 110 000, 210 000分别代表粗网格、中等网格以及精细网格。以头部监测点1处所监测的压力数据为例,对数据进行处理,分析喷管阻尼常数,计算所得喷管阻尼常数随网格数目的变化规律如图3所示。

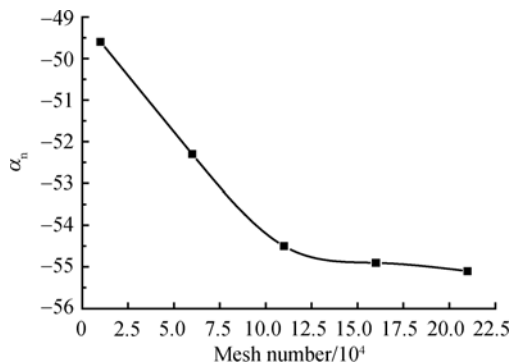


图3 喷管阻尼常数随网格数目变化规律

Fig. 3 Changing of nozzle damping constant with mesh number

由图3可以看出,随着网格数目的增加,计算所得喷管阻尼常数绝对值也随之增加。当网格数目达到中等网格尺度后,网格数目继续增加对计算结果影响不大。考虑到计算耗时及成本,本文研究选取中等尺度网格。

3.2 脉冲强度对喷管阻尼常数的影响

文献[2]研究结果表明:脉冲强度 P_p 越大越容易激发不稳定燃烧现象。但脉冲强度的大小对喷管阻尼的测量结果是否有影响,文献[2]中很少有提及,因此为了减少数值计算变量,增加结果的可靠性,同样以工况4为研究对象,选取中尺度网格,在其他边界条件不变的情况下增大质量脉冲强度(瞬时质量脉冲分别扩大为原来的1.1, 1.2, 1.3倍),通过数值模拟计算得到多组数据,不同脉冲强度下的压强衰减结果如图4所示,采样相同的数据处理方法进行数据处理,计算所得喷管阻尼常数随脉冲强度的变化规律如图5所示。

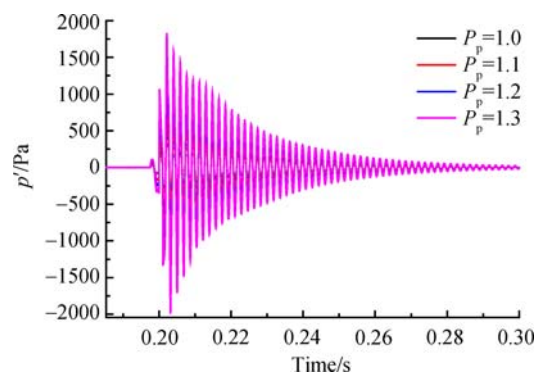


图4 不同脉冲强度下压力衰减

Fig. 4 Pulsed pressure oscillations under different pulse intensities

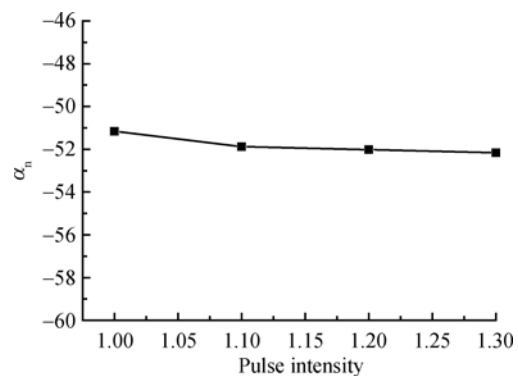


图5 喷管阻尼常数随脉冲强度变化规律

Fig. 5 Changing of nozzle damping constant under different pulse intensities

由图5可以看出,随着脉冲强度的增大,喷管阻尼常数基本没有变化,它们之间的差别主要是数据处理过程中的误差引起的.这表明脉冲强度对喷管阻尼常数也没有影响,从而可知在用脉冲法测量喷管阻尼的冷流试验中,施加不同强度的脉冲对试验结果的影响微乎其微,脉冲强度大小对试验发动机声能衰减系数的影响可以忽略不计.

3.3 喉通比对发动机喷管阻尼的影响

基于3.2节的研究,脉冲强度对喷管阻尼常数几乎不会产生影响.因此在接下来的研究中,脉冲强度均采用1.2倍的初始脉冲强度;为了节约计算时间,发动机模型网格数目均在110000左右的中等尺度网格.在明确以上两方面问题后,分别对5种不同 J 的工况1~工况5进行数值模拟计算,来研究 J 对喷管阻尼常数的影响规律.

为了清晰地反应喷管阻尼随 J 的变化规律,将数值计算结果、理论预估结果进行了综合对比,如图6所示,可以看出,理论预估结果与数值计算结果具有一致的变化规律,喷管阻尼常数的绝对值均随 J 的增大线性增大,表明了该数值计算方法的合理性与有效性,两者的变化规律较为一致,且绝对值非常接近,在误差允许的范围内,可认为该数值模拟结果是有效的.

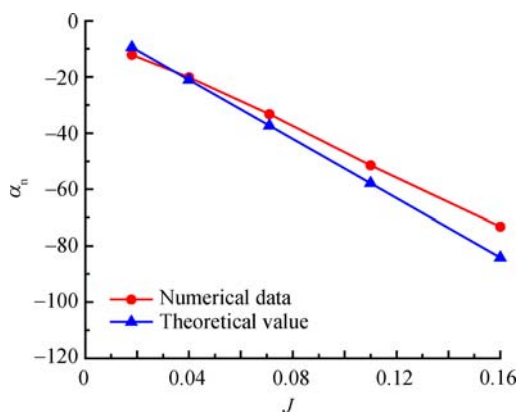


图6 喷管阻尼常数随 J 的变化规律

Fig. 6 Changing of nozzle damping constant under different J

在实际固体火箭发动机工作过程中,随着燃面的不断退移,燃烧室通气面积不断增大,从而导致 J 随发动机工作进行不断减小,继而造成喷管阻尼急剧减小.尤其是发动机工作末期, J 达到最小值,喷管阻尼也达到最小值,因而发动机工作稳定性急剧下降,这也就是众多固体火箭发动机

容易在工作末期出现不稳定燃烧现象的机理所在.

3.4 燃烧室长度对发动机喷管阻尼的影响

近年来,随着大推力、远射程等军事需求的不断提高,战术导弹多采用大长径比固体火箭发动机,众多在研的该类型发动机在飞行试验中出现了不同程度的不稳定燃烧现象.很多专家学者将该问题归结于长径比过大时容易发生流动不稳定性,即推进剂表面容易产生气流流动分离,进而发展成为表面旋涡.脱落的旋涡与喷管碰撞将会产生一定的压力扰动,当旋涡脱落频率与燃烧室空腔的固有声振频率接近或者相等时,该扰动将会被进一步放大,引起较大的压力振荡现象,国内外专家学者将该现象称为涡声耦合现象^[16-19],该现象是一种增益,不利于火箭发动机推进剂的稳定燃烧,该现象仅从增益角度揭示了发生不稳定燃烧的原因.为了进一步探究燃烧室长度增加是否对喷管阻尼有影响,利用数值计算角度来验证燃烧室长度的改变对阻尼因素中最为重要的喷管阻尼的影响,本文中的燃烧室长度是指发动机头部到喷管喉部之间的距离,如图1中的 L 代表的长度.

在保持发动机 J 不变的条件下,详细探讨燃烧室长度对喷管阻尼的影响规律.基于工况4模型,额外增加了长度分别为 $0.75L$ 、 $0.5L$ 和 $0.25L$ 的3种不同的计算模型,所有模型燃烧室半径为 0.015 m ,喷喉半径为 5 mm 均保持不变,喷管收敛段为简单的锥型型面,收敛半角为 30° .分别对上述不同燃烧室长度的模型开展了数值计算,记录压力波动数据,对压力振荡衰减数据进行处理,得到了不同燃烧室长度下的喷管阻尼常数,数值计算结果与理论预估结果见图7.

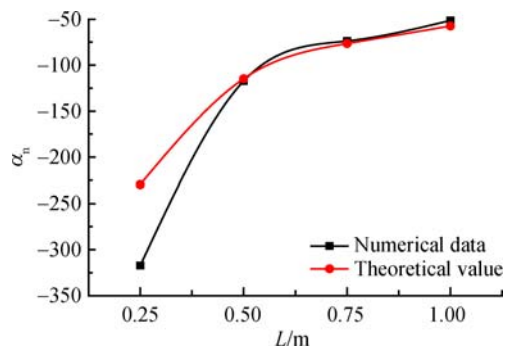


图7 燃烧室长度对喷管阻尼常数的影响规律

Fig. 7 Changing of nozzle damping constant under different chamber lengths

从图7可以看出,随着燃烧室长度的减小,喷管阻尼常数绝对值逐渐增大,数值计算所得数据较好地吻合了理论经验公式所得的数据,在燃烧室长度缩短到0.25L时,两者误差较大,这主要是由于在此时喷管阻尼较大,瞬时质量脉冲激发的压力波动不是很明显,而且衰减过快,捕捉不到较多的波动衰减,在数据处理时有用的试验数据较少,故得到的结果误差偏离经验总结较大。

3.5 喷管收敛角度对发动机喷管阻尼的影响

喷管阻尼理论预估计算公式主要考虑了燃烧室长度与 J 两个因素,事实上,喷管收敛半角对喷管阻尼也有很大的影响。不同收敛半角情况下,声能的反射与耗散情况也不尽相同,目前理论分析及经验公式都无法解释喷管收敛半角对其阻尼特性的影响。在本节中,将通过数值计算的方法来研究喷管收敛半角对喷管阻尼特性的影响规律。以图1所示的基本模型为例,以工况4为基准,研究喷管阻尼常数随收敛角度的变化规律,收敛角度在 $15^\circ \sim 60^\circ$ 范围内按 15° 逐渐递增,将得到数据进行分析,结果如图8所示。

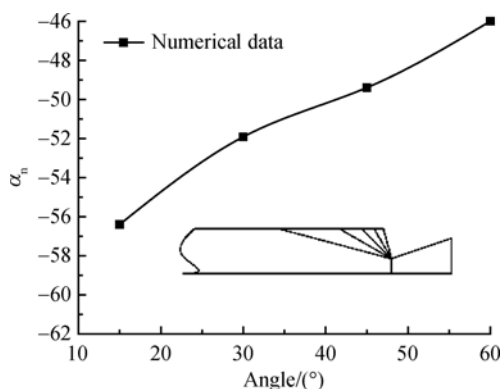


图8 喷管阻尼常数随收敛半角的变化规律

Fig. 8 Changing of nozzle damping constant with convergence half angles

如图8所示,可以看出,随着收敛半角的减小,喷管阻尼常数绝对值随之增大。喷管阻尼常数随收敛半角减小而增大主要源于两方面的因素:一方面喷管收敛半角减小会导致整个燃烧室空腔体积减小,容纳的声能会随之减小;另一方面随着喷管收敛半角的减小,收敛段对声能的反射程度将会随之减小,增大了喷管声能损失。整体上可以看出,减小喷管收敛半角有益于喷管阻尼的提高。减小收敛半角来增大喷管阻尼常数的方法在工程上得到了应用,并取得了较好的抑振效果。在HU等^[20]的研究工作当中,代号为Motor-2与Motor-

3的固体火箭发动机在工作末期出现了较为严重的不稳定燃烧现象,为了缓解该问题,对于Motor-2,将收敛半角从原始设计的 75° 调整为 56° ;对于Motor-3,将收敛半角从原始设计的 59° 调整为 45° 。通过减小收敛半角的方式,显著地抑制了不稳定燃烧现象。

3.6 喷管收敛型面对发动机喷管阻尼的影响

在固体火箭发动机喷管设计中,收敛段型面形式多样,如果喷管收敛段型面设计合适,可极大程度的增大喷管阻尼常数^[21],而由喷管阻尼理论总结得来的经验公式仅能根据发动机长度及其 J 来大致确定喷管阻尼范围,该理论无法预估不同收敛段型面对喷管阻尼的影响。因此,如何合理的设计喷管收敛段型面来提高喷管阻尼特性,为喷管设计提供一定的指导,很值得深入研究。为了研究不同收敛段型面对喷管阻尼特性的影响,本节基于锥型喷管(工况4)另外设计了两种不同的收敛段型面,分别为凹型收敛面工况4-1和凸型收敛面工况4-2进行数值计算。

对上述3种模型开展数值计算,3种不同收敛段型面如图9所示,记录压强波动数据,对数据进行处理,得到了不同收敛段型面下的喷管阻尼常数,如图10所示,可以看出,工况4-1喷管阻尼最小,对比其他两种喷管型面可知,凸型喷管阻尼优于锥型喷管阻尼,继而优于凹型喷管,这是因为凹型喷管对声能的反射强度大,不利于声能的耗散。文献^[11-12]通过多次冷流试验也得到了凸型

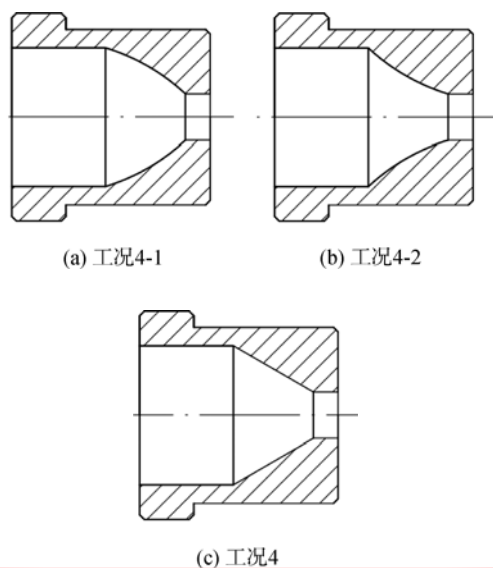


图9 不同的喷管收敛段型面

Fig. 9 Different nozzle convergent surfaces

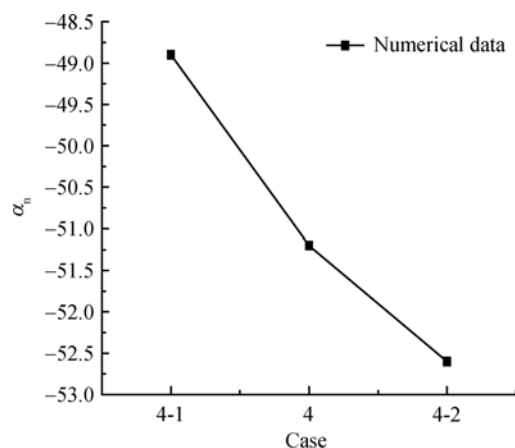


图10 喷管阻尼常数随收敛型面的变化规律

Fig. 10 Changing of nozzle damping constant with convergent surface

型面喷管对发动机的稳定性要优于锥型型面喷管的结论,本次数值计算很好地验证了该结论.

此外,在 HU 等^[20]的研究工作当中,通过增大喉部上游圆弧,较好地解决了 Motor-1 工作末期出现的压强振荡现象,这也证明了凸型喷管阻尼优于凹型喷管,采用凸型型面有助于提高发动机的稳定性.

4 结 论

依据振动和声学基本理论,基于脉冲波衰减法原理,开展了相应数值模拟工作,分析了 J 、燃烧室长度、收敛半角以及收敛型面等因素对喷管阻尼常数的影响规律,主要结论如下:

- 1) 通过数值仿真方法来研究喷管阻尼是切实可行的;
- 2) 在做试验和仿真研究时,不同脉冲强度对发动机喷管阻尼常数的影响可以忽略不计;
- 3) 在一定程度上增大 J ,减小发动机长度有助于提高火箭发动机的稳定性;
- 4) 在设计喷管时,在设计范围内,减小收敛角与采用凸形型面有益于提高喷管阻尼常数.

参考文献:

- [1] Blomshield F S. Historical perspective of combustion instability in motors; case studies[J]. AIAA 2001-3875, 2001.
- [2] Blomshield F S. Lessons learned in solid rocket combustion instability[R]. AIAA 2007-5803, 2007.
- [3] 孙维申. 固体火箭发动机不稳定燃烧[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1987.
- [4] Crocco L, Sirignano W A. Behavior of supercritical nozzles under three-dimensional oscillatory conditions [R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development AD672435,

AGARDograph 117, 1967.

- [5] Zinn B T. Longitudinal mode acoustic losses in short nozzles[J]. Journal of Sound and Vibration, 1972, 22(1): 93-105.
- [6] Zinn B T. Nozzle damping in solid rocket instabilities[J]. AIAA Journal, 1973, 11(11): 1492-1497.
- [7] Crocco L. Verification of nozzle admittance theory by direct measurement of the admittance parameter[J]. ARS Journal, 1961, 31(6): 771-775.
- [8] Buffum F G, Jr, Dehority G L, Price E W, et al. Acoustic attenuation experiments on subscale, cold-flow rocket motors[J]. AIAA Journal, 1967, 5(2): 272-280.
- [9] Janardan B A, Zinn B T. Rocket nozzle damping characteristics measured using different experimental techniques [J]. AIAA Journal, 1977, 15(3): 442-444.
- [10] 许春英, 甘舜仙. 喷管声导纳的理论计算和实验研究[J]. 兵工学报, 1995, 16(2): 44-46.
XU Chunying, GAN Shunxian. Calculation and experimental study of nozzle acoustic admittance[J]. Acta Armamentarii, 1995, 16(2): 44-46. (in Chinese)
- [11] Bell W A, Daniel B R, Zinn B T. Experimental and theoretical determination of the admittances of a family of nozzles subjected to axial instabilities[J]. Journal of Sound and Vibration, 1973, 30(2): 179-190.
- [12] Bell W A. Damping of axial instability by solid propellant rocket exhaust nozzle[D]. Atlanta, USA: Georgia Institute of Technology, 1973.
- [13] Morgenweck D, Pieringer J, Sattelmayer T. Numerical determination of nozzle admittances in rocket engines[M]// Dillmann A. Numerical and experimental fluid mechanics VII. Berlin Heidelberg: Springer-Verlage, 2010: 579-586.
- [14] Su W X, Wang N F, Li J W, et al. Numerical research on the nozzle damping effect by a wave attenuation method [J]. Defence Technology, 2013, 9(3): 162-166.
- [15] Javed A, Chakraborty D. Damping coefficient prediction of solid rocket motor nozzle using computational fluid dynamics[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 30(1): 19-23.
- [16] Brown R S, Dunlap R, Young S W, et al. Vortex shedding as a source of acoustic energy in segmented solid rockets [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1981, 18(4): 312-319.
- [17] Vuillot F. Vortex-shedding phenomena in solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(4): 626-639.
- [18] 苏万兴, 李世鹏, 张峤, 等. 某固体火箭发动机工作末期不稳定燃烧[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10): 2376-2383.
SU Wanxing, LI Shipeng, ZHANG Qiao, et al. Numerical study on combustion instability at the end of burning in solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2376-2383. (in Chinese)
- [19] 王宁飞, 张峤, 李军伟, 等. 固体火箭发动机不稳定燃烧研究进展[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1405-1414.

- WANG Ningfei, ZHANG Qiao, LI Junwei, et al. Progress of investigation on combustion instability of solid rocket motors[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1405-1414. (in Chinese)
- [20] HU Daning, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Study on unstable combustion of solid rocket motor with finocyl grain [J]. Journal of China Ordnance, 2011, 7(1): 24-28.
- [21] 赵伯华, 康顺章. 抑制中频不稳定性的固体火箭发动机设计[J]. 北京工业学院学报, 1982(2): 76-86.
- ZHAO Baihua, KANG Shunzhang. Design of solid propellant rocket engine aiming at a damping of the mid-frequency instability[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 1982(2): 76-86. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)