喷管摆动角度和频率对SRM中 压力振荡响应特性的影响^{*}

张莹',王革',李冬冬',韩万之',王立民2

(1. 哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001;2. 内蒙动力机械研究所,内蒙古 呼和浩特 010000)

摘 要:喷管摆动可能会诱发燃烧不稳定性,而不稳定性问题已经受到了国内外研究人员的高度重视。为了研究喷管摆动角度和频率对燃烧室内压力振荡响应的影响,采用数值模拟方法,在给定某时刻 装药燃面、喉径和正弦摆动方式下,对不同摆角和摆频下的发动机燃烧室压强变化规律及喷管摆动过程 的响应规律进行数值分析。研究表明:固定摆动频率,改变摆动角度,燃烧室内平均压力都随时间小幅 度上升,摆动角度为3°和7°时,平均压强增量较其它角度而言较为明显;固定摆动角度,随着摆动频率 的增加,喷管摆动引起燃烧室内低频响应幅值在增加;由喷管摆动所引起的燃烧室压力振荡频率主要集 中在100Hz以下的低频区。

关键词:固体火箭发动机;摆动喷管;推力矢量控制;内流场;频谱分析 中图分类号:V435.11 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2018)04-0810-09 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 04. 011

Effects of Angle and Frequency of Nozzle Swing on Pressure Oscillation Response in Solid Rocket Motors

ZHANG Ying¹, WANG Ge¹, LI Dong-dong¹, HAN Wan-zhi¹, WANG Li-min²

(1. College of Aerospace and Civil Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;2. Dynamic Machinery Institute of Inner Mongolia, Hohhot 010010, China)

Abstract: The instability of the combustion may be induced by the swing of the nozzle, and the problem of instability has been paid great attention by the researchers at home and abroad. To investigate the effects of the swing angle and frequency of nozzle on pressure oscillation in combustion chamber, the analysis on the pressure variation and response law under different swing angle and frequency in combustion chamber of solid rocket motors has been conducted by numerical simulation, on the condition that the burning area of grain and throat diameter are given at certain time and the swing method is fixed on sine. The results show that on condition of the fixed swing frequency, when the swing angle is changed, the average pressure of combustion chamber increases slightly with time. When the swing angles are 3° and 7° , the average pressure increment is more pronounced than the other angles. With the increase of the swing frequency, the amplitude of low frequency response caused by the swing of nozzle is increasing under the same swing angle. Pressure oscillation caused by swing nozzle is mainly concentrated in the low frequency region below 100Hz.

Key words: Solid rocket motor; Swing nozzle; Thrust vector control; Internal flow field; Spectrum analysis

^{*} 收稿日期: 2017-01-17;修订日期: 2017-05-26。

作者简介:张 莹,女,硕士生,研究领域为火箭发动机内流场。E-mail: dreamhigh@hrbeu.edu.cn 通讯作者:王 革,男,博士,教授,研究领域为火箭发动机燃烧、流动及内弹道。E-mail: wangge@hrbeu.edu.cn

1 引 言

固体火箭发动机在工作过程中常伴有低振幅但 是持续的压力振荡,当其频率接近于燃烧室的固有 声共振频率时,虽然不会威胁发动机的寿命,但是当 其与发动机的结构产生耦合时,会损害有效载荷,降 低发动机的性能^[1]。燃烧室中压力振荡不断发展的 过程称为不稳定燃烧,又称为燃烧的不稳定性。 Schulze M和Joel Dupays^[2,3]等通过对燃烧不稳定性的 研究,分析了声学不稳定性对固体火箭发动机的影 响。针对固体火箭发动机内的低频振荡现象,国内 学者赵伯华^[4]和孙曹民^[5]对此开展了相关研究,其分 析结果对低频不稳定燃烧的抑制有一定的参考价 值。王健儒等^[6]对发动机内由于涡声耦合产生的流 动不稳定进行数值研究,分析了涡脱落对燃烧室内 压力振荡的影响。

推力矢量控制^[7-9]是控制导弹飞行方向的重要 手段之一,对于多数弹道式导弹,主要是在大气层外 飞行,显然只能采用推力矢量控制装置来控制导弹 的飞行方向并完成预定的飞行方案。推力矢量控制 装置的类型很多,主要有活动喷管系统、固定喷管系 统和活动发动机系统,活动喷管系统又有摆动喷管 (铰接接头摆动喷管、柔性接头摆动喷管^[10]、液浮轴 承摆动喷管)和转动喷管两类。铰接接头摆动喷管 的结构主要有两种:普通摆动喷管和潜入式摆动喷 管。普通摆动喷管,根据分离线的位置又有亚声速 分离线摆动喷管和超声速分离线摆动喷管(以下简称 摆动喷管)。

喷管摆动是实现发动机推力矢量控制的有效方 案之一。如今数值模拟中主要采用动网格技术来实 现喷管的摆动,周红梅等^[11,12]验证了动网格技术能很 好地适用于摆动喷管发动机内流场计算,并研究了 摆角为0°和5°时喷管以及燃烧室尾部的流动情况, 对比结果表明流动参数变化不大。

关于固体火箭发动机内摆动喷管的研究还是以数值模拟为主,而且主要关注喷管摆动后发动机内的流动变化情况。刘君等^[13]对潜入式摆动喷管内流场进行数值模拟,研究了摆角为7.5°时的纯气相场流动,结果表明喷管摆动使发动机内的流动变得不对称。杨玉新^[14]等用颗粒轨道模型以及分区网格技术,对带潜入式摆动喷管的固体火箭发动机中的三 维两相流动进行了一体化数值模拟,发现当摆角增加到一定程度后,喷管摆向一侧的后翼槽内出现漩 涡,喷管摆动会对发动机的性能造成明显的损失。 郭小帆等^[15]针对喷管摆动工况下扩压器工作特性的 试验中存在喷管摆动难以实现的问题,提出一种以 扩压器摆动等效喷管摆动,以冷空气作为引射和被 引射介质的简化试验方法。数值计算结果与试验结 果符合较好,试验方法经济实用、操作简单,可以作 为摆动喷管固体火箭发动机研制初期的试验手段。

无论是战术还是大型固体火箭发动机,不稳定 燃烧现象产生时主要表现为燃烧室的压力振荡,同 时伴有发动机的强烈振动、平均压力曲线和推力曲 线的不规则变化,甚至中断燃烧(即大振幅压力振荡 引起的降压熄火)或发动机的意外旋转等现象,严重 时发动机将失效或爆炸[16.17]。对于亚声速分离线摆 动喷管,喷管活动件与固定座之间的分离线位于喷 管收敛段的某一位置,收敛段属于亚声速区域,收敛 段的不连续和活动件的运动可能会造成压力波动, 从而进一步诱发不稳定燃烧。固体火箭发动机中的 燃烧、流动以及发动机结构都对燃烧不稳定产生影 响,而喷管摆动会造成不对称流动[13],因此研究喷管 摆动对燃烧室内不稳定性的影响有重要意义。基于 目前国内外对摆动喷管和不稳定燃烧的研究现状, 本文从摆频摆角对燃烧室内压力影响的角度进行深 入分析,通过对燃烧室的压强进行频谱分析,研究燃 烧室内可能会产生的不稳定性。

2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

几何模型为发动机工作到某时刻的装药和喷管型面,并将流场大致分为燃烧室流场和喷管流场,分割线为喷管活动件与固定座的间隙及其延伸面(球形面),如图1所示。图2为其三维几何模型。



Fig. 2 Three-dimension geometric

2.2 网格划分

网格使用六面体结构网格,其三维网格结构如 图3所示。网格划分过程中采取两种特殊处理: (1)实现喷管摆动。喷管摆动方式不同时,采用 动网格实现的方法也不同。本文中将燃烧室流场和 喷管流场按不同方式划分网格,燃烧室流场网格固 定不动,喷管网格整体使用动网格方法控制运动,二 者在流场的分割面上使用 Interface 对接。

(2)对燃烧室末端和分割面附近网格进行加密。燃烧室末端流动状态变化比较大,加密后的网格可以更好地捕捉流场变化;分割面附近加密网格可以减小数值计算的误差。加密处的网格截面如图4所示。



Fig. 4 Local grid refinement

2.3 计算方法

计算采用 Realized *k*-*ε* 模型,离散格式采用 ASUM+格式。在数值计算过程中,首先使用工程计 算得到的参数作为流场的边界条件,利用质量流量 和压力的反馈机制,在摆动过程中匹配二者的对应 关系。待喷管流动稳定后,启动喷管的摆动模拟瞬 态过程。

2.3.1 初始边界条件设置

燃面设为质量入口,出口设为压力出口,壁面采 用无滑移壁面边界条件,边界条件设置参数见表1, 推进剂及燃气参数见表2,其中r为11MPa下的推进 剂燃速,T。为燃烧室温度, p。为背压,T为环境温度。

将初始流场中质量入口的质量流率由固定值改为UDF程序反馈值,反馈的质量流率由燃速r决定, 燃速公式采用 r=ap^{*},则单位面积燃面提供的质量如下

$$\dot{m} = \rho_{\rm p} r_{\rm ref} \left(\frac{p}{p_{\rm ref}}\right)^n \tag{1}$$

式中m为质量流率, ρ_p 为推进剂的密度,p为当

地压力, p_{ref} 为推进剂燃烧的参考压力, n 为燃速系数, r_{ref} 为推进剂在参考压力 p_{ref} 下的燃速。

2.3.2 喷管摆动的实现

采用 UDF 中的 DEFINE_ZONE_MOTION 宏, 控 制喷管网格区域整体运动,喷管实际运动过程是绕 固定座的轴进行摆动,若喷管按照正弦规律摆动,可 以表示为: $\omega = 2af \cos(2\pi f)$, ω 为喷管摆动的角速度, 单位为 rad/s; a 为喷管摆动的最大角度,即摆动幅 度,单位为°; f 为喷管摆动的频率,单位为 Hz; t 为时 间,单位为 s。

3 摆动角度对内流场压力的影响

摆动角度的变化会对燃烧室内压力响应程度有 一定的影响,通过合理设计喷管摆动角度,可以避免 燃烧室内压力震荡过大的现象。

本节主要通过计算喷管在不同摆动角度下的内流场,研究燃烧室压力对喷管摆动角度的响应,包括两方面:燃烧室平均压力场的变化;燃烧室波动压力 对摆动角度在频率和幅值上的响应。固定喷管摆动 频率为5Hz,计算周期为0.2s,摆动方式为正弦,采用 某时刻装药对应的燃面和喉径,分别研究了摆动角 度为1°,3°,5°,7°和10°下的燃烧室内流场。

3.1 网格无关性验证

在计算中,所有工况均采用了 2.2 节提出的六面 体结构网格进行计算,计算格式均采用 2.3 节提出 的 AUSM+格式,入口边界均采用质量流量反馈。为 了验证后续计算中结果的变化不是由于网格划分 引起的,选取摆动角度为 5°,摆动频率为 10Hz 的工 况,通过改变网格疏密,对 200万、440万和 570万三 种不同数量的网格分别进行计算。以 570万网格工 况下的燃烧室压力作为标准,燃烧室压力ρ在一个 摆动周期下的相对误差 η 如图 5 所示,网格数量改 变带来的误差小于 0.07%,认为网格无关性在可接



Fig. 5 Validation of grid independent

受的范围内。

$$\eta = \frac{p - p_{570}}{p_{570}} \times 100 \tag{2}$$

式中 p 为某数量网格对应的压力, p₅₇₀ 为标准 压力。

Table 1 Boundary condition parameter	Fable 1	Boundary	condition	paramete
--------------------------------------	---------	----------	-----------	----------

Parameter	$\dot{m}/(\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s}))$	T_0/K	p₄/kPa	<i>T</i> /K	
Value	11.89	3532	101.325	300.0	

3.2 摆动角度对平均压力的影响

从燃烧室头部至末端选取4个监测点P1~P4进 行分析,如图6所示(下文中的监测点均出自图6)。 为了更直观地表征燃烧室压力在摆动过程中的总体 变化趋势,并且为进一步展开压力振荡以及频谱分 析作基础,对监测点压力进行处理,得到压力基线。 从各监测点的压力一时间曲线中提取基线来表征平 均压力的变化,如图7所示。分析图中曲线可知:从 燃烧室头部到末端,平均压力均随时间小幅度增加;在燃烧室内,压力上升的幅值随摆动角度变化比较小。



Fig. 6 Monitoring point in the combustion

图 8(a)为平均压力变化与空间位置的关系,图 8 (b)为平均压力变化与摆动角度的关系。从图 8(a) 中可以看出:在研究的 0°~10°摆动角度内,燃烧室 内压力升高的幅值从燃烧室头部到燃烧室末端单调 减小,但降低幅值比较小;喷管摆动角度为 3°时,平 均压力变化幅值略大,与图 7中结论相吻合;摆动角 度对平均场的影响程度较小。从图 8(b)中可以看





Table 2Parameter of propellant and fuel gas

Parameter	<i>r</i> /(mm/s)	n	Al/%	γ	$c_{_{\mathrm{p}}}/(\mathrm{J}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{K}))$	$R_{\rm g}/({\rm J}/({\rm kg}{\scriptstylef \cdot}{\rm K}))$	M/(kg/kmol)
Value	6.80	0.30	18.00	1.16223	1965.55	274.36	30.30

出,当摆动角度为3°和7°时,平均压强增量较其它角 度而言较为明显;在研究的各摆动角度中,燃烧室内 不同位置监测点的平均压强增量随摆动角度变化规 律一致;任意一个监测点的平均压力增量随摆动角 度的变化均是非线性的;摆动引起的平均压力的增 量大约为0.01MPa。

综上发现,喷管摆动角度的变化会诱发燃烧室 内压力波动。不同摆动角度引起的燃烧室内波动大 小也不同,在研究的摆动角度中,摆动角度对燃烧室 平均压力场的影响不大。

3.3 摆动角度对压力振荡的影响

从监测点的压力中减去各自的平均压力,作出 P1,P2和P4各点在一个摆动周期内的波动压力变化 曲线,如图9所示,对比几个分图可以看出:从燃烧室 头部到燃烧室末端,压力波动趋势相似;压力波动传 播的方向是从燃烧室末端向燃烧室头部,表现为:燃



(a) Average pressure increment vs position

Fig. 8 Average pressure increment



Fig. 9 Pressure fluctuation at each swing angel of different points

烧室头部相位落后于燃烧室后端的相位,而且越靠 近燃烧室末端压力振荡越明显,说明压力波动幅值 沿燃烧室末端至头部逐渐衰减;在摆动的初期,波动 压力比较大且频率较低,随着摆动时间的增加,波动 压力幅值变小但频率变高;摆动角度越大,压力波动 从低频转向高频的时间越提前,第一个波峰的位置 也有所提前;燃烧室头部压力波动以低频为主,越靠 近末端,高频波动越凸显。

为了更深入了解燃烧室内压力波动情况,对监测点的波动压力曲线做傅里叶分析,得到了压力波动在频域上的信息,如图10所示。从图中可以看出: 不同摆动角度所激发的波动压力有相同的波动频率,燃烧室内压力波动频率以低频为主,通过低频区的放大图可以发现低频压力波动集中在5Hz,20Hz 和40Hz;不同摆动角度所激发的波动压力幅值在同一量级水平;摆动角度为7°时,相对于其它摆动角度



(b) Average pressure increment vs angel

激励的波动压力,幅值略有所突出。

对各监测点压力的频谱信息进行如下处理:求 各频率对应波动幅值的算术平方根;用算术平方根 表征该监测点在该工况下波动的总幅值。

统计各工况下各监测点波动的总幅值,并绘制 波动总幅值关于摆动角度和空间位置的变化曲线如 图11(a)和(b)所示,从图中可以看出:当摆动角度为 3°和7°时,燃烧室波动的总幅值比较高,这与平均压 力增量幅值的大小也相吻合,但是摆动角度为7°时 燃烧室波动总幅值最大,这与之前的摆动为3°时平 均压力最大不同,说明平均压力与波动压力是不等 同的;燃烧室波动的总幅值在空间位置的分布上呈 现:燃烧室头部到末端先减小后增加,说明燃烧室头 部和靠近喷管的位置更容易发生压力震荡。结合上 文得出的压力振荡是从燃烧室末端向头部传播的结 论,说明燃烧室内压力波在传播过程中有叠加或者 衰减的现象产生。

4 摆动频率对内流场压力的影响

本节模拟了喷管不同摆动频率下的发动机内流 场,采用上节的分析方法,研究了燃烧室内压力对喷 管摆动频率的响应。固定喷管摆动角度为5°,摆动 方式为正弦,采用某时刻对应的装药燃面和喉径,分别研究了摆动频率为2Hz,3Hz,5Hz,7Hz,10Hz,20Hz,40Hz的燃烧室内流场。计算时间分别为0.5s,0.33s,0.2s,0.2s,0.1s,0.1s,0.1s。

4.1 摆动频率对平均压力的影响

从各监测点的压力一时间曲线中提取基线,得 出摆动过程中监测点平均压力在一个计算周期内的 变化,如图12所示。从图中可以看出:各监测点的压 力随时间增加而增大;在摆动过程中,计算时间越 长,平均压力上升幅值越大;从5Hz,7Hz和10Hz, 20Hz,40Hz两组分别具有相同计算时间的工况中可 以看出:不同摆动频率造成的平均压力上升幅值之 间的差距很小,但是在摆动频率较小时(如2Hz和 3Hz),燃烧室内平均压力上升曲线差别较为明显。

4.2 摆动频率对压力振荡的影响

从压力曲线中减去平均压力曲线得到各监测点 在一个计算周期内的压力波动曲线,如图13所示,从 图中可以看出:从燃烧室头部到燃烧室末端,压力波 动的趋势相似,摆动前期压力波动振幅大,波动频率 低,摆动后期压力波动振幅小,波动频率高;摆动频 率越高,摆动前期压力波动的振幅越小,波动频率越 高;虽然摆动频率不同,但是每个摆动频率下对应的



Fig. 10 Spectrum analysis at each swing angel of different points



Fig. 11 Pressure fluctuation total amplitude



Fig. 12 Average pressure vs time at each swing frequency of different points





燃烧室内压强波动规律是一致的。

对压力波动曲线作傅里叶变换,得到各监测点的频域信息,从图14~16中可以看出:燃烧室内响应频率以低频(0~100Hz)为主,从燃烧室头部到末端,压力波动的中频(500~1500Hz)部分越来越明显,从图16中可以看出响应频率大约在500Hz时出现明显峰值;每个摆动频率都有两个或两个以上比较

明显的低频波动峰值;当摆动频率低于10Hz时,波 动峰值所响应的频率以20Hz和40Hz为主,当摆动 频率为10Hz和20Hz时,波动峰值所响应的频率以 40Hz和60Hz为主,当摆动频率为40Hz时,波动峰值 所响应的频率以40Hz和80Hz为主。随着摆动频率 的增加,喷管摆动引起的燃烧室内低频响应幅值在 增加。









Fig. 15 Spectrum analysis at different swing frequency of P2





5 结 论

通过对喷管摆动角度和频率对固体火箭发动机 中压力振荡响应特性影响的分析,发现喷管摆动角 度和频率的改变会对燃烧室内压力振荡产生一定影 响,相关结论如下:

(1)通过研究不同摆动角度对燃烧室压力的影响发现:当摆动频率一定时,在研究的摆动角度范围内(0°~10°),燃烧室平均压力在摆动过程中都有所上升,但是上升幅度较小;在摆动过程中,燃烧室内监测点平均压力以及压力波动幅值随摆动角度的变化趋势相似,均是非线性的;不同摆动角度所激发的

波动压力有相同的波动频率,并且燃烧室内压力波 动频率以低频为主。

(2)通过研究不同摆动频率对燃烧室压力的影 响发现:当摆动角度一定时,在研究的摆动频率下 (0Hz~40Hz),燃烧室内平均压力在摆动过程中都有 所增加,并且平均压力上升幅值随着计算时间的增 加而上升;随着摆动频率的增加,燃烧室内低频响应 对应的幅值在增加。越靠近燃烧室末端,摆频所激 发的中频和高频响应也逐渐体现出来。

发动机内的燃烧不稳定性是涉及燃烧、流动以 及发动机结构的复杂问题,本文就摆动条件下的流 动不稳定性展开了具体分析,并未考虑实际发动机 工作过程中推进剂燃烧和两相流等问题,在后续研 究中将会进一步考虑这些因素。

参考文献:

- Ferretti V, Favini B, Cavallini E, et al. Numerical Simulations of Acoustic Resonance of Solid Rocket Motor
 [C]. Nashville: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2010.
- Schulze M, Sattelmayer T. A Comparison of Time and Frequency Domain Descriptions of High Frequency Acoustics in Rocket Engines with Focus on Dome Coupling [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, (45): 165-173.
- [3] Joel Dupays. Two-Phase Unsteady Flow in Solid Rocket Motors [J]. Aerospace Science and Technology, 2002, (6): 413-422.
- [4] 赵伯华.固体火箭发动机低频不稳定性的研究[J]. 兵工学报, 1983, (3): 45-52.
- [5] 孙曹民.固体火箭发动机的低频不稳定性的理论与 实验研究[J].推进技术,1980,1(1):18-32.(SUN Cao-min. Theoretical and Practical Research on Low Frequency Instability of Solid Rocket Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1980, 1(1):18-32.)
- [6] 王健儒,何国强,李强,等.分段式固体火箭发动 机内部流动不稳定性数值分析[J].推进技术,2013, 34(1):95-100.(WANG Jian-ru, HE Guo-qiang, LI Qiang, et al. Numerical Analysis of Flow Instability in Segmented SRM[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013,34(1):95-100.)
- [7] 王元有.固体火箭发动机设计[M].北京:北京理工 大学,1994.

- [8] 宋 科. 矢量推力喷流数值模拟研究[D]. 西安:西北 工业大学, 2005.
- [9] 杨世学.柔性喷管全轴摆动动态特性分析与计算[J]. 宇航学报, 1985, (1): 59-76.
- [10] 刘勇琼,仲瑞昌,王秉勋,等.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.(LIU Yong-qiong, ZHONG Ruichang, WANG Bing-xun, et al. Structural Reliability Analysis for Slew Mechanism of Flexible Nozzle of Solid Rocket Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997,18(4):51-53.)
- [11] 周红梅,于胜春,高 劼,等.动网格技术在具有摆动喷管发动机流场数值模拟中的应用[J].海军航空 工程学院学报,2009,24(1):17-23.
- [12] 周红梅,黄志勇,李季颖.具有摆动喷管发动机三维内流场数值分析[J].导弹与航天运载技术,2011,(6):15-18.
- [13] 刘 君,黄 琳,夏智勋. 潜入式摆动喷管两相内流
 场数值模拟[J]. 固体火箭技术,2003,26(4):18-21.
- [14] 杨玉新,胡春波,甘晓松,等.喷管摆动对固体火箭 发动机内两相流动的影响[J].弹箭与制导学报, 2006,26(1):104-107.
- [15] 郭小帆,杨晓慧,何德胜,等.一种固体火箭发动机
 喷管摆动冷流缩比试验方法[J].中国测试,2013,39
 (5):39-41.
- [16] 胡大宁,何国强,刘佩进,等. 翼柱型药柱固体火箭 发动机不稳定燃烧研究[J]. 固体火箭技术,2010,33
 (5):502-506.
- [17] 陈晓龙,何国强,刘佩进,等.固体火箭发动机燃烧
 不稳定的影响因素分析和最新研究进展[J].固体火
 箭技术,2009,32(6):600-605.

(编辑:史亚红)