

双脉冲固体火箭发动机压强振荡特性研究

刘伟凯¹, 何国强¹, 王春光²

- (1. 西北工业大学 航天学院 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072;
2. 中国航天科技集团公司 航天动力技术研究院 西安航天动力技术研究所, 西安 710025)

摘 要: 为了研究隔舱消融对双脉冲发动机中燃烧室的压强振荡影响规律, 选择隔舱消融几个典型时刻进行研究, 运用大涡模拟(LES)方法, 对Ⅱ脉冲工作时的发动机流场稳定性进行数值模拟, 最后得到了各工况下的压强时间曲线及其快速傅氏变换(FFT)结果。分析表明: 由于Ⅱ脉冲工作初期隔舱暴露在流场中产生额外扰动, 以及隔舱级间通道形成狭窄通道的加速作用, 是导致边界层分离而引起障碍涡脱落的主要因素。点火初期, 双脉冲发动机易发生轻微压强振荡。随隔舱消融, 整个流场在发动机工作中、后期逐渐趋于平稳。

关 键 词: 双脉冲发动机; 隔舱; 压强振荡; 突收突扩; 大涡模拟

中图分类号: V435

文献标志码: A

Research on the pressure oscillation characteristics of double pulse solid rocket motor

LIU Wei-kai¹, HE Guo-qiang¹, WANG Chun-guang²

- (1. Science and Technology on Combustion,
Internal Flow and Thermal-Structure Laboratory, School of Astronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,
Academy of Aerospace Solid Propulsion Technology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to reveal the relationship between the melting of pulse separation device (PSD) and the pressure oscillation, several melting moments were selected for research. Large eddy simulation (LES) was carried out for the numerical simulation of II pulse flow field, and the pressure-time curve and fast Fourier transformation (FFT) results were obtained successfully. The analysis results show that the additional disturbance in the flow field generated by opening PSD when the II pulse is working, and the acceleration of inter-stage narrow channel, are the main factors to obstacle vortex shedding caused by boundary layer separation. In the early ignition, the double pulse motor (DPM) is prone to slight pressure oscillation. With the PSD melting, the whole flow field becomes more and more stabilized.

Key words: double pulse motor; pulse separation device; pressure oscillation; sudden closing and sudden expansion; large eddy simulation

双脉冲固体火箭发动机(下文简称双脉冲发动机)是一种特殊的固体火箭发动机,其两个独立的燃烧室分别具有独立的点火装置,根据全弹上的控制程序,可以单独依次点燃并工作产生不同

的推力,使全弹进行不同速度飞行或者机动变轨,Ⅱ脉冲燃烧室的点火时间可有不同的时间间隔^[1].目前,双脉冲发动机已经有多种实现形式,且正式应用于不同型号,但仍存在一些其他方面的问题需要进一步研究解决.

中国航天科技集团公司航天动力技术研究院王春光等^[2-3]运用断裂力学理论和圆板大挠度理论推导隔舱的金属膜片预制缺陷处应力强度因子的计算方法,从而获得了双脉冲发动机中金属膜片形式隔舱的通用设计公式.孙娜、刘亚冰、朱卫兵等^[4-6]主要研究了双脉冲发动机的内流场特点:Ⅱ脉冲工作时,隔舱位置级间通道的收缩缘故将致使高温高压燃气在Ⅰ脉冲中发生台阶后流动,容易使燃气在Ⅰ脉冲中产生旋涡,增强了Ⅰ脉冲绝热壳体对应部位的对流换热及粒子冲蚀水平.曹熙炜等^[7]对内孔隔板式双脉冲固体火箭发动机的内部流动进行研究和仿真分析.分析得到内孔隔舱双脉冲发动机纯气相、两相流的特性,即压力分布相似,马赫数和温度相对滞后,且固体颗粒对喷管扩张段的作用集中在壁面附近,进而对内孔隔舱脉冲固体火箭发动机的部件设计提供了参考.

由于双脉冲发动机概念比较清晰,且国内多家科研单位都在以仿制结合自主研发的方式进行研究或者应用于在研型号.然而科研单位在理论基础及数值仿真研究方面积累较少,遇到问题只能从表面现象出发,利用试验与经验相结合的方式进行分析,难免会多走很多“弯路”.双脉冲发动机中,隔舱开口位置为突收突扩结构^[8-9],亚声速流场的扩张结构将导致逆压形式流动,因此双脉冲发动机中存在产生旋涡流动的条件,会形成障碍涡脱落和转角涡脱落,有一定可能产生压强振荡的现象,可能会给发动机工作安全带来一定隐患.

不稳定燃烧现象是指固体发动机燃烧室的压强、推进剂燃速,以及发动机的推力等一些参数随发动机的工作做周期性变化的现象^[10-12].推进剂压强耦合响应、速度耦合响应、分布燃烧等等因素均可能诱发推进剂的不稳定燃烧.近年来,国际上一些研究单位,对不稳定燃烧现象给予了较多的关注,已经对多个型号发动机展开不稳定性的影响分析,特别是欧洲某研究单位已经开展两个较大计划来研究燃烧室的压强振荡问题^[13-15].随着我国针对各种特殊固体发动机技术研究不断深入,开展双脉冲发动机的压强振荡的影响研究至关重要.

本文对双脉冲发动机Ⅱ脉冲工作不同时刻进行模型化处理,建立随隔舱消融不同时刻流场结构.采用大涡模拟(LES)方法,研究Ⅱ脉冲工作时,涡脱落产生的过程及运动规律.分析隔舱结构对双脉冲发动机压强振荡的影响规律.

1 数值研究方法

1.1 控制方程离散及求解

大涡模拟在湍流数值模拟中只分析大尺度的脉动,将小尺度的脉动对于大尺度运动作用简化为亚格子模型,消除掉小尺度的脉动,而获得相应亚格子应力项,所以亚格子模型的选择至关重要.双脉冲发动机中存在台阶后的流动,而剪切层与近壁面流动密切相关.在本文中,采用了WALE(wall-adapting local eddy-viscosity)亚格子模型,该模型对近壁面位置进行了修正,可以避免Smagorinsky模型很难精准预测湍流转捩的现象和近壁面区流动的不足.计算中,控制方程采用纯气相可压缩的N-S方程,不考虑化学反应和凝相粒子的影响.为了提高计算的收敛性,流场的稳定状态解是使用空间2阶离散格式的RANS方法得到,而后非定常流动使用上述的LES方法进行求解^[16-17].使用具有2阶精度的BCD(bounded central differencing)格式进行空间参数离散,时间项使用2阶隐式格式,时间步长为 $10\mu\text{s}$.

1.2 计算模型及边界条件

为了简化计算任务,本文的计算模型选取隔舱消融的3个典型时刻进行研究:模型a级间通道直径与Ⅰ脉冲燃烧室内径比值为0.33;模型b级间通道直径与Ⅰ脉冲燃烧室内径比值为0.5;模型c级间通道直径与Ⅰ脉冲燃烧室内径比值为0.71(隔舱完全消融).Ⅱ脉冲燃烧室的装药采用内孔+端面燃烧药型,取二维轴对称模型进行计算,计算区域如图1(a)所示.本文所选推进剂密度 $\rho_0 = 1\,740\text{ kg/m}^3$,燃气气体常数 $R = 328\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$,燃气比热比 $\kappa = 1.16$,推进剂绝热燃烧温度 $T = 3\,200\text{ K}$,初始燃速 $r_0 = 12.7\text{ mm/s}$.

由于大涡模拟受网格密度大小及人为划分的干扰明显,必须在可能发生大尺度回流部位与旋涡脱落部位的计算区域使用较高精度的空间网格划分.对隔舱级间通道前后、转角及壁面附近的网格加密处理.计算采用二维轴对称方法,通过网格收敛验证,总网格数约为13万,如图1(b)所示.

发动机燃烧室工作介质为高温高压气体,入

口边界条件为气体的质量流率、总压强和燃烧室的温度,出口边界条件为静压强和回流的温度,壁面为非滑动绝热条件.根据发动机的设计参数和选用推进剂的相关参数,计算出流场分析所需要的各种工况下计算输入参数,如表 1 所示.

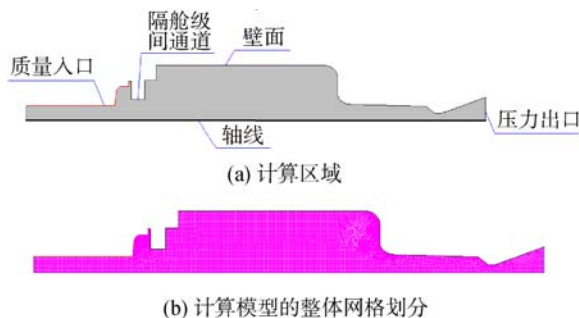


图 1 二维流场模型

Fig. 1 Two-dimensional flow field model

表 1 流场计算工况参数

Table 1 Calculation parameters of flow field

参数	参考值
初场压强/kPa	3 300
初场密度/(kg/m ³)	4. 029 4
出口压强/kPa	101
初场温度/K	3 585. 96
燃速/(mm/s)	12. 7
比热比	1. 161 1
比定压热容/(J/(kg · K))	2 992. 487 8
质量流率/(kg/(m ² · s))	24. 07

2 双脉冲发动机旋涡的强度分布特点

2.1 不同模型旋涡强度分布

图 2 给出了不同时刻燃烧室对称面上旋涡强度的分布云图,主要为随隔舱消融下游旋涡强度的变化.可以看出,随隔舱消融流场中分布的涡脱落形式由单一的障碍涡脱落逐渐演变成障碍涡脱落和转角涡脱落共存形式,并且在模型 b 以后以转角涡脱落为主要形式,旋涡在主流场中被逐渐抹平耗散掉,旋涡强度同时也在逐渐降低.分析认为,随着Ⅱ脉冲药柱燃面和隔舱的退移,Ⅱ脉冲燃烧室内流场半径在逐渐增大,边界层同时随燃面沿着垂直于流场方向也在退移,通道中主流速度逐渐降低,影响范围会不断扩大,因此导致旋涡强度不断降低,发生压强振荡的可能性也在逐渐降低.

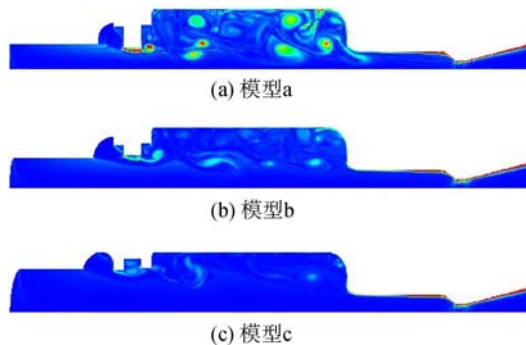


图 2 不同模型旋涡强度的分布云图

Fig. 2 Vorticity distribution of different models

2.2 典型时刻旋涡强度分布

选取隔舱消融 1/2 左右的典型时刻模型 a 为研究对象,每间隔 2 ms 提取一次计算结果,给出了一个旋涡形成周期的分布云图,如图 3 所示.

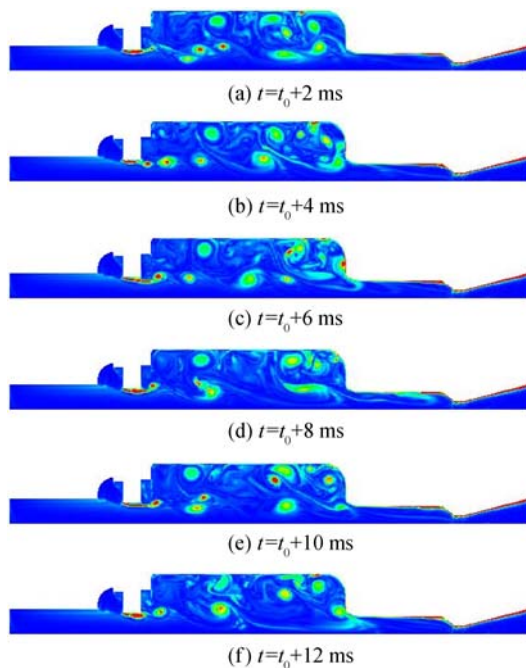


图 3 一个旋涡生成周期内旋涡强度的分布云图

Fig. 3 Vorticity distribution of a vortex cycle

根据气相流场分析结果(未列出),隔舱式双脉冲发动机级间通道位置轴向速度分布特点是在隔舱开口位置加速,隔舱下游减速,且距离隔舱越远,流速越低.Ⅰ脉冲燃烧室布局的突扩以及燃烧室壁面具有黏性作用,导致流场的中心气流速度大于近壁位置气流速度.又因为湍流的多尺度性和随机性,旋涡的运动也将呈现出与流场相类似特点^[18].

可以看出,在双脉冲发动机头部燃气的初速很小,燃气经过隔舱级间通道处发生了流向转变,

在隔舱级间通道处形成的狭窄通道加速作用下发生了旋涡的分离,剪切层将产生许多离散小尺寸的旋涡,小尺寸旋涡在向下游运动过程中,其运动的速度将逐渐降低,被后续的旋涡逐渐追赶,形成一定的合并过程.随着离散涡量及壁面涡量的加入,进而形成较大尺度旋涡继续向下游运动,同时旋涡的结构形状也发生了一定明显的改变.旋涡在Ⅰ脉冲燃烧室发生了分离、破碎、聚合等过程,最终以较高的速度从长尾喷管排出,完成旋涡的发展周期.

3 双脉冲发动机压强振荡影响因素分析

3.1 工作过程的不同时刻对压强振荡的影响

本节主要研究随着发动机工作过程的进行,双脉冲发动机内流场的压强振荡变化情况,分别在典型时刻模型头部设定压强监测点,对相应的压强-时间变化曲线进行傅里叶变换(FFT)分析,可以得到压强振荡的频率与振幅特征,具体详见图4.

从图4(d)可以看出,随着发动机工作,发动机内流场第1阶(n_1)和第2阶(n_2)压强振荡频率整体上有逐渐增大的趋势.整个过程振幅值都保持较低水平,模型a的压强振幅最大,约为0.1%.说明双脉冲发动机隔舱打开初期易发生轻微压强振荡,然而整个流场在发动机工作中后期,逐渐趋于平稳.

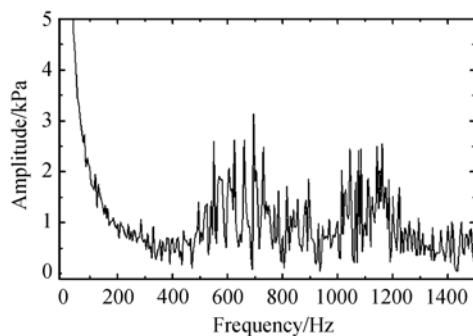
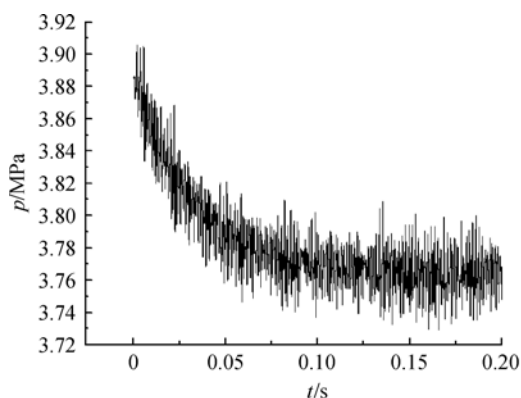
Ⅱ脉冲工作初期压强振荡主要原因是隔舱暴露在流场中产生额外扰动,以及隔舱级间通道形成狭窄通道的加速作用.旋涡经过狭窄的隔舱级间通道加速流入Ⅰ脉冲燃烧室,在Ⅰ脉冲燃烧室发生旋涡的分离、聚合、破碎等过程,最终以较高的速度从长尾喷管排出,完成旋涡的发展周期,因此在该时刻易产生轻微的压强振荡.随着隔舱消融及燃面退移,燃烧室内流场半径逐渐增大,边界层随燃面沿着垂直于流场方向也在退移,主流速度逐渐降低,影响范围不断扩大,因而不易产生压强振荡.

3.2 燃面形式对压强振荡特性的影响分析

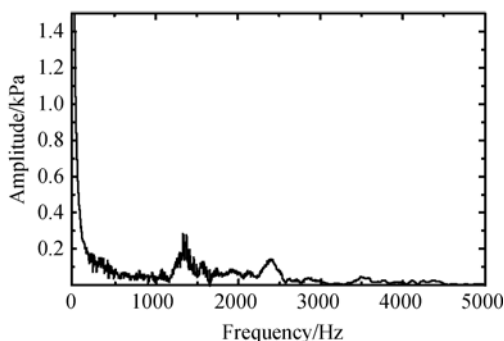
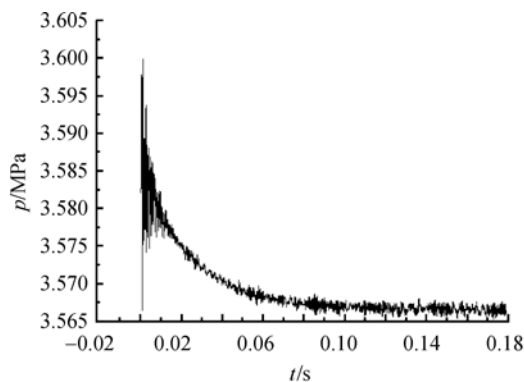
本节初步研究装药结构对双脉冲发动机内流场压强振荡特性的影响,分别按照端面燃烧和内孔燃烧两种方式,进行了Ⅱ脉冲工作后期(隔舱已经消融)内流场几何构型下的压强振荡特性分析,在保证温度和来流马赫数不变的前提下,研究燃气喷射方式对压强振荡的影响.同样,本节只针对

布置在发动机头部的监测点所获得的压强-时间曲线做FFT分析.计算结果如图5、图6所示.

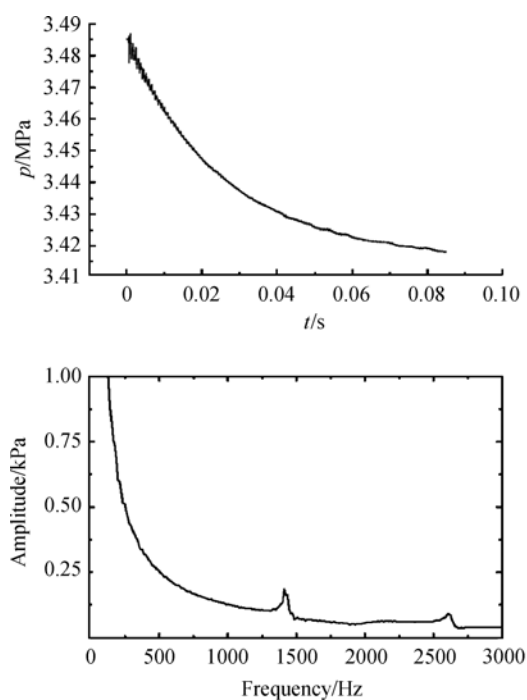
从图5可以看出,内孔燃烧方式对于该发动机易产生较为明显的压强振荡,但是幅值较低,而端面燃烧不易产生压强振荡.同样,从图6宏观上



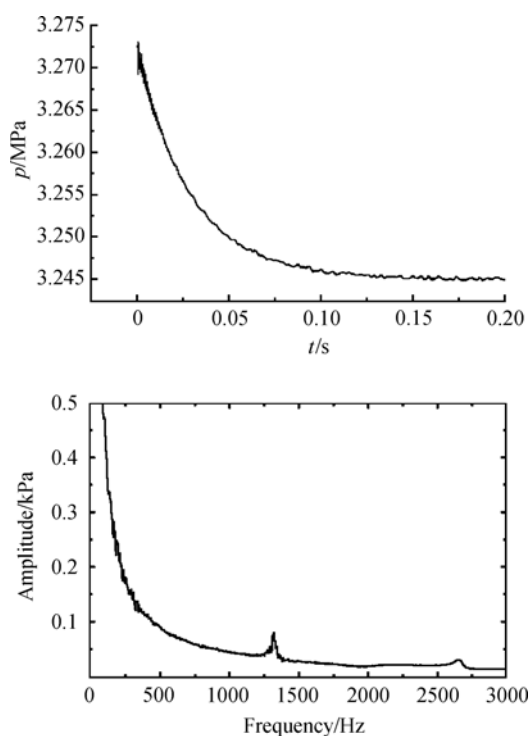
(a) 模型a头部的压强-时间变化曲线及傅里叶变换结果



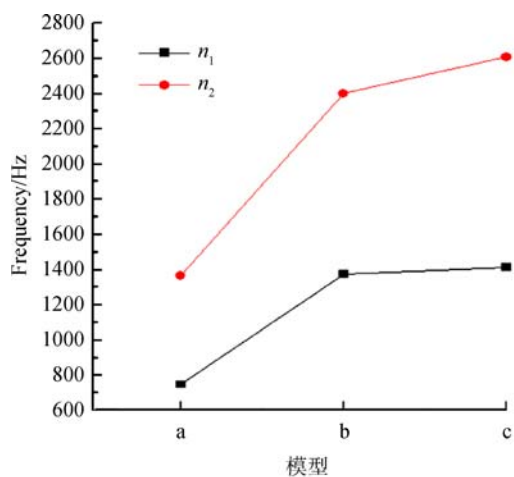
(b) 模型b头部的压强-时间变化曲线及傅里叶变换结果



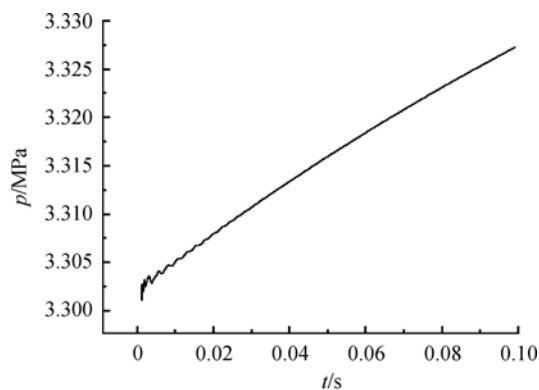
(c) 模型c头部的压强-时间变化曲线及傅里叶变换结果



(a) 内孔燃烧头部压强-时间变化曲线及傅里叶变换结果



(d) 不同模型前两阶压强振荡频率与振幅特性



(b) 端面燃烧头部压强-时间变化曲线及傅里叶变换结果

图 4 压强振荡的频率与振幅特性随时间变化

Fig. 4 Frequency and amplitude ratio of pressure oscillation in different time

图 5 不同装药形式对压强振荡的影响分析

Fig. 5 Effect of different grain form on pressure oscillation

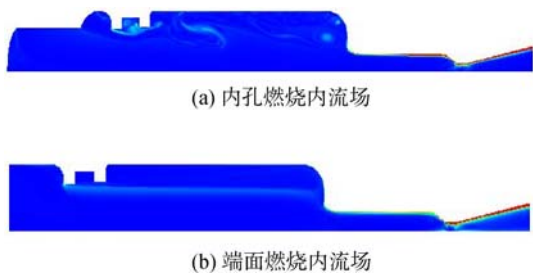


图6 不同装药形式旋涡强度分布云图
Fig. 6 Influence of different grain form for vorticity distribution

也反映出了旋涡强度在这两种流场结构中的变化,内孔燃烧有轻微的旋涡产生,而端面燃烧几乎没有旋涡产生.分析认为,Ⅱ脉冲为内孔燃烧式的双脉冲发动机,燃气近似以垂直的方式注入主流区域,会产生一个剪切力,因而为旋涡的形成提供了条件;但是端面燃烧产生的燃气以近似平行的方式注入主流区域,对流场压强振荡特性的影响程度较低.

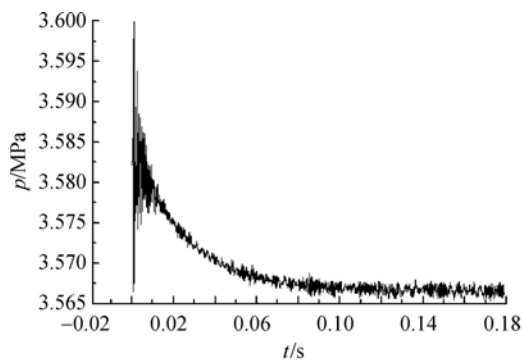
3.3 工作压强对压强振荡特性的影响分析

针对同一时刻的双脉冲发动机内流场几何模型,在保证来流马赫数和温度不变的前提下,研究工作压强对双脉冲发动机内流场压强振荡的影

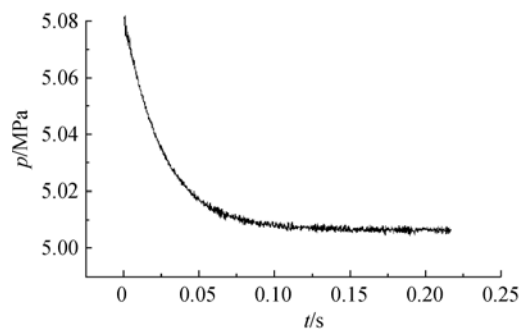
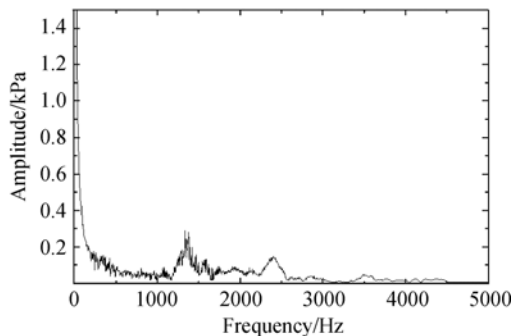
响.分别对 $p=3, 3.5, 10$ MPa 共 3 种不同的工作压强开展大涡模拟.同样,本节只针对布置在发动机头部的监测点所获得的压强-时间曲线做 FFT 分析.具体计算结果见图 7^[18].

从图 7(d)可以看出,不同的工作压强对压强振荡频率影响较小,说明对于内部几何构型一定的双脉冲发动机而言,低压下产生了某种频率的压强振荡,则在高压下也会出现几乎相同频率的压强振荡.固体火箭发动机中的压强对应着机械能的输运性质,对于流体介质的剪切过程(与之相对应的旋涡过程)以及发动机声腔的轴向模态影响很小,不同压强下涡量运动及分布也会非常接近,而压强振荡的频率与声-涡耦合有关,因此,工作压强对压强振荡的频率不会存在明显的影响.

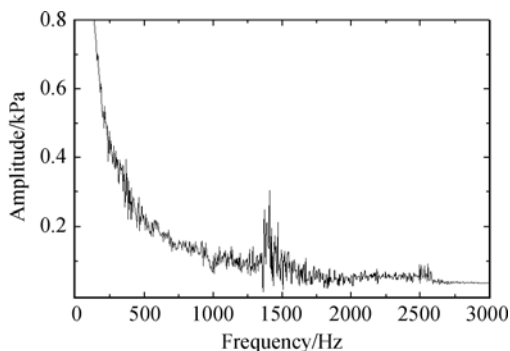
从图 7(d)可以看出,不同的工作压强对振幅的影响较大.根据流体力学相关理论知识,如果把发动机内腔假设为一个封闭的空腔,在气体常数和介质温度不变的条件下,压强决定了发动机空腔中所含介质的总量,因此随着工作压强的增加,介质总量也会增加;当流体介质的流动速度一定时,介质总量的增加则对应着总动能的增加,进而影响总动能转化脉动能量的多少,即影响着压强振荡的振幅.



(a) $p=3.3$ MPa



(b) $p=5$ MPa



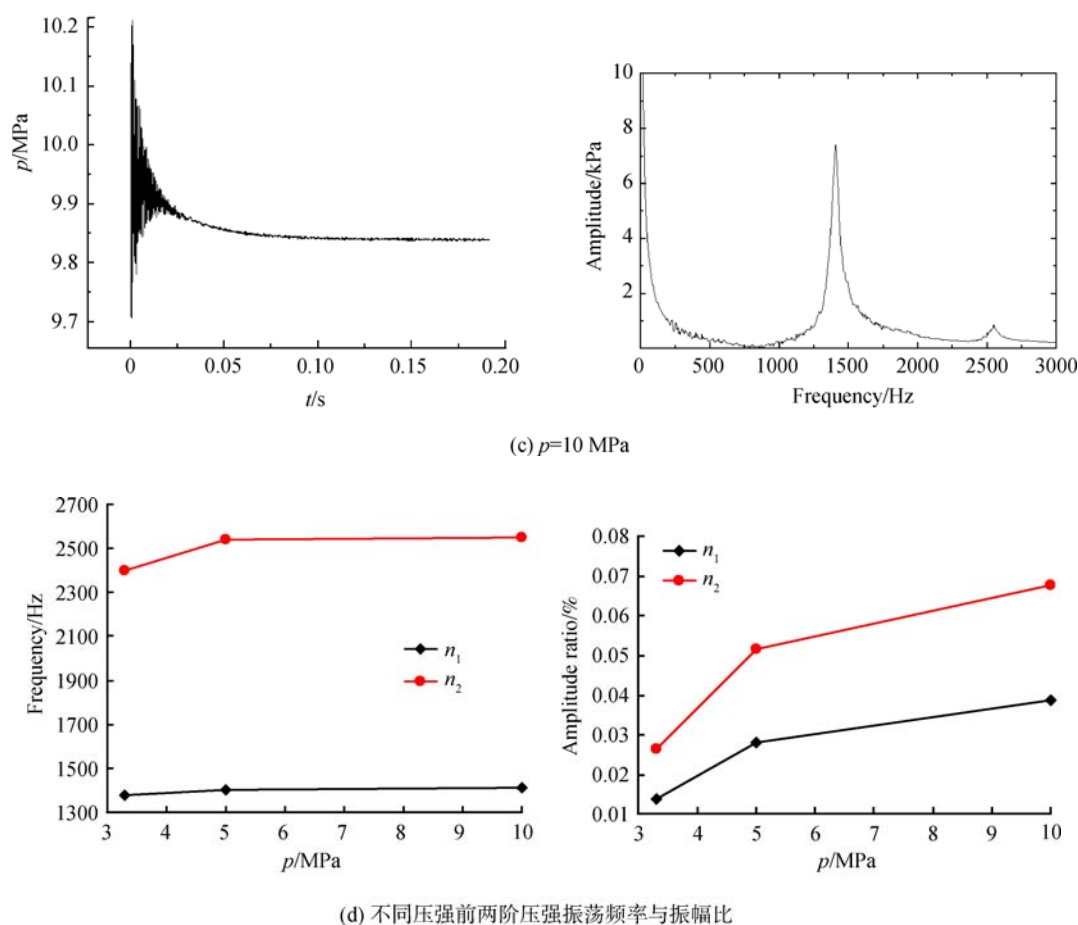


图7 压强振荡的频率与振幅特性随燃烧室压强变化

Fig. 7 Effect of different combustion pressure on amplitude ratio and frequency of pressure

4 结 论

1) 由于Ⅱ脉冲工作初期隔舱暴露在流场中产生额外扰动,以及隔舱级间通道形成狭窄通道的加速作用,是导致边界层分离而引起障碍涡脱落的主要因素,因此点火初期,双脉冲发动机易发生轻微压强振荡。随隔舱消融,整个流场在发动机工作中、后期逐渐趋于平稳。

2) 针对不同装药结构开展了燃气喷注方式对压强振荡的影响,结果发现内孔燃烧式装药的发动机,工作过程中,内流场在隔舱边角处易产生旋涡,而端面燃烧式装药不易产生旋涡;另外,工作压强对振荡的频率不会存在明显的影响,而对振幅的影响较显著。

参考文献:

[1] WANG Chunguang, LIU Hongchao, YANG Demin. Study of development status and future development proposals for pulse solid rocket motor[J]. Applied Mechanics and Materials, 2012 (110/111/112/113/114/115/116): 2354-

2358.

- [2] 王春光,任全彬,田维平,等. 脉冲发动机中金属膜片式隔舱动态破坏过程研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(1): 573-577.
WANG Chunguang, REN Quanbin, TIAN Weiping, et al. Research on the process of dynamic failure of metal diaphragm pulse separation device in pulse motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(1): 573-577. (in Chinese)
- [3] 刘伟凯,惠博. 双脉冲发动机中金属膜片式隔舱设计方法[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(4): 486-490.
LIU Weikai, HUI Bo. Research on designing method of metal diaphragm PSD in double pulse solid rocket motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(4): 486-490. (in Chinese)
- [4] 孙娜,姜永春,孙长宏. 某双脉冲发动机燃烧室两相流场数值分析[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 335-338.
SUN Na, LOU Yongchun, SUN Changhong. Numerical analysis of two-phase flow in combustion chamber of dual-pulse motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(3): 335-338. (in Chinese)
- [5] 刘亚冰,王长辉,刘宇. 双脉冲发动机燃烧室局部烧蚀特性分析[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 453-456.

- LIU Yabing, WANG Changhui, LIU Yu. Analysis of local ablation characteristics in combustion chamber of dual-pulse motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(4): 453-456. (in Chinese)
- [6] 朱卫兵, 张永飞, 陈宏. 双脉冲发动机内流场研究[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(1): 114-118.
- ZHU Weibing, ZHANG Yongfei, CHEN Hong. The study of dual-pulse solid rocket motor's inner flow field[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(1): 114-118. (in Chinese)
- [7] 曹熙炜, 刘宇, 任军学. 内孔隔板脉冲固体火箭发动机流场分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 448-452.
- CAO Xiwei, LIU Yu, REN Junxue. Analysis on flow field of inner bore clapboard pulse solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 448-452. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 张峤, 李军伟, 王宁飞. 突变截面燃烧室声腔纵向振荡频率规律分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1653-1658.
- ZHANG Qiao, LI Junwei, WANG Ningfei. Analysis on acoustic longitudinal oscillation frequency in combustion chamber with sudden change sections[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1653-1658. (in Chinese)
- [10] Blomshield F S. Lessons learned in solid rocket combustion instability[R]. AIAA-2007-5803, 2007.
- [11] Gallier S, Prevost M, Hijkema J, et al. Effects of cavity onthrust oscillations in subscale solid rocket motors[R]. AIAA-2009-5253, 2009.
- [12] Stella F, Paglia F. Pressure oscillations in solid rocket motors: numerical study[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(1): 203-207.
- [13] Armaly B F, Durst F, Pereira J C F, et al. Experimental and theoretical investigation of backward-facing step flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, 127(2): 473-496.
- [14] Lee T, Mateescu D. Experimental and numerical investigation of 2D backward facing step flow[J]. Journal of Fluids and Structures, 1998, 12(4): 703-716.
- [15] Prevost M. Thrust oscillations in reduced scale solid rocket motors: Part I experimental investigations [R]. AIAA-2005-4003, 2005.
- [16] 许团委, 田维平, 王建儒. 结构特性对燃烧室压强振荡的影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(1): 117-120.
- XU Tuanwei, TIAN Weiping, WANG Jianru. The effect of structure characteristics on pressure oscillation in combustion chamber[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(1): 117-120. (in Chinese)
- [17] 王建儒, 何国强, 许团委. 燃烧室对接狭缝设计参数对压强振荡的影响研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(4): 474-478.
- WANG Jianru, HE Guoqiang, XU Tuanwei. Effect of internal joint design parameters on pressure oscillation in combustion chamber[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(4): 474-478. (in Chinese)
- [18] 刘佩进, 杨尚荣, 陈晓龙. 介质温度和工作压强对发动机燃烧室中压强振荡的影响[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 902-906.
- LIU Peijin, YANG Shangrong, CHEN Xiaolong. Effects of temperature and pressure on pressure oscillation in the chamber of solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 902-906. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)