

周期节流扰动下激波串振荡流动的数值模拟

高文智¹, 赵鹏飞¹, 宁重阳¹, 田野², 聂宝平³, 李祝飞³

- (1. 合肥工业大学 机械工程学院, 合肥 230009;
2. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;
3. 中国科学技术大学 工程科学学院, 合肥 230027)

摘 要: 基于动网格方法数值模拟并分析来流马赫数为 6, 二元进气道/隔离段构型在频率为 50~500 Hz 周期节流下的激波串振荡流动。结果表明: 当节流比在 0.2~0.32 范围内周期变化时, 隔离段出现与节流频率相同的激波串振荡现象。节流频率会影响激波串振荡幅度和壁面压强波动特性。50 Hz 与 100 Hz 工况的激波串流向振幅相近, 100~500 Hz 范围内随频率增加, 流向振幅从 15.5 mm 减小至 10.8 mm。壁面压强随频率的变化规律更加复杂, 以凹腔中部为界, 其上游壁面压强时均值、均方差峰值整体随频率增加而降低, 其中 50 Hz 工况唇口侧壁面压强均方差峰值可达 21 倍来流静压, 但其下游壁面压强无明显规律。分析表明节流频率对激波串振荡的影响与节流扰动的传播时间相关, 工程设计中需综合考虑构型与反压参数对激波串振荡的影响。

关 键 词: 高超声速进气道; 隔离段; 动态反压; 激波串振荡; 脉动压强
中图分类号: V231.3; O354.4 **文献标志码:** A

Numerical simulation of shock train oscillation flows caused by periodic throttle disturbances

GAO Wenzhi¹, ZHAO Pengfei¹, NING Chongyang¹, TIAN Ye²,
NIE Baoping³, LI Zhufei³

- (1. School of Mechanical Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
3. School of Engineering Science,
University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China)

Abstract: Based on the dynamic mesh method, the shock train oscillation flows of a two-dimensional inlet/isolator configuration caused by periodical throttle at frequencies from 50 to 500 Hz were investigated through numerical simulations under Mach number 6 freestream. The results showed that evident shock train oscillations appeared as the throttling ratio varied periodically within the range of (0.2—0.32), and the oscillation frequency accorded with the throttling disturbance frequency. The throttling frequency evidently affected the oscillation amplitude of the shock train and the characteristics of the wall pressure fluctuation. The oscillation ranges of shock train decreased with the increase of throttling frequency higher than or equal to 100 Hz, despite of the similar values between 50 Hz and 100 Hz conditions. The streamwise oscillation range was 15.5 mm and 10.8 mm under 100 Hz and 500 Hz

收稿日期: 2021-09-19

基金项目: 高超声速冲压发动机技术重点实验室开放基金; 国家自然科学基金(12102116); 安徽省自然科学基金(1908085QA14)

作者简介: 高文智(1990—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事高超声速进气道研究。E-mail: wzgao@hfut.edu.cn

引用格式: 高文智, 赵鹏飞, 宁重阳, 等. 周期节流扰动下激波串振荡流动的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 994-1004. GAO Wenzhi, ZHAO Pengfei, NING Chongyang, et al. Numerical simulation of shock train oscillation flows caused by periodic throttle disturbances[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 994-1004.

conditions, respectively. Variation law of wall pressure with throttling frequency was complex. Time-averaged magnitudes and mean square deviations of the wall pressures decreased as the throttling frequency increased for the upstream section of the central part of cavity, while the variation laws of wall pressure were ambiguous for the downstream section. The highest square mean deviation was 21 times the freestream static pressure for the cowl sidewall pressure under 50 Hz condition. The analyses showed that variations of shock train oscillation with frequency were related to the response time of inlet/isolator flows to throttle disturbances. It is necessary to comprehensively consider the influences of configurations and back pressure parameters on shock train oscillation in engineering design.

Keywords: hypersonic inlet; isolator; dynamic backpressure; shock train oscillation; fluctuating pressure

超燃冲压发动机是当前高超声速飞行器的主流推进系统。在超燃冲压发动机内部流动中,燃烧室反压会在隔离段内诱导激波串流动,并通过激波串来匹配进气道/燃烧室流动参数、隔离燃烧室反压扰动和防止进气道不起动^[1-2]。在实际工作中,受飞行来流变化、燃料当量比改变、分离区不稳定性等因素影响,隔离段内会出现激波串振荡。激波串振荡可改变发动机燃烧模态^[3-4],诱导进气道不起动^[5-6],其产生的非定常气动力载荷会危害飞行器结构安全^[1,7]。因此,激波串振荡研究具有重要的工程意义。

针对激波串振荡问题,前人一方面关注定常/准定常反压条件下由激波串自身或上游分离区引起的振荡,通常称为自激振荡问题^[8];另一方面主要针对动态来流^[9]或反压^[10]引起的激波串受迫振荡问题。对于自激振荡问题,Hunt等^[3,8]在矩形等直流道中实验观察了激波串三维形态,研究了激波串振荡和压强信号的频谱特征、振荡的扰动源和传播机理,并对激波串振荡特性进行了尺度分析。黄蓉等^[11]实验研究了抽吸孔对二元进气道激波串振荡特性的影响。Su等^[12]针对二元进气道模型,通过数值模拟发现进气道肩部分离区会导致下游激波串发生振荡,并采用射流调控肩部分离区来抑制激波串振荡。苏伟仪等^[13]数值模拟分析了壁面温度对二维隔离段内激波串自激振荡特性的影响。此外,孙斐等^[14]基于本征正交分解和动力学模态分解构建了振荡预测模型,可实现非定常振荡流动的快速预测。

对于激波串受迫振荡问题,当前实验研究主要通过动态节流堵塞^[10]或者喷流^[15]来产生动态反压,数值模拟研究大多在出口边界条件中直接定义动态反压^[16]。Xiong等^[10,17]实验研究了扰动频率、振幅对正激波串振荡参数的影响规律,并提出激波串振荡的理论预测模型。Wang等^[18]实

验研究了上游有、无背景激波情况下反压波动频率、幅度对斜激波串振荡的影响,在此基础上Cheng等^[19]开展了振荡幅度的理论预测研究。Li等^[20]研究了背景激波作用下随着堵塞比增加,激波串向上游移动过程中发生“突跳”和局部振荡现象,并通过线性稳定性理论进行预测分析^[21]。李一鸣等^[15]研究了节流堵塞和喷流耦合作用下的进气道/隔离段非定常流动特性。在数值模拟方面,Su等^[16]考察了二元高超声速进气道在不同反压频率下的激波串振荡流动。詹王杰等^[22]数值模拟研究了激波串自激振荡、动态反压下的受迫振荡以及两者共振问题。蔡建华等^[23]研究了动态反压波形对激波串振荡特征影响。李季等^[24]模拟并分析了动态反压频率对带抽吸孔隔离段内激波串振荡和激波干扰模式转变问题。

分析上述文献,当前在激波串振荡方面已经取得丰富的成果。随着高超声速飞行器研制向宽速域发展,隔离段内激波串可能受到来流参数变化、燃烧不稳定和燃烧模态转变等多种扰动耦合影响。若要研究多个扰动的耦合作用,首先需要准确把握单个反压扰动对隔离段内部流动的影响规律,这需要通过可靠的实验数据和详尽的数值模拟信息的对比分析实现。当前实验研究中,周期性节流是产生激波串振荡的一种通用的反压扰动方式。但数值模拟研究多采用给定动态反压参数获得激波串振荡,少见采用周期节流扰动的激波串振荡研究。若要全面准确把握周期节流扰动对隔离段流动的影响,需要在实验研究基础上,补充周期节流扰动下激波串振荡的数值模拟研究,并进行两方面的对比分析。

据此,本文选择二元进气道/隔离段模型,采用CFD(computational fluid dynamics)结合动网格方法模拟并分析周期性节流引起的激波串振荡流动,期望能为激波串研究和工程设计提供参考。

1 研究模型与方法

1.1 研究模型

采用二元高超声速进气道/隔离段模型进行激波串振荡研究(图 1)^[25]。该进气道设计马赫数为 6, 采用 10°和 8°两级外部压缩, 唇口捕获高度为 72 mm, 唇口处气流偏转角度为 12°, 并通过折线过渡为高 12 mm 的等直水平隔离段。为充分观

测激波串的振荡特性, 隔离段长度设计为 160 mm, 并且在隔离段下游设计一长为 70 mm, 深为 6 mm 的凹腔。凹腔后缘是一沿横向周期性上下运动的节流楔块(图中 block 所指轮廓), 该楔块产生的节流堵塞比(T_r)计算公式为

$$T_r = 1 - H_{t,b}/12$$

其中 $H_{t,b}$ 为图 1 中节流楔块处喉道流道高度。

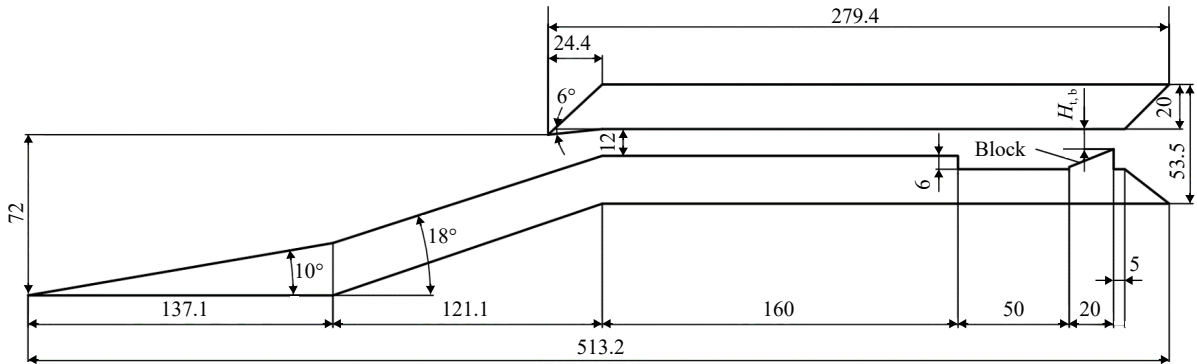


图 1 进气道模型尺寸图(单位: mm)
Fig. 1 Dimensions of inlet model (unit: mm)

表 1 列出本文研究的节流堵塞比范围和节流频率工况。振荡过程中最小堵塞比($T_{r, \min}$)和最大堵塞比($T_{r, \max}$)分别为 0.2 和 0.32, 前期研究表明^[25-26], 该堵塞比范围内隔离段会出现激波串流动并且进气道处于起动状态。此外, 已有研究^[27-28]发现, 燃烧室中不稳定燃烧的流场参数频谱范围涵盖 50~500 Hz, 因此本文选择节流频率 f 在 50~500 Hz 范围内开展研究。

表 1 数值模拟工况
Table 1 Numerical computation conditions

$T_{r, \min}$	$T_{r, \max}$	f/Hz
0.2	0.32	50, 100, 200, 320, 500

图 2 为节流周期内堵塞比变化曲线(图中 t 为时间), 在振荡周期内堵块速度线性改变, 图 2 中曲线为抛物线。此外, 还对无堵塞通流工况和

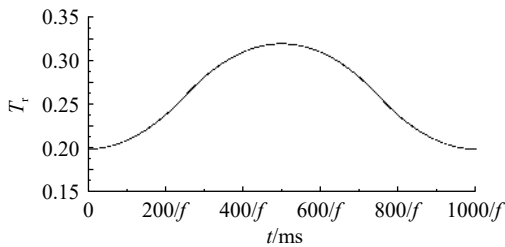


图 2 典型节流周期内堵塞比随时间变化曲线
Fig. 2 Time histories of throttle ratio in a typical throttle period

最小堵塞比为 0.2 工况进行了模拟。表 2 为计算时采用的自由来流参数, 参照中国科学技术大学 KDJB330 激波风洞马赫数为 6 的来流条件^[29], 来流气体为空气。若以隔离段水平长度(160 mm)为参考长度, 对应来流雷诺数为 8.10×10^5 。

表 2 自由来流参数
Table 2 Freestream flow parameters

参数	数值
来流马赫数 Ma_∞	5.9
来流静压 p_∞/Pa	1 050
来流静温 T_∞/K	115
来流静密度 $\rho_\infty/(\text{kg}/\text{m}^3)$	0.031 8
来流速度 $v_\infty/(\text{m}/\text{s})$	1 268
来流单位雷诺数 $(Re/L)/10^6 \text{ m}^{-1}$	5.06

1.2 数值模拟方法和验证

采用 ANSYS Fluent 18.0 结合动网格模拟方法开展本文研究^[30]。对于二元进气道构型, 选择二维简化计算方法, 图 3 为 CFD 计算区域和边界条件示意图, 其中来流边界选择压强远场, 出口选择压强出口。壁面采用无滑移、等温 300 K 固壁。采用层铺法动网格技术, 即通过运动边界向上/向下运动和运动网格的消失/再生来模拟堵块向上/向下运动, 产生周期节流扰动。节流的堵塞

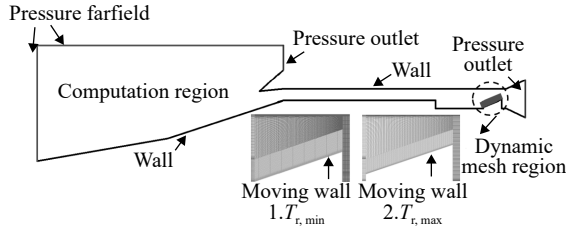


图3 CFD模拟计算域和边界条件

Fig. 3 Computational regions and boundary conditions by CFD

比范围和频率可通过设定动网格区域的运动参数来调节。

通过求解二维非定常雷诺时均应力的 Naiver-Stokes 方程来获得进气道流动参数, 其中湍流模型选择 $k-\omega$ SST(shear stress transfer) 湍流模型^[31]。采用二阶迎风空间离散格式, 一阶时间离散格式, 通量计算选择 Roe-FDS(flux difference splitting) 格式。为验证计算网格、计算方法的准确性和参数设置的可靠性, 分别进行了网格无关性、实验对比和时间无关性验证。

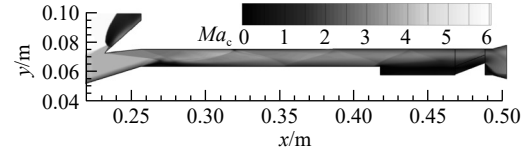
对于网格无关性, 以堵塞比为 0.2 的工况为例, 选择表 3 中三种(粗、密、加密)网格进行流场计算。计算得到密、加密网格的流场马赫数云图, 以及三种网格压缩面一侧壁面压强分布, 如图 4 所示, 图中横纵坐标 x 、 y 分别表示流向和横向, 即来流的流动方向和垂直于来流的方向。根据图 4 中的马赫数(Ma_c)云图以及壁面压强(p)结果, 密网格足以刻画流动结构和流场参数分布, 因而采用该网格进行后续计算。

表 3 网格无关性验证参数

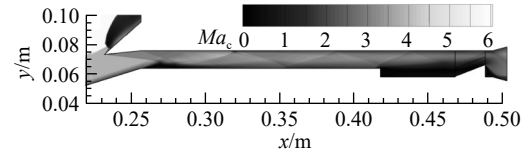
Table 3 Parameters of grid independence validation

网格	横向单元网格数目		流向单元网格数目	
	前体	内流道	前体	内流道
粗	260	140	384	624
密	320	175	480	780
加密	400	200	545	885

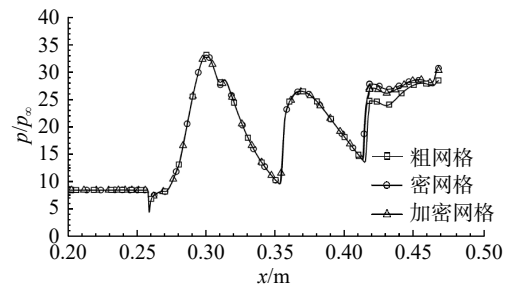
选择文献 [26] 中实验结果进行计算方法验证。对比图 5 中的实验和 CFD 结果(图中 ρ 为当地静密度), 对于 $x < 0.11$ m 区域, CFD 模拟的激波位置和壁面压强(p)与实验纹影照片和压强信号符合较好; 对于 $x > 0.11$ m 区域, 图 5(a)中 CFD 计算激波位置相比实验纹影结果更靠近下游, 图 5(b)中 CFD 计算压强数据也存在类似差异。分析其原因, 推测主要是由于 CFD 计算采用的二维模型,



(a) 密网格内流道马赫数云图



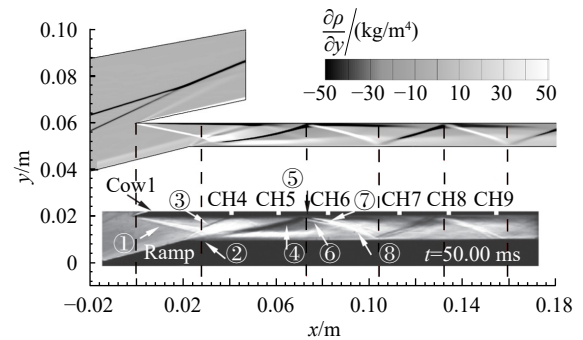
(b) 加密网格内流道马赫数云图



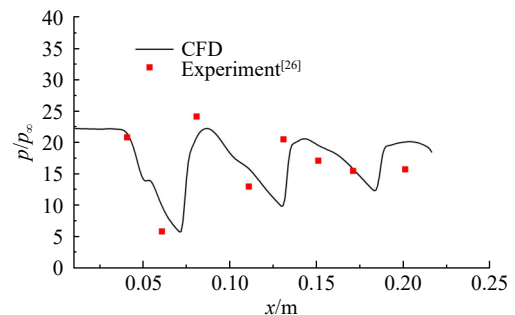
(c) 压缩面侧壁面压强

图4 网格无关性验证结果

Fig. 4 Results of grid dependence validation



(a) 流场波系结构



(b) 壁面压强参数

图5 CFD计算结果与文献 [26] 实验结果对比

Fig. 5 Comparison of CFD results with experimental data in Ref. [26]

忽略了实际流动的三维效应。但整体而言, CFD 计算得到的纹影照片和壁面压强分布与实验结果符合良好。

为考察 CFD 软件在激波非定常运动模拟的准确性,选择文献 [32] 中运动激波反射实验进行模拟对比分析,选择文献 [32] 中激波马赫数 1.1, 激波反射器型面参数 $C=0.5$ 工况进行模拟。时间步长(τ)为 1×10^{-8} s (单个时间步内迭代 10 次)。考虑实验模型尺度小,实验时间短,选择层流模型,其他计算设置与本文相同。图 6 为不同时刻(t)下,CFD 计算结果(上半部分)与实验纹影照片(下半部分)的对比。可知计算所得流场波系结构与实验结果符合较好,能够刻画激波非定常运动特征。

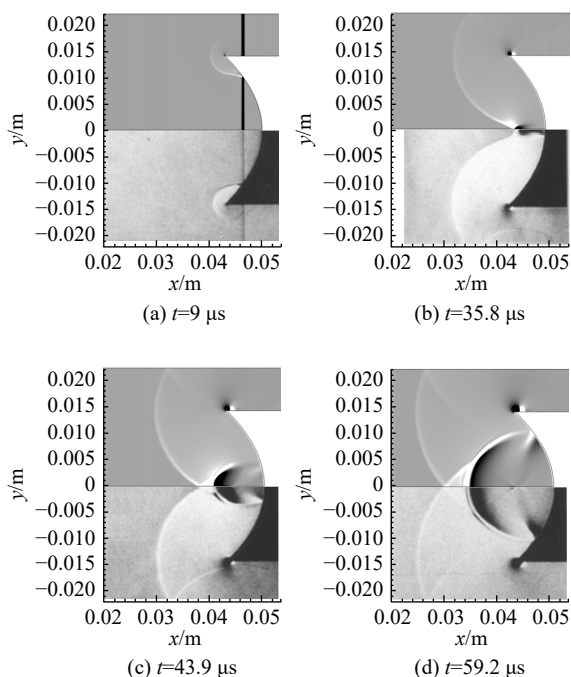
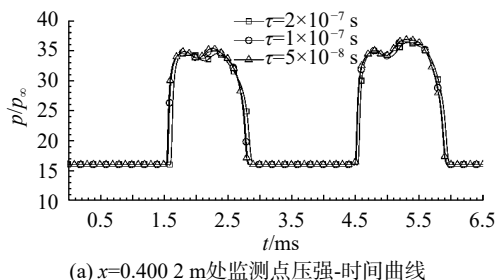


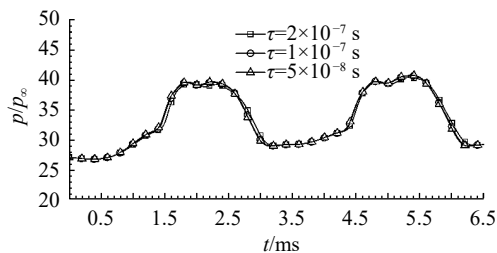
图 6 CFD 纹影与文献 [32] 实验对比

Fig. 6 Comparison of CFD results with experimental images in Ref. [32]

此外,为考察本文研究中非定常计算时间步长的合理性,针对本文研究的 320 Hz 周期性节流工况,选择时间步长(τ)分别为 2×10^{-7} 、 1×10^{-7} 、 5×10^{-8} s 三种时间步长(单个时间步迭代 10 次),并以隔离段内典型测点压强-时间变化曲线进行对比。如图 7,可知 1×10^{-7} s 时间步长计算结果与 5×10^{-8} s 工况结果几乎一致,因此后续计算时间步长选择 1×10^{-7} s。



(a) $x=0.400\ 2$ m 处监测点压强-时间曲线



(b) $x=0.418\ 2$ m 处监测点压强-时间曲线

图 7 时间步长无关性验证: 典型壁面压强-时间曲线

Fig. 7 Time step independence validation: typical wall pressure-time curves

2 结果与讨论

2.1 定节流工况

在进行激波串振荡流动分析前,首先介绍定节流工况,包括无堵塞(即堵塞比为 0)和堵塞比为 0.2 时进气道/隔离段内部流动结构。

图 8 为堵塞比为 0, 通流时进气道/隔离段内部流动结构,图 8(a)内流道马赫数(Ma_c)云图表明该进气道处于起动状态,此时隔离段下游凹腔仅前缘和后缘附近存在较明显的分离区。对于进气道内部波系结构,如图 8(b),流场唇口激波①及内压缩激波②入射进气道肩部边界层并发生相互作用,诱导出明显的流动分离(可见图 8(a)中肩部附近低马赫数区域以及图 8(b)中激波③附近区域)。分离区再附点附近形成的激波④在流道上、下壁面来回反射,形成激波⑦,并与凹腔前缘拐角膨胀扇相干扰并入射到凹腔内部回流区(可见图 8(c))。随后在凹腔中部产生一道分离激波⑧入射到唇口板附面层,并产生较明显的流动分离和相应的分离激波⑨。

图 9 展示了堵塞比为 0.2 时的进气道内部流动。图 9(a)马赫数云图表明,进气道处于起动状态。对比图 8(a)和图 9(a),随着堵塞比从 0 增加到 0.2,凹腔下游分离区已经包含整个凹腔,但凹腔上游流动结构基本不变。由于凹腔上游流动结构基本不变,图 9(b)仅列出凹腔附近区域的横向密度梯度云图。对比图 8(c)和图 9(b),图 9(b)中的激波⑥及其上游流场与图 8(c)中无堵塞工况流场一致,但分离激波⑧从图 8(c)的凹腔中部向上游运动到图 9(b)的凹腔前缘。此外,堵塞比为 0.2 工况下激波⑧入射唇口壁面并未产生明显的分离,其产生的反射激波⑨强度较弱。激波⑨入射凹腔滑移层后未产生明显的波系干扰结构。

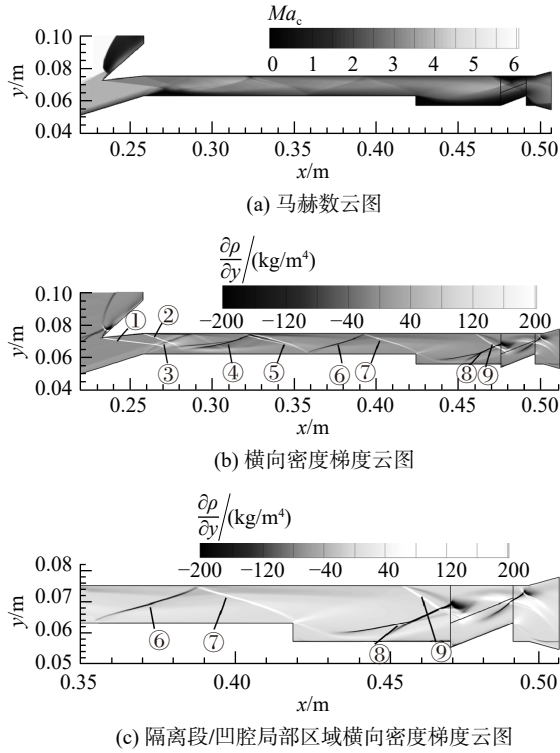


图8 堵塞为0工况下进气道/隔离段流场

Fig. 8 Inlet/isolator flowfield as throttle ratio equals 0

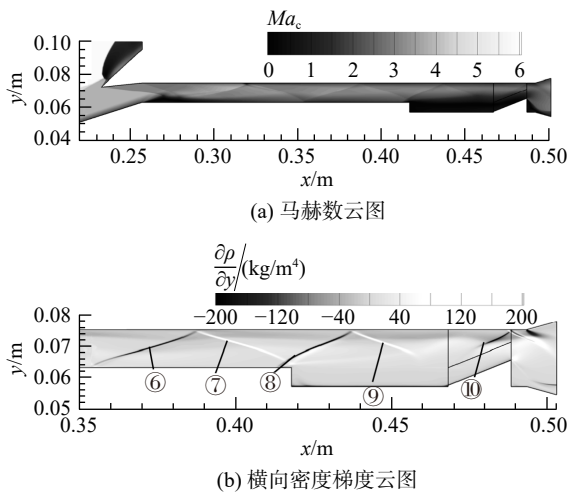
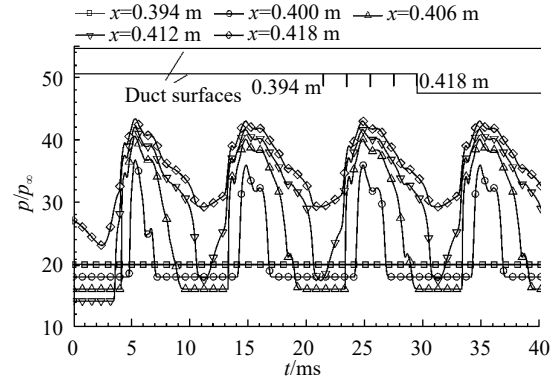


图9 堵塞比为0.2时进气道/隔离段流场

Fig. 9 Inlet/isolator flowfield as throttle ratio equals 0.2

2.2 典型周期节流工况

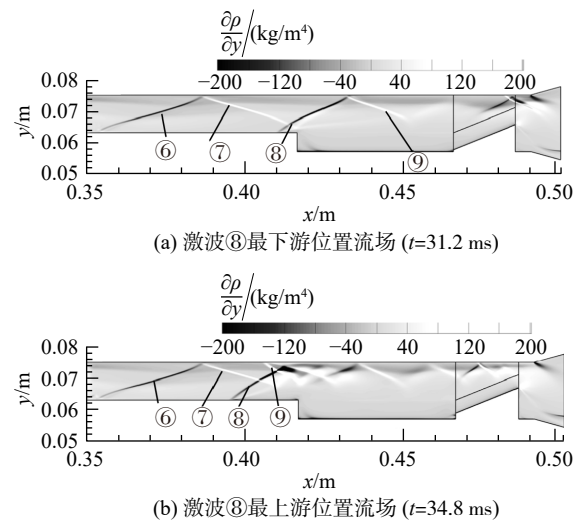
首先以 100 Hz 周期节流工况为例进行流动分析。图 10 展示了凹腔侧隔离段典型壁面监测点的压强-时间曲线。在图 10 展示的几个节流变化周期中, 流动方向 $x=0.4$ m 及其下游监测点压强出现明显波动, 这是周期节流下进气道出现激波串振荡引起的。此外, 图 10 中压强波动曲线的重复性随着时间推移而增强。因此, 选择第四个周期(图 10 中 30~40 ms 时间段)的压强数据开

图10 周期节流工况典型测点压强-时间曲线($f=100$ Hz)Fig. 10 Time-pressure curves at typical monitoring point under the periodical throttle condition ($f=100$ Hz)

展进一步分析。

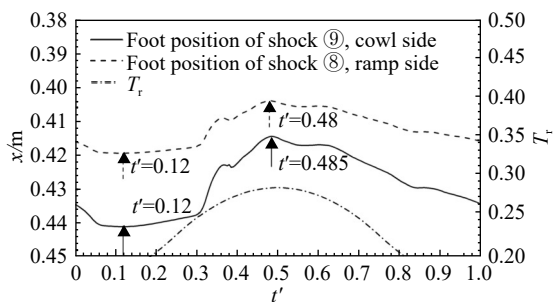
图 11 展示了该周期分离激波⑧分别位于最下游和最上游位置时刻的流场结构。对于最下游位置, 图 11(a)中激波⑧位于凹腔前缘附近, 与图 9(a)堵塞比为 0.2 结果相近。图 11(b)中激波⑧最上游位置的激波波脚距凹腔前缘约为 22 mm, 并且激波⑧入射唇口板形成流动分离, 产生分离激波⑨。激波⑧、⑨发生异侧干扰后继续在唇口板附面层和凹腔滑移层间发生多次干扰并形成非对称斜激波串。根据激波⑧波脚位置判断, 100 Hz 工况激波串流向振荡幅度约为 15.5 mm。此外, 图 11(b)中凹腔区域波系结构的清晰度较低, 这可能是本文计算方法的耗散误差较大引起。

从图 11 可以看出, 周期节流过程中堵塞比变化会造成激波串位置和波系结构的显著改变。出于分析的简便, 不考虑激波串波系结构的变化, 仅分析激波串的整体运动特征。参考已有文献

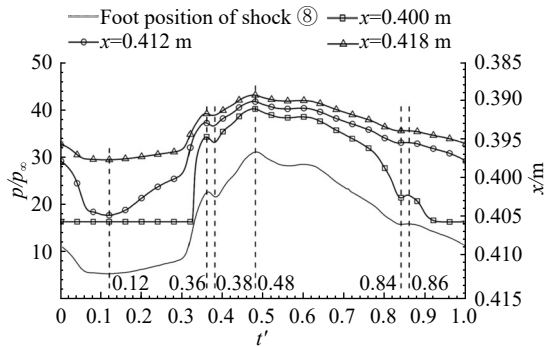
图11 典型时刻内流道流场($f=100$ Hz)Fig. 11 Internal flowfield at typical time instants ($f=100$ Hz)

[17-18]方法,提取节流周期内激波串首道激波(图11中激波⑧、⑨)的激波波脚流向(x 方向)坐标随时间变化曲线,并且与壁面压强信号进行对比,结果如图12所示。图12中横坐标 t' 是按照起始时刻和周期归一化的无量纲时间。

从图12(a)可以看出,激波⑧与激波⑨的运动趋势基本一致,并且与堵塞比变化存在相位差。图12(a)中激波最下游位置对应 t' 约为0.12,相比最小堵塞比时刻 $t'=0$ 滞后约0.12个振荡周期;激波最上游时刻对应 t' 约为0.48,与最大堵塞比时刻 $t'=0.5$ 相近。图12(b)中激波⑧位置曲线与压强信号曲线的上升/下降趋势近似一致,这说明壁面压强上升/下降与激波串向上游/向下游运动密切相关。此外,图12(b)压强信号在 $t'=0.36\sim 0.38$ 和 $t'=0.84\sim 0.86$ 之间短暂下降和上升,对应的分离激波位置也存在短暂地向下游和向上游运动。



(a) 激波⑧和⑨的流向位置



(b) 激波⑧的位置与凹腔侧壁面压强信号对比

图12 激波串运动与壁面压强波动对比($f=100$ Hz)

Fig. 12 Comparison between shock train movement and wall pressure signals ($f=100$ Hz)

2.3 节流频率影响

2.3.1 振荡幅度

为考察节流频率的影响,首先分析不同节流频率工况的激波串振荡幅度。图13为不同节流频率工况下典型振荡周期内激波串最下游和最上游位置时刻的流场密度梯度云图。对于最下游位置,图13(a)中激波⑧均位于凹腔前缘附近,其入射唇口壁面形成的反射激波⑨再次入射至凹腔中

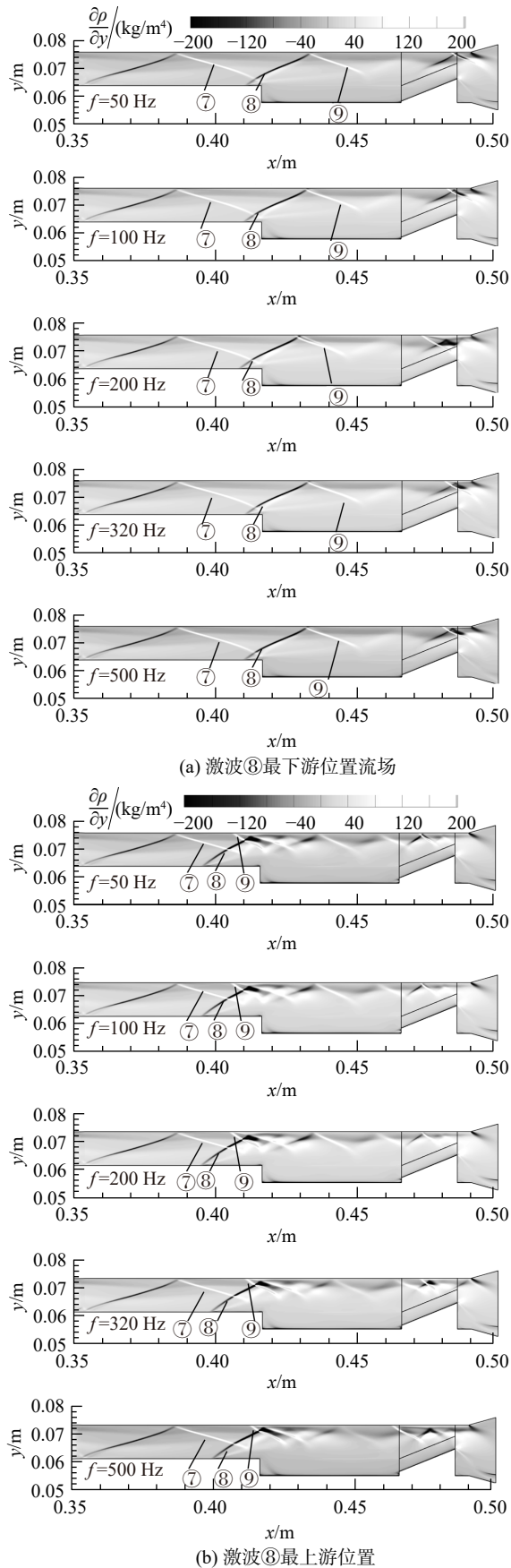


图13 不同频率工况典型时刻隔离段流动云图

Fig. 13 Isolator flowfield at typical flow instants with various frequencies

部, 随频率增大流动结构的变化几乎可忽略。对于最上游位置, 图 13(b) 中激波⑧和激波⑨均位于凹腔前缘的上游, 此时激波⑨是激波⑧入射唇口壁面分离区的分离激波, 并且随着频率增加, 激波⑧和⑨向下游移动。

表 4 列出激波串在最上游和最下游时刻分别对应的激波⑧波脚的流向坐标为 $x_{\min}$ 、 $x_{\max}$ 和相应的激波串流向振幅 (A_x)。图 13 和表 4 结果表明, 50 Hz 与 100 Hz 节流工况的激波⑧振幅相近, 分别为 15.2 mm 和 15.5 mm。此后振荡范围内, 随节流频率增加而减小, 500 Hz 算例对应振荡幅度约为 10.8 mm。对比表 4 中激波⑧位置数据, 相比 100 Hz 工况, 200 Hz 工况振幅减小是由于激波串最下游位置向上游偏移造成; 320 Hz 和 500 Hz 工况振幅减小主要是由于激波串最上游位置向下游偏移造成。

表 4 不同频率工况激波⑧流向振荡范围

Table 4 Streamwise oscillation range and shock ⑧ position with various frequency

f/Hz	$x_{\min}/\text{m}$	$x_{\max}/\text{m}$	A_x/mm
50	0.397 0	0.412 2	15.2
100	0.396 4	0.411 9	15.5
200	0.396 1	0.410 0	13.9
320	0.399 5	0.412 1	12.6
500	0.401 0	0.411 8	10.8

2.3.2 壁面压强参数

进一步分析振荡区域内壁面压强的时均值和均方差随节流频率的变化规律。图 14 列出凹腔侧与唇口侧壁面压强时均值 (p_{ave}) 的流向变化曲线。图中虚线为压强曲线对应的流场位置。

如图 14(a) 所示, 对于凹腔侧壁面, 当 $x < 0.396$ m 时, 不同频率工况的壁面压强曲线重合, 这是由于反压诱导的激波串未传播到该区域; 当 $x > 0.396$ m 时, 根据壁面压强曲线的整体趋势, 200 Hz 工况时均压强最高, 图 14(a) 区域内最高值约 38.5 倍来流静压 (p_∞), 位于凹腔前缘附近。除 200 Hz 工况, 凹腔侧壁面压强时均值随频率增加而降低。图 14(b) 中唇口侧壁面压强变化规律较图 14(a) 结果更加复杂。对于 0.404 m $< x < 0.426$ m 区域, 壁面压强时均值整体随节流频率增加而降低; 对于 $x > 0.426$ m 区域, 壁面压强时均值随频率变化规律不显著。图 14(b) 唇口侧壁面压强时均值最大值位于节流喉道附近, 不同工况对应数值在 $70.4 p_\infty \sim 76.2 p_\infty$ 范围之间。

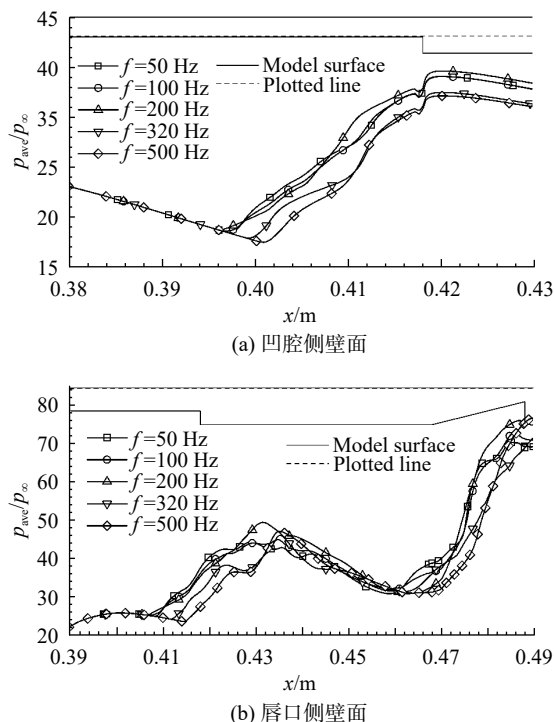


图 14 不同频率工况壁面压强时均值

Fig. 14 Time- averaged magnitudes of wall pressure with various frequencies

图 15 列出壁面压强均方差 (σ) 的流向变化曲线。对于凹腔侧壁面, 如图 15(a) 所示, 除 320 Hz 工况压强均方差峰值较高外, 压强均方差数值整体随扰动频率增加而降低, 其中 50 Hz 和 500 Hz 工况压强均方差峰值分别约为 $10.3 p_\infty$ 和 $9.2 p_\infty$ 。图 15(b) 唇口侧壁面压强均方差相比凹腔侧壁面数值明显偏高, 并且在凹腔前缘和节流堵块中部出现两个峰值, 变化规律更加复杂。其中凹腔前缘上方的均方差峰值 ($\sigma_{\max}$) 随着扰动频率增加而降低, 50 Hz 和 500 Hz 工况对应数值分别约为 $21.2 p_\infty$ 和 $18.6 p_\infty$ 。在节流堵块区域, 200 Hz 工况均方差峰值最低, 约为 $19.7 p_\infty$; 50 Hz 和 320 Hz 工况均方差峰值相比其他工况较高, 约为 $30.1 p_\infty$ 。

对于 200 Hz 工况凹腔侧壁面压强时均值较其他工况偏高, 320 Hz 工况凹腔侧壁面压强均方差峰值偏高的“异常”现象, 这里进行定性的分析。选择不同频率工况、激波串前缘分离激波⑧在典型周期内激波波脚时均流向坐标 (x_{ave})、均方差峰值位置的流向坐标 ($x_{\sigma\max}$) 进行分析。根据图 12 结果, 前缘激波振荡过程中壁面测点压强上升/下降规律与前缘分离激波向上游/下游运动规律一致。表 5 中 200 Hz 工况对应激波⑧的时均位置较其他工况更靠近上游。因此, 图 15(a) 200 Hz 工况凹腔侧壁面压强时均值较其他工况偏高。

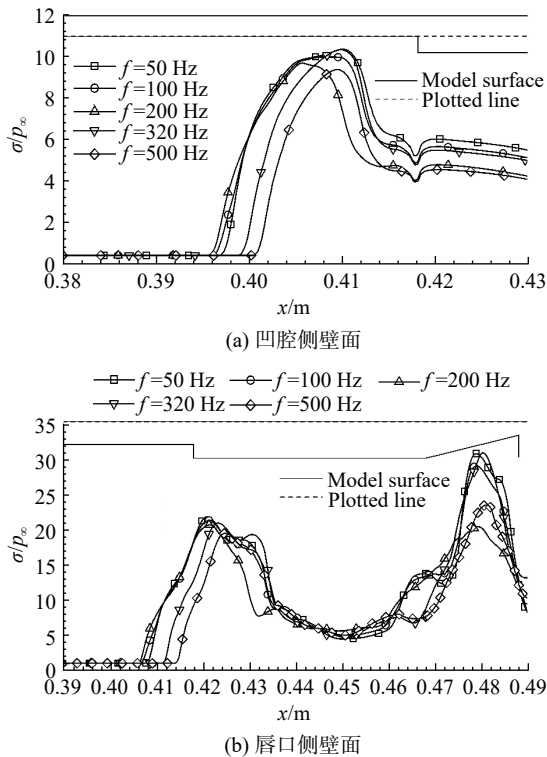


图 15 不同频率工况壁面压强均方差

Fig. 15 Standard deviations of wall pressure with various frequencies

表 5 不同频率工况激波⑧波脚流向坐标参数

Table 5 Streamwise coordinate parameters of foot of shock ⑧ with various frequencies

f/Hz	x_{ave}/mm	$x_{\text{crmax}}/\text{mm}$
50	404.24	410.12
100	404.44	409.02
200	404.21	405.76
320	406.59	409.91
500	407.06	409.38

对于 320 Hz 工况凹腔侧壁面压强均方差峰值偏高情况,如图 16 所示,选择典型工况单个振荡周期内凹腔侧壁面压比的 $x-t'$ 云图进行展示,并绘制均方差峰值所在位置的压强-时间曲线。图 16(a)中均方差峰值壁面点位于前缘激波⑧的运动范围内,其均方差同该点受到反压影响时(激波⑧位于该点上游)与未受反压影响时(激波⑧位于该点下游)压强峰值-谷值的差异密切关。结合图 16(b)结果,对于 320 Hz 工况,其均方差峰值壁面点在未受到反压影响时其压强数值明显低于 200 Hz 工况,且略低于 500 Hz 工况;当该点受到反压影响时,其压强数值略低于 200 Hz 工况,并且相比 500 Hz 工况偏高。事实上,在未受反压影响时,不同频率工况均方差峰值壁面点的压强数

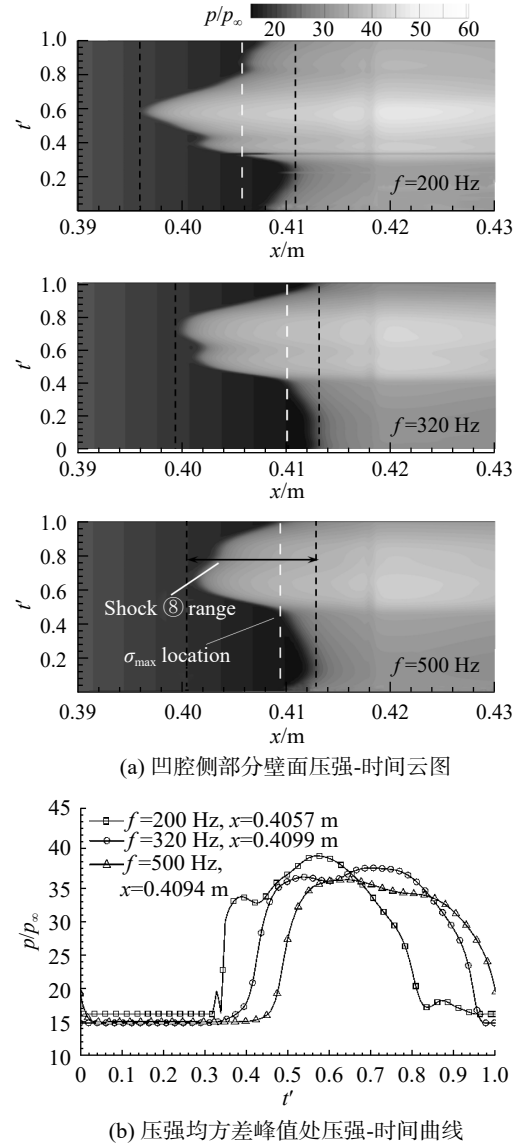


图 16 典型工况振荡周期内壁面压强-时间规律

Fig. 16 Wall pressures-time law for an oscillatory cycle under the typical conditions

值主要受进气道背景激波的影响,320 Hz 工况最大均方差壁面点正处于“低压”区域,因此其均方差峰值相对偏高。

2.3.3 节流频率影响分析

根据上述分析,当频率在 50~500 Hz 范围内变化时,整体而言激波串振荡幅度随频率增加逐渐减小,振荡区壁面压强时均值和均方差峰值降低。根据超声速流动理论^[33],反压扰动对斜激波串流动的影响主要通过壁面附近的亚声速区向上游传播。对于周期节流扰动,随着节流频率增加,堵塞比增加或减小过程的物理时间缩短,这可能使得节流扰动可能从“及时”传播到上游并充分影响激波串运动,转变为延迟传播到上游从而无法

充分影响激波串运动。为验证这一分析,参考500、100 Hz和50 Hz工况的堵塞比增加过程,模拟并分析堵塞比分别在增长时间 $\Delta t=1, 5, 10$ ms内从0.2增长到0.32并保持不变时,进气道/隔离段流场的动态变化情况。图17列出凹腔侧典型测点压强信号随时间的变化曲线,其中 $x=0.418$ m测点位于凹腔前缘,与图13(a)激波⑧最下游位置相近, $x=0.400$ m测点与图13(b)激波⑧最上游位置相近。

从图17(a)可以看出,对于1 ms增长时间算例,堵塞比从0 ms开始增大,但凹腔前缘0.418 m监测点压强开始下降,直到0.26 ms后开始增加。当 $t=1$ ms时,堵塞比已达最大,但反压扰动尚未传播到0.400 m测点,0.418 m测点压强也未上升到最高值。直到 $t=2.39$ ms,两个监测点压强才达到峰值。这说明对于1 ms工况,在节流比增长初期和增长结束时刻,流场变化均存在滞后,并且

后者的滞后时间可达1.39 ms。图17(b)中5 ms增长时间算例具有相似规律,其中从堵塞比开始增长到0.418 m测点压强开始上升的时间间隔可达2.5 ms,但节流比增长结束时刻(5 ms)与压强初次达到峰值时刻(5.28 ms)的时间差缩短为0.28 ms。图17(c)10 ms增长时间算例的监测点压强曲线更加复杂,堵塞比开始增长的4.80 ms内凹腔前缘监测点压强出现显著振荡,此后监测点压强持续增长并在 $t=10$ ms时达到峰值。

上述分析表明,对于500 Hz节流频率工况,堵塞比增长时间仅1 ms,此时流场对于反压扰动的响应存在较长时间滞后,这会造成激波串未能“充分”地向上游运动;对于节流频率较低工况(如50、100 Hz),其堵塞比增长时间较长,流场对于反压扰动的响应滞后主要体现在堵塞比增长初期,在堵塞比增长结束时压强能够及时响应,使得激波串能够“充分”向上游运动。这应该是激波串振幅随节流频率变化的原因。

3 结 论

综上所述,本文结论如下:

1) 当堵塞比在(0.2~0.32)内周期变化时,进气道/隔离段内出现与节流频率相同的激波串振荡,振荡区域内壁面压强上升/下降与激波串向上游/下游运动趋势基本一致。在100~500 Hz范围内,随着节流频率增加,激波串振荡幅度减小,其中节流频率为100 Hz和500 Hz工况下,激波串流向振幅分别为15.5 mm和10.8 mm。

2) 节流频率会显著影响隔离段壁面压强的时均值和均方差。以凹腔中部为界,其上游壁面压强时均值、均方差峰值整体随频率增加而降低,但下游压强参数无明显变化规律。对于凹腔中部及其上游壁面,节流频率为50 Hz和500 Hz的工况下,凹腔侧壁面压强均方差峰值约为 $10.3 p_\infty$ 和 $9.2 p_\infty$ 。唇口侧壁面压强均方差峰值分别为 $21.2 p_\infty$ 和 $18.6 p_\infty$ 。在节流频率外,壁面压强的时均值与激波串前缘激波的时均位置相关,压强均方差峰值还受到进气道背景波系的影响。

3) 分析表明,对于较高节流频率工况,其周期内堵塞比增长时间较短,流场对于反压扰动的响应存在时间滞后,从而使得激波串不能“充分”地向上游运动,这很可能是节流频率增加、激波串振幅减小的原因。但当前对于流场响应滞后的流动机理的认识不够清晰,本文的二维数值模拟也忽略了三维侧壁效应影响。后期计划进一步揭示节流频率对激波串振荡的影响机理,并开展相

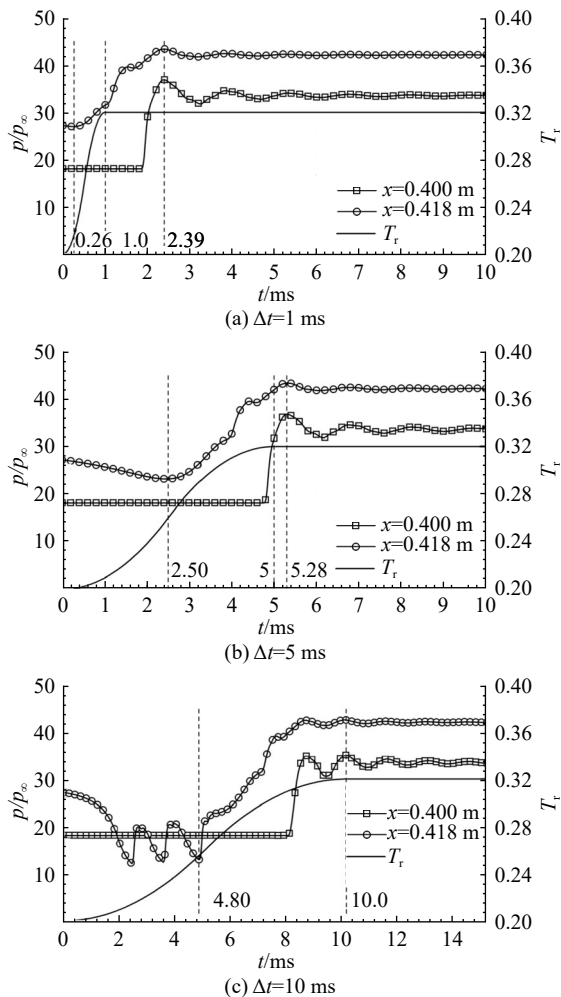


图17 不同增长时间工况凹腔侧壁面测点压强-时间曲线

Fig. 17 Pressure-time curves of typical monitoring points on the cavity side wall under the various increase time conditions

应的三维 CFD 模拟和风洞实验对比分析。

参考文献:

- [1] MATSUO K, MIYAZATO Y, KIM H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(1): 33-100.
- [2] LAURENCE S J, LIEBER D, MARTINEZ S J, et al. Incipient thermal choking and stable shock train formation in the heat release region of a scramjet combustor: Part I shock-tunnel experiments[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4): 921-931.
- [3] HUNT R L, GAMBA M. Shock train unsteadiness characteristics, oblique to normal transition, and three-dimensional leading shock structure[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1569-1587.
- [4] VANSTONE L, HASHEMI K E, LINGREN J, et al. Closed loop control of shock-train location in a combusting scramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(3): 660-667.
- [5] RILEY L P, GAITONDE D V, HAGENMAIER M A, et al. Isolator dynamics during unstart of a dual-mode scramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(6): 1-19.
- [6] TAN Huijun, LI Liugang, WEN Yufen, et al. Experimental investigation of the unstart process of a generic hypersonic inlet[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(2): 279-288.
- [7] 徐珂靖, 常军涛, 李楠, 等. 背景波系下的隔离段激波串运动特性及其流动机理研究进展[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(3): 31-42.
XU Kejing, CHANG Juntao, LI Nan, et al. Recent research progress on motion characteristics and flow mechanism of shock train in an isolator with back groundwaves[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(3): 31-42. (in Chinese)
- [8] HUNT R L, GAMBA M. On the origin and propagation of perturbations that cause shock train inherent unsteadiness[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 861: 815-859.
- [9] FIEVET R, KOO H, RAMAN V, et al. Numerical investigation of shock-train response to inflow boundary layer variations[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 2888-2901.
- [10] XIONG Bing, FAN Xiaoqiang, WANG Yi, et al. Experimental study on self-excited and forced oscillations of an oblique shock train[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, 55(3): 640-647.
- [11] 黄蓉, 李祝飞, 聂宝平, 等. 带抽吸二元进气道/隔离段激波串振荡特性[J]. *推进技术*, 2020, 41(4): 767-777.
HUANG Rong, LI Zhufei, NIE Baoping, et al. Shock train oscillations in a two-dimensional inlet/isolator with suction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 767-777. (in Chinese)
- [12] SU Weiyi, CHEN Yun, ZHANG Fengrui, et al. Control of pseudo-shock oscillation in scramjet inlet-isolator using periodical excitation[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 143: 147-154.
- [13] 苏伟仪, 王赫, 陈云, 等. 壁温对隔离段激波串振荡的影响[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(7): 1605-1612.
SU Weiyi, WANG He, CHEN Yun, et al. Effects of wall temperature on pseudoshock oscillations in isolator[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(7): 1605-1612. (in Chinese)
- [14] 孙斐, 苏伟仪, 侯强, 等. 进气道激波串振荡的模式分解及快速预测[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(5): 1040-1051.
SUN Fei, SU Weiyi, HOU Qiang, et al. Modal decomposition and rapid prediction of shock train oscillation for inlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(5): 1040-1051. (in Chinese)
- [15] 李一鸣, 李祝飞, 杨基明, 等. 隔离段横向喷流作用下激波串运动特性研究[J]. *实验流体力学*, 2018, 32(5): 1-6.
LI Yiming, LI Zhufei, YANG Jiming, et al. Characteristics of the shock train motions caused by transverse injections into the isolator[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2018, 32(5): 1-6. (in Chinese)
- [16] SU Weiyi, JI Yuxuan, CHEN Yun. Effects of dynamic backpressure on pseudoshock oscillations in scramjet inlet-isolator[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(2): 1-13.
- [17] XIONG Bing, FAN Xiaoqiang, WANG Zhenguo, et al. Analysis and modelling of unsteady shock train motions[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 846: 240-262.
- [18] WANG Chengpeng, CHENG Chuan, CHENG Keming. Unsteady behavior of oblique shock train and boundary layer interactions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 79: 212-222.
- [19] CHENG Chuan, WANG Chengpeng, CHENG Keming. Response of an oblique shock train to downstream periodic pressure perturbations[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(1): 57-70.
- [20] LI Nan, CHANG Juntao, XU Kejing, et al. Oscillation of the shock train in an isolator with incident shocks[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(11): 116102.1-116102.20.
- [21] LI Nan, CHANG Juntao, XU Kejing, et al. Instability of shock train behaviour with incident shocks[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 907: A40.1-A40.27.
- [22] 詹王杰, 严红. 隔离段内激波串受稳态和脉动背压影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(5): 980-990.
ZHAN Wangjie, YAN Hong. Numerical study of effects of steady and oscillating back-pressure on shock train in an isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(5): 980-990. (in Chinese)
- [23] 蔡建华, 周进, 刘世杰, 等. 脉动反压波形对激波串运动特性的影响[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集: 发动机内流气动技术. 辽宁 大连: 中国航天第三专业信息网, 2017: 264-273.
- [24] 李季, 罗佳茂, 杨顺华. 边界层抽吸和脉动反压作用下隔离段内流动特性研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(8): 1759-1766.
LI Ji, LUO Jiamao, YANG Shunhua. A study of flow characteristics in isolator with effects of boundary layer suction and oscillating back pressure[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8): 1759-1766. (in Chinese)
- [25] NIE Baoping, LI Zhufei, HUANG Rong, et al. Effect of boundary layer suction on shock train oscillations in an inlet/isolator model [C]//Proceedings of the 32nd International Symposium on Shock Waves. Singapore: International Shock Wave Institute, 2019: 719-728.
- [26] LI Zhufei, GAO Wenzhi, JIANG Hongliang, et al. Unsteady behaviors of a hypersonic inlet caused by throttling in shock tunnel[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(10): 2485-2492.
- [27] LIN K C, JACKSON K, BEHDADNIA R, et al. Acoustic characterization of an ethylene-fueled scramjet combustor with a cavity flameholder[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(6): 1161-1169.
- [28] WANG Zhenguo, SUN Mingbo, WANG Hongbo, et al. Mixing-related low frequency oscillation of combustion in an ethylene-fueled supersonic combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(2): 2137-2144.
- [29] GAO Wenzhi, CHEN Jian, LIU Changhai, et al. Effects of vortex generators on unsteady unstarted flows of an axisymmetric inlet with nose bluntness[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 104: 106021.1-106021.15.
- [30] ANSYS Inc. ANSYS fluent users guide release 18.0, chapter 10: modeling flows using sliding and dynamic meshes[R]. Canonsburg, US: ANSYS, Inc., 2017.
- [31] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [32] IZUMI K, ASO S, NISHIDA M. Experimental and computational studies focusing processes of shock waves reflected from parabolic reflectors[J]. *Shock Waves*, 1994, 3(3): 213-222.
- [33] SMITS A J, DUSSUAGE J P. Turbulent shear layers in supersonic flow [M]. New York: Springer, 1996.

(编辑: 陈 越)