

文章编号: 1001-2486(2011)03-0023-05

固冲发动机进气道工作过程干扰因素*

赵湘恒, 夏智勋, 胡建新, 王德全, 方传波, 游进
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:分析了固冲发动机进气道、补燃室、尾喷管一体化流场中,在不同干扰因素下的进气道工作过程,研究了进气道出口燃气压力在时间上和空间上的突变以及尾喷管喉径的突变对进气道内部流动过程的影响,得到了不同干扰因素下的进气道工作特性。结果表明:进气道出口燃气压力在时间上的突变容易引起进气道出口燃气反压分布不均;进气道内流场对压力空间突变的响应时间比时间突变的响应时间要长;冲压喷管突然变小后,进气道内部扩压段的分离回流区逐渐向上游移动。

关键词:固体火箭冲压发动机;进气道;干扰因素;一体化

中图分类号: V438 **文献标识码:** A

Interfering Factors on Inlet Working Process in the Solid Rocket Ramjet

ZHAO Xiang-heng, XIA Zhi-xun, HU Jian-xin, WANG De-quan, FANG Chuan-bo, YOU Jin

(College of Aerospace and material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The working process of inlet under the condition of different given influencing factors in the inlet/combustor/nozzle integrated flow field was discussed. The effect of fluctuation of nozzle diameter on the inlet was investigated. We also explored the effect of time and space fluctuation of inlet exit pressure on the inlet. The operating characteristics of inlet with different interfering factors were achieved. The result showed that time fluctuation of inlet exit pressure can bring the non-uniform distribution of inlet exit pressure. The response time of space fluctuation was longer than the that of time fluctuation. The recirculation zone at the diffusers moved upward gradually when the nozzle diameter was reduced.

Key words: solid rocket ramjet; inlet; interfering factors; integrated

进气道能否正常启动工作,关系到固体火箭冲压发动机补燃室内燃烧流动能否持续进行、发动机整体性能是否稳定可靠。然而即使飞行器达到启动马赫数顺利启动后,由于飞行过程中存在外部干扰以及发动机内流场燃烧不稳定等因素,进气道工作性能也会受到一定程度的影响。为确保发动机正常工作,有必要对启动状态下各影响因素对进气道工作过程的干扰机制进行研究,以此来得到有效控制进气道内空气流动、提升进气道工作性能、优化发动机整体性能的方法,这对于固体火箭冲压发动机在大空域宽马赫数飞行条件下的工作特性优化具有重要意义。

对于进气道工作过程中的干扰因素,国内外进行了一定的研究工作,取得了一定的研究成果。Haberle等^[1]在一个可以自启动的进气道唇口激波入射底板位置进行壁面开槽抽吸,研究结果表明,抽吸明显消除了唇口激波引起的底板边界层

分离。Schulte等^[2]通过研究斜激波入射平板边界层来模拟抽吸对超声速飞行器内部激波/边界层干扰的改善作用。

李季颖等^[3]对超声速冲压发动机进气道-喉道段进行了二维稳态流场数值模拟,给出了反压与攻角变化对冲压发动机进气道启动状态影响的数值模拟结果。得到不同反压及不同攻角下进气道-喉道段流场,分析了启动与不启动时进气道-喉道段壁面静压分布特性。

谢旅荣等^[4]对设计马赫数在2.5~3.5的冲压发动机双下侧二元超声速进气道掺混气动特性开展了高速风洞试验和一体化数值仿真研究,对不同马赫数、不同迎角、不同侧滑角、不同气流导流角下的掺混气动特性进行了研究。

影响进气道工作性能的因素很多,外部因素包括:飞行器飞行高度、飞行马赫数、来流攻角等;内部影响因素包括:燃气发生器出口流量波动、进

* 收稿日期:2010-07-02

作者简介:赵湘恒(1964—),男,博士生。

气道出口反压波动、尾喷管喉径变化等。内部因素从根本上来看,各影响因素的波动主要体现在进气道出口燃气反压的波动。当发动机内部流场出现突变时,势必会引起进气道出口反压发生波动,进气道流场对反压突变的响应过程对进气道内的流动影响大。下面我们就进气道出口反压变化对进气道流动过程的影响进行分析。

1 数学模型

1.1 相关模型

固冲发动机进气道、补燃室、尾喷管一体化流场内气相控制方程如下式所示:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v\phi) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w\phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_{\phi}\frac{\partial\phi}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_{\phi}\frac{\partial\phi}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_{\phi}\frac{\partial\phi}{\partial z}\right) + S_{\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

限于篇幅,这里不对其中各项的具体含义进行说明,详见文献[5]。

计算过程中对二维湍流燃烧 N-S 方程采用有限体积法进行差分离散,扩散项采用中心差分格式离散,对流项采用一阶迎风格式离散,采用标准的压力插值格式,采用 SIMPLE 算法进行求解。

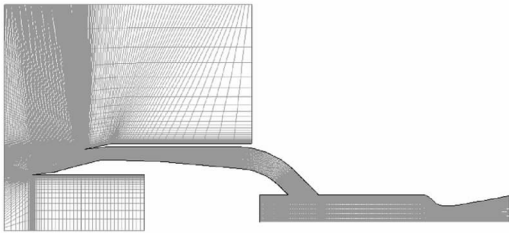


图1 流场网格
Fig.1 Flowfield mesh

1.2 计算条件

本部分计算中来流条件为:飞行高度 10km、2.8 马赫数,攻角 0°,补燃室与进气道一体化流场计算网格见图 1^[6],数值模拟中进气道的流场边界条件有压力入口 (pressure-inlet)、压力出口 (pressure-outlet)、压力远场 (pressure-far-field)、对称面边界条件 (symmetry) 及无滑移绝热壁 (wall) 五类。由于本部分重点分析燃气反压对进气道工作过程的影响,因此,这里补燃室入口处理为绝热壁面,即补燃室入口不加入质量流,补燃室内视为定压定温处理。通过改变压力与温度值,来考虑反压波动对进气道流场的影响。发动机尾喷管出口取为压力出口边界条件。整个流场的初始条件为稳态流场计算结果。

2 结果分析

2.1 燃气反压时间波动对进气道流场影响

补燃室内燃气反压波动,集中表现在两方面,一是燃气压力由于燃烧过程中的不确定因素导致的不稳定燃烧以及补燃室结构变化等因素引起的压力随时间呈现出一定的变化。另一方面是由于燃气与空气掺混燃烧的不均匀以及沉积、烧蚀等原因引起的压力在进气道出口附近随着轴向以及周向空间位置发生一定的变化。本小节主要针对补燃室内进气道出口附近压力随时间波动引起的进气道流场变化进行研究。

当补燃室内流场压力随时间发生突然变化时,进气道内空气流动对这一压力突变的响应时间是研究压力随时间波动影响的重要参数。通过计算进气道对压力突变的响应时间,可得到进气道空气流对外界参数的敏感性。在对响应时间分析的同时,还可得到补燃室压力突变对进气道流场参数分布的影响。为了分析方便,这里将进气道出口附近区域的压力设定为空间均匀分布。

计算中将燃气流反压突然增加 0.5atm (1atm = 101 325Pa),观察进气道流场对压力突变的响应情况,如图 2 所示。图中点 1 (3.67D, -0.37D)、点 2 (4.19D, 0)、点 3 (4.72D, 0.28D)、点 4 (4.98D, 0.37D) 依次逐渐靠近进气道出口, D 为补燃室直径。由此图发现,靠近进气道出口附近区域压力响应较快,越远离压力出口,压力响应越慢。另外还可发现,靠近进气道出口处,压力突变后,取样点处 (NODE 3、NODE 4) 压力随时间变化很快,经过很短时间就可达到稳定;而相比之下,远离进气道出口的取样点 (NODE 1、NODE 2),在燃气压力突变后的初始阶段,压力爬升缓慢,经过较长时间才趋于稳定。由此可见,进气道出口燃

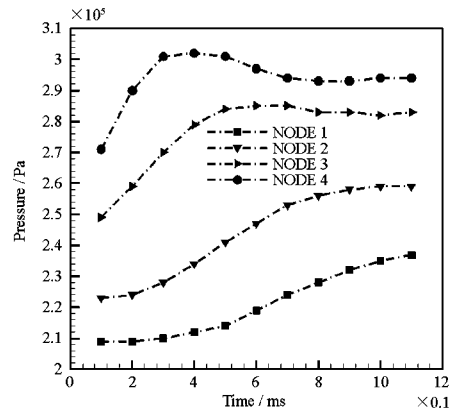


图2 反压增加 0.5atm 时扩压段不同点处压力随时间变化曲线

Fig.2 Pressure-time curve at the diffusers when exit pressure increased 0.5atm

气压力的突变与波动,最先影响的是靠近出口的进气道扩压段区域,而远离出口的区域则要经过较长时间,压力扰动才能引起流场变化。这表明:当进气道出口燃气反压突变的时间较短、小于进气道内部流场的响应时间时,燃气压力突变引起的扰动要经过较长时间才能传播到进气道上游流场,远离进气道出口的进气道流场受燃气反压波动的影响较小,燃气压力短时间内的突变对进气道流场内参数分布影响不大。

图3为反压增加1.5atm时进气道扩压段不同点处压力随时间变化曲线。由图可见,反压突变的幅度增大后,进气道流场整体上响应时间变化规律不变,只是各取样点响应时间变得更短,进气道流场响应更为迅速。因此,补燃室内燃气反压波动幅度变大,不利于进气道内流场的稳定流动,将给进气道性能以及补燃室内燃气与空气之间掺混燃烧带来较大影响。另外,对比图2与图3还可发现,燃气反压时间波动量增大后,进气道内部各区域相应的压力波动量也随之增大。

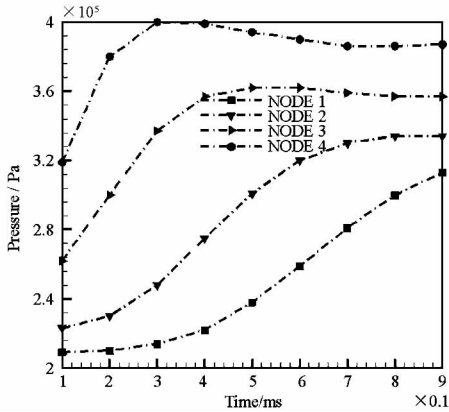


图3 反压增加1.5atm时扩压段不同点处压力随时间变化曲线

Fig.3 Pressure-time curve at the diffusers when exit pressure increased 1.5atm

图4为反压增加0.5atm时不同时刻进气道流场马赫数等值线图。由图可发现,燃气压力突然增加后,随着时间增加,进气道流场结构没有明显变化。进气道内部流场在扩压段部分出现明显的分离回流区,随着时间增加,扩压段分离区覆盖范围逐渐增大。分离区的存在,主要是由于补燃室内存在一定的燃气反压,反压通过进气道扩压段壁面附面层向进气道上游传播所致。由此图可知,燃气反压的突然增大虽然对整个进气道流场结构没有太大影响,但可引起进气道扩压段分离区扩大,进气道出口出现较大的回流,使得进气道出口空气与燃气的掺混性能进一步恶化。

图5为反压增加0.5atm时不同时刻进气道流场压力等值线图。由图可见,燃气压力突变对进气道流场压力分布影响不大,扩压段分离区内

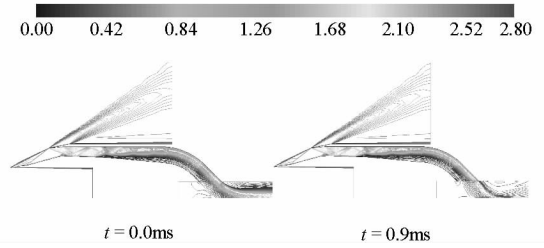


图4 反压增加0.5atm时不同时刻进气道流场马赫数等值线图

Fig.4 Contours of mach number of inlet at different time when exit pressure increased 0.5atm

压力比同一位置未分离区域压力要低,且压力突变后,随着时间增加,在进气道出口附近一侧逐渐出现一个高压区,使得进气道出口界面压力分布极不均匀,这在一定程度上降低了燃气与空气之间的有效掺混程度。由此可见,燃气压力突变容易引起进气道出口燃气反压分布不均,从增加掺混角度考虑,应尽可能避免燃气压力突然变化。

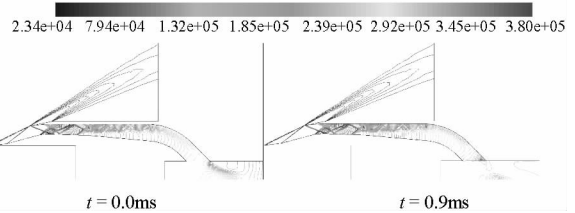


图5 反压增加0.5atm时不同时刻进气道流场压力等值线图

Fig.5 Contours of pressure of inlet at different time when exit pressure increased 0.5atm

图6为反压增加0.5atm时进气道出口速度马赫数分布,其中 x 为流场横坐标, D 为补燃室直径。进气道扩压段流动分离回流区的存在,使进气道出口速度分布极不均匀,在进气道出口一侧出现较大回流,极大地降低了燃气与空气掺混效果。更重要的是出口回流可将部分高温燃气卷至进气道内部,这极大地加剧了进气道壳体附近的热流密度,给进气道热防护带来困难。另外,由图6还可发现,燃气反压突然增加后,随着时间增加,进气道出口速度响应很快,且流向进气道内部的燃气回流速度增加,而进气道另一侧出口空气速度有所下降。由此可见,燃气反压突然增加将加剧进气道出口流速的不均匀分布,尤其是加大了燃气的回流速度,对进气道极为不利,也会降低燃气与空气之间的掺混效果。因此,发动机内燃烧达到稳定后,应尽量避免燃气反压出现波动。

2.2 燃气反压空间波动对进气道流场影响

实际发动机补燃室燃烧流动过程中,进气道出口燃气反压除随时间变化外,反压在空间上的分布也可能存在一定的差异,反压这种空间分布的不均匀性以及空间压力分布的突变将在一定程

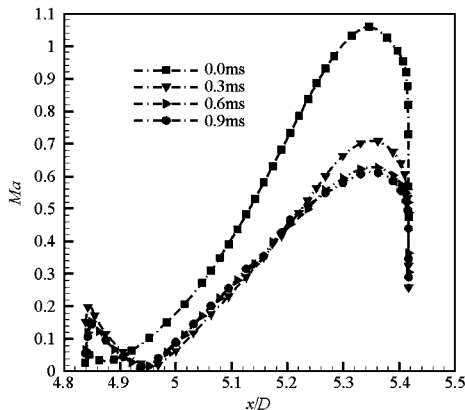


图6 反压增加0.5atm时进气道出口速度马赫数分布

Fig.6 Mach number of inlet at different time when exit pressure increased 0.5atm

度上改变进气道内部流场的结构,进而对燃气与空气之间的掺混过程产生影响。为了分析方便,假定燃气反压不随时间变化,反压在进气道出口沿轴线呈线性变化,进气道出口两侧之间的压力差为1atm,出口中点处的压力设定为稳态计算时的压力。由于这里重点考虑反压对进气道流场的影响,因此补燃室内其他区域的压力设定为常值。

图7为空间不均匀分布时扩压段不同点处压力随时间变化曲线。由此图可很明显地发现,远离进气道出口的两点(NODE 1、NODE 2)在压力空间分布突然不均匀后,在刚开始的一段时间内,随着时间增加,取样点处压力变化缓慢,对燃气压力发生的突然变化并不敏感。但是随着时间推移,远离进气道出口的取样点变化越来越快,这表明燃气压力突然变化以及波动要经过一段时间才能传播到NODE 1、NODE 2。而靠近进气道出口取样点的变化趋势则正相反,燃气压力突然分布不均匀后,随着时间增加,刚开始时取样点NODE 3、NODE 4变化较快,这主要是由于取样点比较靠近出口,能够较快地接收到压力波动的缘故。而后取样点NODE 3、NODE 4处压力变化趋于平缓,变化较小。由此可见,与进气道出口距离的差异,使得不同区域接收到出口压力波动的快慢各不相同,就造成了不同区域压力变化规律各不相同。

由图7还可发现,进气道内部流场对出口压力空间分布不均匀性的响应时间明显比时间突变的响应时间要长,因此,应尽量避免补燃室内不确定因素造成的燃气压力空间差异,进气道出口燃气反压应尽量保持为定值。同时,从响应时间上看,远离进气道出口区域的响应时间比靠近进气道出口的响应时间要长,这主要是由不同区域接收压力波动时间存在差异所致。从燃气压力空间波动引起不同点处压力波动量看,各点的压力波动量基本差不多,这说明,进气道内各区域之间对

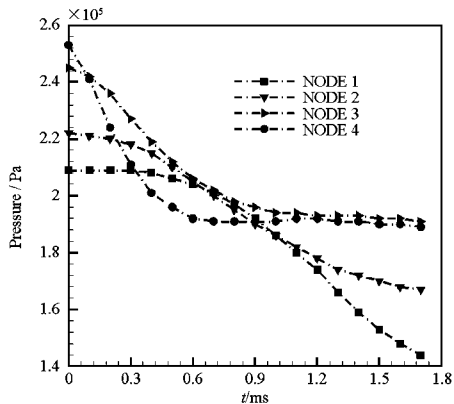


图7 扩压段不同点处压力随时间变化 Fig.7 Pressure-time curve at the diffusers

燃气压力空间不均匀性响应的差异主要表现在响应时间上,而响应量则差不多。

图8为进气道出口马赫数分布。由图可见,当进气道出口燃气压力空间分布突然变得不均匀,进气道出口靠近燃气发生器一侧压力偏低时,随着时间推移,在进气道出口两侧速度之间差异变小,速度趋于均匀。另外也可发现,燃气出口压力突然不均匀后,出口速度分布响应很快,几乎瞬间完成,随后随着时间推移,速度几乎没变化,这主要是由于出口接收压力波动时间快的缘故。

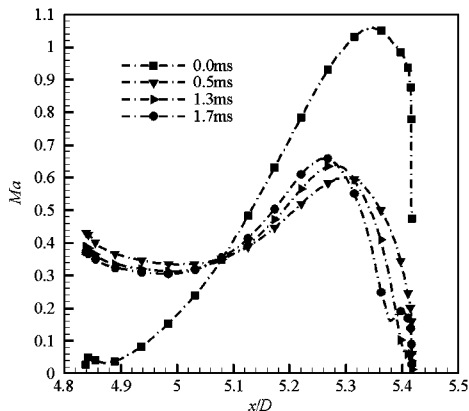


图8 进气道出口马赫数分布 Fig.8 Mach number of inlet exit

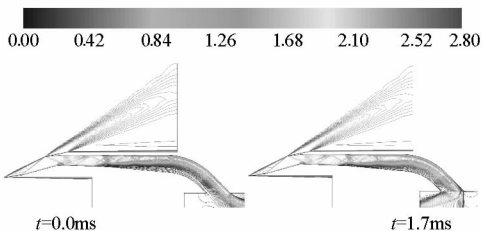


图9 不同时刻进气道流场马赫数等值线图 Fig.9 Contours of mach number of inlet at different time

图9为燃气压力空间分布突然不均匀变化时进气道内部流场马赫数等值线图。很明显,随着时间增加,进气道扩压段的分离区逐渐减小,至1.7ms时仅在喉部下游扩压初始段存在小块回流

区,进气道出口已没有回流现象。造成回流区变小甚至消失的主要原因是进气道出口靠近燃气发生器一侧的压力变小。反压降低,使得压力扰动通过壁面附面层向上游传播的可能性变小。这进一步说明,减小燃气反压,可有效减少进气道内分离回流区,这对于改善进气道出口流动参数、增强燃气与空气之间的掺混效果具有重要意义。但是,压力的突然降低也会对补燃室内燃气与空气之间燃烧过程产生影响,因此,也不可能一味地降低燃气反压来优化进气道性能。另外,还可发现,如果进气道出口燃气空间不均匀变化规律相反,即靠近燃气发生器一侧压力变高,靠近尾喷管一侧压力降低,则进气道内分离回流区将增大,这对燃气与空气掺混过程极为不利,也不利于补燃室内燃气与空气稳定燃烧。因此,应尽量保证进气道出口燃气反压在空间上均匀分布,尤其要确保靠近燃气发生器一侧燃气反压不要过高。

2.3 冲压喷管喉径突变对进气道流场影响

在固体火箭冲压发动机燃烧过程中,冲压喷管喉部不可避免地将会产生一定沉积,对于金属含量较高的推进剂,燃烧产生的凝相物质较多,在喷管喉部的沉积尤为严重。在极端情况下,沉积物甚至会堵塞喷管,造成严重后果。喷管喉部沉积所带来的直接后果,是增大了补燃室内压力,压力的爬升增大了进气道出口附近的燃气反压,对进气道的启动以及工作性能将产生极大影响。

冲压喷管喉部尺寸的改变,首先影响的是喉部压力以及补燃室下游区域的压力。压力扰动传播到头部以及进气道出口需要一定时间。下面对进气道出口燃气反压对扰动响应时间进行分析。图10为进气道出口截面上某点压力在突变后的压力响应时间曲线。由图可见,在本文计算条件下,当冲压喷管发生瞬间堵塞后,进气道出口反压达到新的平衡所需时间至少要0.05s,且进气道内部流场的压力达到稳定的时间要比这个时间还要

长。如果冲压喷管瞬间变化尺度与本计算条件不同,那么进气道出口燃气反压响应的时间也将有所差异。图11为 $t = 0.1\text{ms}$ 和 $t = 80\text{ms}$ 时进气道流场速度马赫数等值线图。从中可以发现,冲压喷管突然变小后,随着时间的增加,进气道内部扩压段的分离回流区逐渐向上游移动,这主要是由于燃气反压逐渐增加所致。

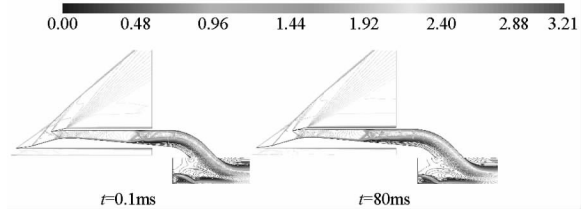


图11 不同时刻进气道流场速度马赫数等值线图
Fig.11 Contours of mach number of inlet at different time

3 结论

本文对固体火箭冲压发动机超声速进气道在不同干扰因素下的工作性能进行了分析,在本文计算条件下得到的结论如下:

- 1) 进气道出口燃气压力在时间上的突变容易引起进气道出口燃气反压分布不均。当进气道出口燃气反压突变的时间较短时,突变对进气道流场内参数分布影响不大。
- 2) 进气道内部流场在扩压段部分出现了明显的分离回流区,燃气反压在时间上突然增大引起进气道扩压段分离区扩大,掺混性能进一步恶化,进气道出口流速的不均匀性进一步加剧。
- 3) 当进气道出口燃气反压在空间上突然不均匀时,进气道内各点对不均匀性响应的差异主要表现在响应时间上,而压力波动量则差不多。
- 4) 进气道内流场对压力空间突变的响应时间比时间突变的响应时间要长。
- 5) 冲压喷管突然变小后,进气道内部扩压段的分离回流区逐渐向上游移动。

参考文献:

[1] Haberer J, Gulhan A. Investigation of the Performance of a Scramjet Inlet at Mach 6 with Boundary Layer Bleed [R]. AIAA 2006 - 8139, 2006.

[2] Schulte D, Henckels A, Wepler U. Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets Using Bleed [J]. Aerospace Science and Technology, 1998(4): 231 - 239.

[3] 李季颖,袁书生,戢治洪,等. 扰动对超声速进气道启动状态影响的数值模拟[J]. 海军航空工程学院学报, 2006(2): 217 - 219.

[4] 谢旅荣,郭荣伟. 双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性[J]. 航空学报, 2007,28(6):1287 - 1295.

[5] 胡建新. 含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室工作过程研究[D]. 长沙:国防科技大学,2006.

[6] 方传波. 主动射流控制技术用于超声速进气道启动问题的数值模拟研究[D]. 长沙:国防科技大学,2009.

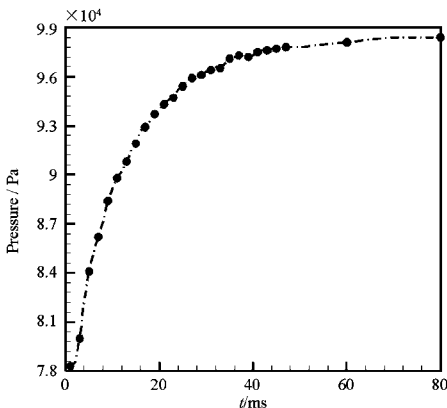


图10 进气道出口燃气反压响应时间
Fig.10 Response time of pressure at inlet exit