

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2024.06.03

基于突扩激波管的过渡态压力探针梳校准方法研究

赵国松, 史博, 李峰, 陈晓松

(中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 为了满足大尺寸过渡态压力探针梳的校准需求, 提出基于突扩激波管的压力探针梳校准方法。采用 FLUENT 软件进行突扩激波管模型中的激波动力学仿真, 分析激波的运行规律, 并得到流场流动过程中压力等参数的变化规律, 结果表明低压段内压力受入射激波、反射激波、压缩波等影响, 最后会变得均匀。利用突扩激波管装置开展压力测量实验, 结果表明: 基于 150 mm 管腔直径的低压段得到的上升时间小于 9 ms, 平台压力持续时间大于 50 ms。本研究为推动航空发动机、航天、医疗等领域的过渡态压力测试系统校准技术发展提供了重要参考。

关键词: 压力探针梳; 校准方法; 激波管; 过渡态压力; 上升时间; 航空发动机

中图分类号: TB935; V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2024) 06-0032-07

Research on calibration method of transient pressure probe rakes based on expansion shock tube

ZHAO Guosong, SHI Bo, LI Feng, CHEN Xiaosong

(AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: In order to meet the calibration needs of large-size transient pressure probe rakes, a pressure probe rake calibration method based on expansion shock tube was proposed. The FLUENT software was used to simulate the dynamics of the shock wave in the shock tube, and the operation law of the shock wave and the change of pressure and density of the flow field were analyzed. The results showed that the pressure in the low-pressure section eventually became uniform after being affected by the incident shock wave, the reflected shock wave, the compression wave and its multiple reflections. The pressure measurement experiments were conducted by using the expansion shock tube device with soft and hard aluminum diaphragms. The results showed that the rise time was less than 9 ms and the duration of platform pressure was greater than 50 ms in the low-pressure section inside a 150 mm diameter of shock tube. This study has important reference value for the calibration of transient pressure testing systems in aero engine, aerospace, medical and other fields.

Key words: pressure probe rake; calibration method; shock tube; transient pressure; rise time; aero engine

0 引言

压力探针梳能够测量航空发动机内部气流总压、马赫数等参数, 其测试状态包括稳态测试、

过渡态测试和动态测试。当航空发动机部分或全部性能相关变量随时间变化时, 就进入了过渡态工作^[1], 典型的过渡态包括起动、加速、减速等过程。当总压探针梳用于测量过渡态压力时, 受空

收稿日期: 2024-11-23; 修回日期: 2024-11-28

基金项目: 国家“十四五”计量技术基础科研项目(JSJL2023205A002)

引用格式: 赵国松, 史博, 李峰, 等. 基于突扩激波管的过渡态压力探针梳校准方法研究[J]. 计测技术, 2024, 44(6): 32-38.

Citation: ZHAO G S, SHI B, LI F, et al. Research on calibration method of transient pressure probe rakes based on expansion shock tube[J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(6): 32-38.



间、结构及温度的影响,其动态特性会发生较大变化,因此对压力探针梳进行过渡态压力校准十分必要。

众多研究者针对压力探针梳过渡态校准技术开展了研究。郝晟淳等人构建了涡轮过渡态试验环境,并研制了同步控制测试平台,利用某五级涡轮试验件进行了试验,但是该研究中仅考虑了内置传感器的频响,并未考虑整个探针梳的响应水平^[2]。秦皓等人利用核心机环形燃烧室进行了启动实验,基于0.5 m有限长引压管和尾部6 m半无限长管得到过渡态压力,并用管腔的阻尼特性解释了响应^[3],但实际上引压管的长度和介质均会对半无限长管动态特性造成很大影响^[4]。SAHIN F C等人通过开放空间切割射流的方式校准了单孔探头,频率达到10 kHz,但可校准的最大探头直径只有0.35 mm,且不能对多孔探头进行校准^[5]。

流体力学数值计算技术在激波与介质相互作用机理研究中占据较为重要的地位^[6-9],可应用于计算流体动力学流场,并以可视化方式解释激波管内的流场结构。张逸飞等人通过仿真的方式,研究了低压腔尺寸及传感器布设位置对快开阀指标的影响^[10]。快开阀是传统的突缩式装置,目前基于快开阀的校准方法仅能实现单个传感器或单孔的校准,且激波管的平台时间较短,如果采用基于快开阀的校准方法对引压管较长的压力探针梳进行校准,响应还未平衡激励信号就可能会下降。

现有的过渡态压力校准方法无法满足大尺寸过渡态压力探针梳的校准需求,针对此问题,本文提出基于突扩激波管的压力探针梳校准方法,利用FLUENT软件进行仿真,分析低压段的激波波系,并开展突扩激波管的压力测量实验,对平台压力持续时间和上升时间进行验证。

1 过渡态压力校准参数

进行过渡态压力探针梳校准时,校准装置能够装下整支压力探针梳,并能产生幅值可调的阶跃压力。根据JJG 624-2005《动态压力传感器检定规程》要求,校准装置的主要指标为上升时间和平台压力持续时间^[11-12]。上升时间根据压力探针梳对阶跃压力激励的响应曲线直接计算得出,响

应值从阶跃响应幅度的10%过渡到90%所需的时间即为上升时间。平台压力持续时间定义为压力在阶跃响应幅度 $\pm 5\%$ 内波动的时间。理想阶跃压力信号的响应如图1所示,其中 t_r 为上升时间, t_p 为平台压力持续时间, $\bar{u}$ 为压力的阶跃幅值。过渡态压力探针梳的上升时间小于0.1 s,对持续时间没有严格要求,不同测量参数变化一致即可^[1]。

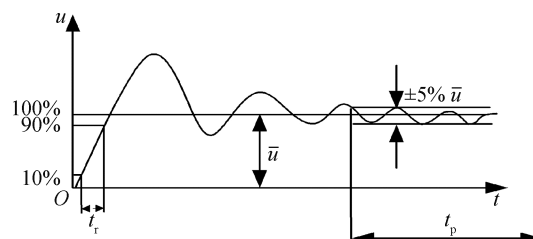


图1 理想阶跃压力信号的响应图

Fig.1 Response diagram of an ideal step pressure signal

2 突扩激波管仿真分析

为了分析突扩激波管的激波波系,并与后续实验数据进行比较,建立尺寸与实验中相同的突扩激波管仿真模型,其高压段长度为11 m,管腔直径为0.1 m,低压段长度为0.5 m,管腔直径为150 mm。

2.1 突扩激波管计算模型

研究对象为轴对称结构激波管,采用二维模型对计算区域进行建模,激波管计算区域示意图如图2所示。由于使用了轴对称模型,模型的大小只有实际激波管切面的一半。 $X=0$ m处定义为膜片位置,在距离膜片下游0.3 m位置处设置了1个压力监测点。突扩激波管计算区域主要由高压段、中间膜片、低压段三个部分组成,破膜方式为压差破膜,当高压段和低压段达到一定压差时,膜片破裂产生激波。

为了加速计算收敛,采用结构化的四边形网格对计算区域进行离散化。 X 、 Y 轴方向基础网格尺寸均设置为1 mm,低压段上方区域 Y 轴方向尺寸设置为0.5 mm。共划分580 000个四边形单元的均匀网格,网格质量超过95%^[13]。激波管膜片附近网格划分如图3所示。

采用FLUENT软件进行数值模拟,选择无黏模型,采用适用于高速可压缩流体的密度基隐式求

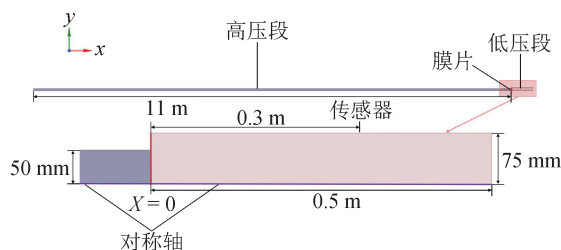


图2 激波管计算区域示意图

Fig.2 Schematic diagram of the simulation area of the shock tube

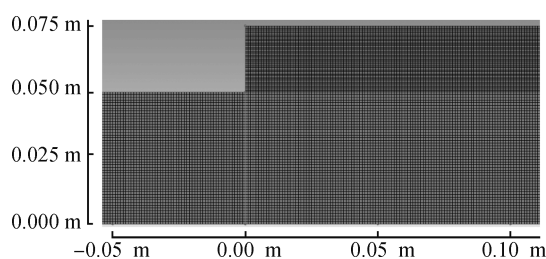


图3 激波管膜片附近网格划分

Fig.3 Grid partition around the diaphragm in shock tube

解器，求解器的时间类型设定为瞬态，采用Roe-FDS格式作为通量格式，空间离散采用二阶迎风格式，时间离散选用一阶隐性格式。为了加快收敛，库朗数设置为2，迭代步长选择 5×10^{-7} s，收敛标准对于连续性和动量方程的每次迭代均设置为 1×10^{-3} ，能量方程设置为 1×10^{-6} ，最大迭代次数为50次，确保每个时间步均收敛^[14]。

2.2 数值计算方法有效性验证

以Sod一维激波管问题的解析解为基准，验证数值计算方法的有效性。Sod激波管是一类等径的激波管，其存在解析解，通过对比可以验证仿真过程中网格划分尺度、湍流模型选择、时间步长大小以及空间、时间离散方法的准确性。在Sod问题中，理想的膜片将激波管高压段和低压段中的流体分隔开。高压段和低压段中的流体最初均处于静止状态，高压段压力设置为100 000 Pa，密度设置为1.16 kg/m³；低压段压力设置为10 000 Pa，密度设置为0.116 kg/m³。在求解过程中，使用二维轴对称ANSYS Fluent模型模拟长度为1 m、直径为200 mm的激波管。X、Y轴方向基础网格尺寸均设置为1 mm，共划分200 000个四边形单元的均匀网格。隔膜位于管的中间，空气密度满足理想气体状态方程，网格尺寸与求解器设置均与突扩激

波管仿真一致。解析解和仿真解对比如图4所示。比较隔膜破裂0.5 ms后整个管道的压力、密度和速度分布可以看出，两种方法得到的压力分布非常一致，证明了数值计算方法的有效性。

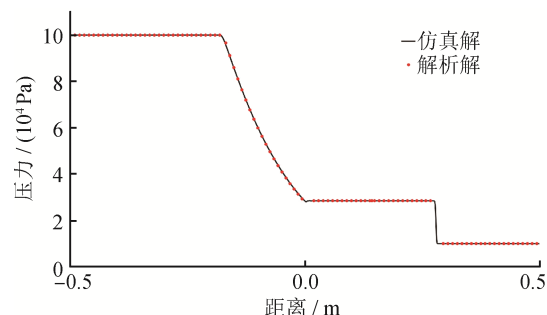


图4 解析解和仿真解对比图

Fig.4 Comparison diagram of analytical and simulated solutions

2.3 数值计算结果

为与后续实验结果进行验证，将数值计算的初始条件设置为与实验相同。低压段初始压力为0.101 MPa，高压室初始压力为0.201 MPa，温度条件为常温，即300 K。激波管膜片破碎前后，整个管腔内的压力、密度分布变化过程如图5所示。

根据图5分析膜片破碎后突扩激波管内激波系变化过程。膜片打开后，激波向突然扩张的管中传播，靠近轴心的激波保持平面形状，激波外缘弯曲；到达突扩管壁后，形成反射激波，膨胀波向反方向传播，同时接触面附近形成涡环，向下游传播^[15]。突扩管壁的反射激波会追上前面的人射激波，形成更强的平面激波。平面激波碰到端面后会形成端面的反射激波，继续向X轴负方向传播，到达膜片的台阶后，会形成两种波：①继续向高压段传播的激波；②经过台阶反射形成的压缩波，向X轴正方向传播。如此反复，突扩激波管低压段后段压力变得均匀。

激波管壁面监测点压力随时间变化情况如图6所示。低压段监测点处初始压力不变，激波经过后压力阶跃上升，端面的反射激波到达时二次阶跃升高，端面的反射激波经过台阶后又发生了反射，压力再次上升，但是压力曲线斜率明显降低。随着反射次数的增加，压力曲线斜率逐步降低，最终低压段监测点压力趋于稳定。

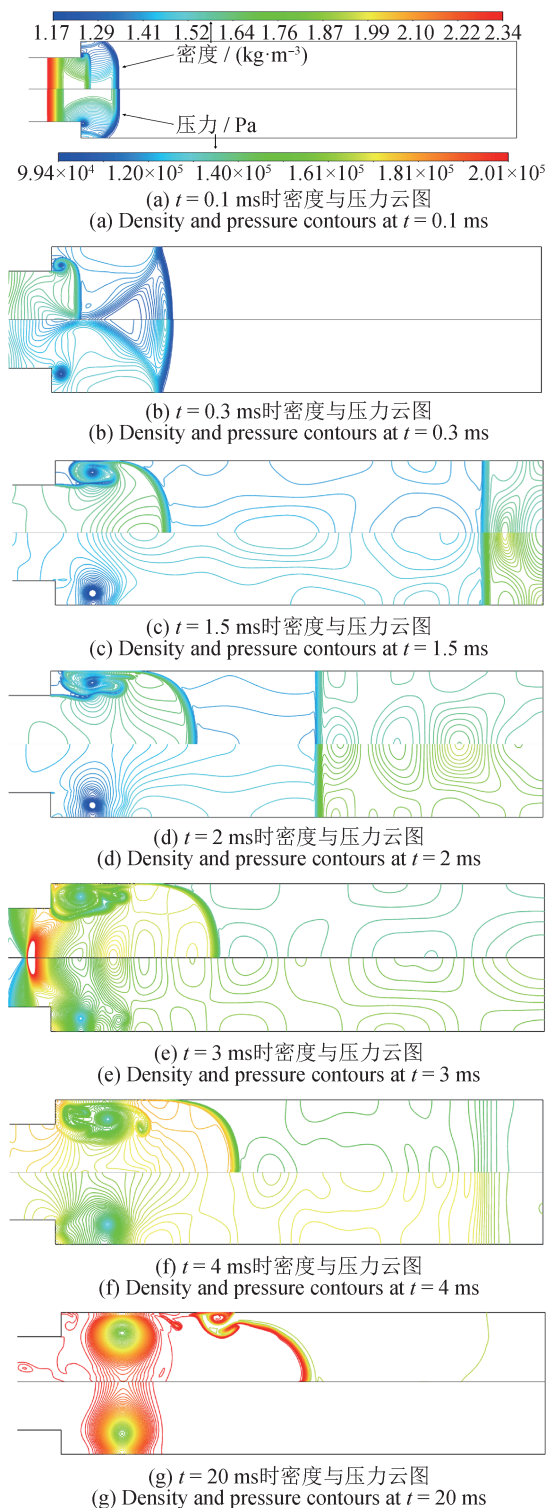


图5 突扩激波管内流体瞬时密度和压力云图

Fig.5 Diagram of instantaneous density and pressure contour of fluid in expansion shock tube

3 突扩激波管实验

利用中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所动态压力测试与校准实验室的激波

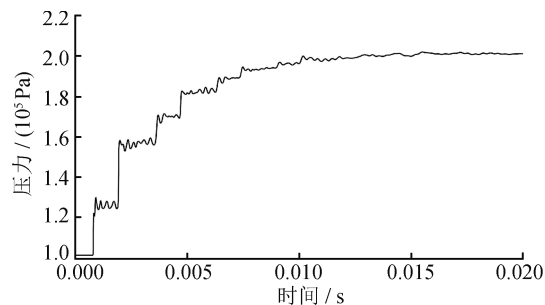


图6 壁面监测点压力变化

Fig.6 Pressure changes at the monitoring point on the wall

管进行实验,如图7(a)所示。在激波管低压段距端部200 mm处的侧壁以及端部各安装1个压力传感器,监测低压段内的压力变化情况。采用8530C-100型传感器测量压力,利用Model 136型放大器对传感器电压进行放大。使用厚度为0.07 mm的软铝膜片以及厚度为0.07 mm的硬铝膜片开展实验。软铝膜片更容易破裂,利用其进行实验能够满足小膜压比的需求。软铝膜片与硬铝膜片破裂图如图7(b)所示。采样频率设置为1 000 000 Hz,采集100 ms的数据。

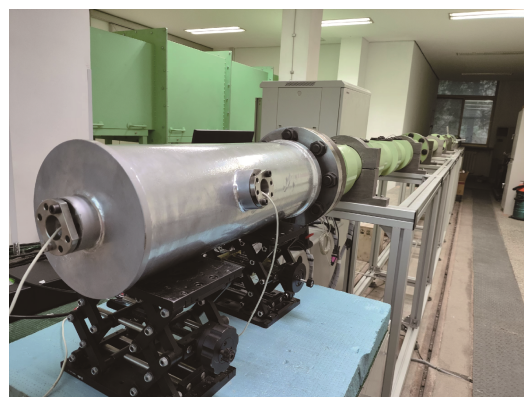
(a) 实验装置
(a) Experimental device(b) 软铝膜片(左)与硬铝膜片(右)破裂图
(b) Rupture diagram of soft (left) and hard (right) aluminum diaphragms

图7 突扩激波管实验图

Fig.7 Experimental diagram of expansion shock tube

使用1张硬膜片进行实验,比较侧壁与底部压力值随时间的变化情况,结果如图8所示,可以看出端壁和侧壁安装的压力传感器监测的压力变化趋势相同。由于侧壁安装的传感器首先感受到入射激波,端壁和侧壁监测的上升时间存在差异,如图8中的局部放大部分所示。根据实验数据,对不同位置下上升时间和平台压力进行计算,结果如表1所示。端壁安装传感器和侧壁安装传感器监测的平台压力差异在实验误差允许的范围内。在对压力探针梳响应时间测试时,往往采用侧壁插入式的安装方式,故下文主要分析侧壁传感器随管径和膜压比的压力变化情况。

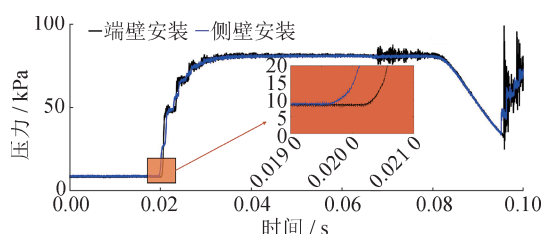


图8 突扩激波管侧面和端面压力变化

Fig.8 Expansion shock tube side and end face pressure changes

表1 不同位置下上升时间和平台压力

Tab.1 The rise time and platform pressure at different positions

传感器安装位置	上升时间/ms	平台压力/kPa
端壁	5.8	72.8
侧壁	6.8	72.1

截取同样时间内的实验数据与仿真数据进行对比,结果如图9所示。在相近的阶跃压力情况下,实验得到的压力曲线与仿真得到的压力曲线变化规律相同,均能明显地体现入射激波、反射激波以及多次反射的压缩波,说明仿真能较好地反映突扩激波管的压力变化过程。

不同膜片破碎后,激波管中阶跃压力幅值以及平台压力持续时间不同。3组不同膜压比条件下,底端面处压力值随时间的变化曲线如图10所示。3组实验的阶跃压力不同,但都有较长的平台压力持续时间,说明通过使用不同膜片能够实现不同压力量程的校准。

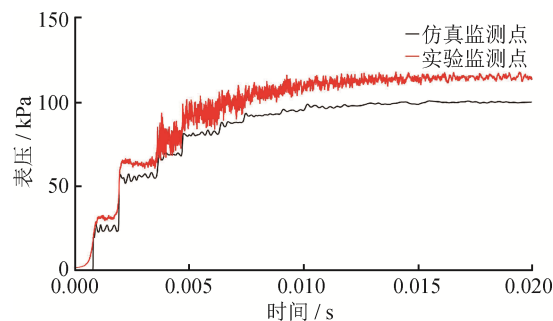


图9 仿真和实验压力监测点对比图

Fig.9 Comparison diagram of simulated and experimental pressure

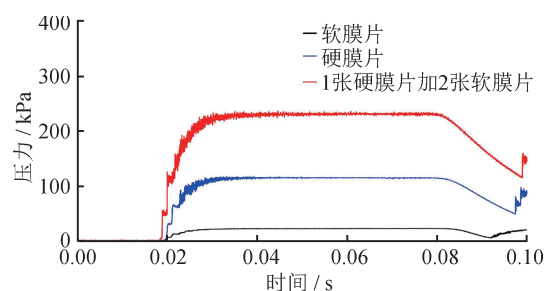


图10 使用不同膜片实验时侧面压力变化

Fig.10 Side pressure changes for experiments with different diaphragms

对突扩激波管在不同膜压比下的上升时间和平台压力持续时间进行统计,结果如表2所示。根据表2可知,阶跃压力大的实验中获得的上时间较长,平台压力持续时间略短。

表2 不同初始状态下上升时间和平台压力持续时间

Tab.2 The rise time and duration of platform pressure at different situations

膜片种类	上升时间/ms	平台压力持续时间/ms
软膜片	5.81	54
硬膜片	6.86	51
1张硬膜片加2张软膜片	8.10	50

4 结论

对突扩激波管的上升时间和平台压力持续时间进行了仿真分析和实验研究,结果表明:低压段内压力受入射激波、反射激波和多次反射的压缩波影响最终达到平衡,仿真和实验得到的压力

监测曲线变化规律一致,验证了基于突扩激波管的过渡态压力探针梳校准方法的可行性。该方法能够满足尺寸小于等于150 mm,上升时间在10 ms量级以上的探针梳的过渡态压力校准需求,并且校准的平台压力持续时间大于50 ms。

基于突扩激波管的过渡态压力探针梳校准装置与基于快开阀的压力探针梳校准装置相比,体积更小;与基于普通激波管的压力校准装置相比,其低压腔室的平台持续时间更久,并且可以根据压力探针梳的尺寸更换不同大小的腔室,应用范围更广。本文的研究成果为促进过渡态压力计量技术发展提供了有力支撑,为航空发动机力学特性测试提供了重要保障。

参考文献

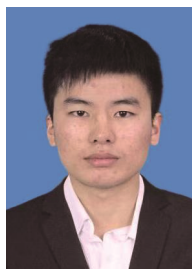
- [1] 钱秋朦,但志宏,张松,等.航空发动机过渡态实验进气压力线性自抗扰控制方法[J].航空动力学报,2019,34(10):2271-2279.
- QIAN Q M, DAN Z H, ZHANG S, et al. Linear active disturbance rejection control method for intake pressure control in aero-engine transient test[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2271-2279. (in Chinese)
- [2] 郝晟淳,高飞龙,陈强,等.多级涡轮过渡态气动热力学性能实验[J].测控技术,2024,43(1):89-98.
- HAO S C, GAO F L, CHEN Q, et al. Transition state aerodynamic and thermodynamic performance experiment of multi-stage turbine[J]. Measurement & Control Technology, 2024, 43(1): 89-98. (in Chinese)
- [3] QIN H, WANG W. Transient aerodynamic performances and pressure oscillations of a core engine combustor during start up[J]. Aerospace Science and Technology, 2021(2). DOI: 10.1016/j.ast.2021.106838.
- [4] 王洪博,杨扬仲夫,王晓文,等.压力介质对带引压管路压力测试系统动态特性影响[J].计量学报,2023,44(4):568-574.
- WANG H B, YANG Y Z F, WANG X W, et al. Effects of pressure medium on dynamic characteristics of pressure measuring system with transmission pipe[J]. Acta Metrologica Sinica, 2023, 44(4): 568-574. (in Chinese)
- [5] SAHIN F C, SCHIFFMANN J. Dynamic pressure probe response tests for robust measurements in periodic flows close to probe resonating frequency [J]. Measurement Science & Technology, 2018. DOI: 10.1088/1361-6501/aa9cf4.
- [6] 汪东旭,张尊华,梁俊杰,等.激波管内黏性流场流动数值模拟[J].武汉理工大学学报:交通科学与工程版,2021,45(3):492-498.
- WANG D X, ZHANG Z H, LIANG J J, et al. Numerical simulation of viscous flow field in shock tube[J]. Journal of Wuhan University of Technology: Transportation Science & Engineering, 2021, 45(3): 492-498. (in Chinese)
- [7] MORADI A, FARD F M, MANI M, et al. Experimental and numerical investigation of AUT shock tube[J]. European Journal of Experimental Biology, 2012, 2(5): 1820-1826
- [8] CHANG K S, KIM J K. Numerical investigation of inviscid shock wave dynamics in an expansion tube[J]. Shock Waves, 1995, 5(1/2): 33-45.
- [9] HOTHAZIE M V, BUNESCU I, STOICAN M G, et al. Investigating the effectiveness of vortex generators in aviation through high-fidelity CFD analysis[J]. INCAS Bulletin, 2024, 16(3). DOI: 10.13111/2066-8201.2024.16.3.5.
- [10] 张逸飞,孔德仁,施宇成.快开阀装置阶跃压力上升时间影响因素研究[J].测试技术学报,2021,35(2):107-113.
- ZHANG Y B, KONG D R, SHI Y C. Research on influencing factors of step pressure rise time of quick-opening valve device[J]. Journal of Test and Measurement Technology, 2021, 35(2): 107-113. (in Chinese)
- [11] 杨军,薛斌.激波管管长对阶跃压力波形的影响分析[J].振动与冲击,2019,38(3):252-257.
- YANG J, XUE B. Effects of shock tube length on step pressure waveform [J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(3): 252-257. (in Chinese)
- [12] 陈晓松,李峰,李天然.噪声对阶跃信号上升时间测量不确定度的影响[J].计测技术,2024,44(1):107-114.
- CHEN X S, LI F, LI T R. The impact of noise on the measurement uncertainty of step signal rise time [J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(1): 107-114. (in Chinese)
- [13] ISMAIL A, EZZELDIN M, EL-DAKHAKHNI W, et al. Blast load simulation using conical shock tube systems [J]. SAGE Publications Sage, 2020(2). DOI: 10.1177/2041419619858098.

- [14] 张光, 崔宝玲, 金英子, 等. 微型激波管内部激波特性的数值模拟[J]. 浙江理工大学学报: 自然科学版, 2015, 33(6): 805-811.

ZHANG G, CUI B L, JIN Y Z, et al. Numerical simulation of shock wave characteristics in micro shock tubes [J]. Journal of Zhejiang Sci-Tech University (Natural Sciences), 2015, 33(6): 805-811. (in Chinese)

- [15] ABATE G, SHYY W. Dynamic structure of confined shocks undergoing sudden expansion [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(1): 23-42.

(本文编辑: 刘圣晨)



第一作者: 赵国松(1998—), 男, 助理工程师, 硕士, 主要研究方向为动态压力计量测试。