

DOI: 10.11883/bzycj-2020-0207

高速斜入水和水平入水气炮水箱实验系统*

刘二伟¹, 徐胜利¹, 周杰¹, 左金东²

(1. 清华大学航天航空学院, 北京 100084;

2. 中国科学技术大学工程科学学院, 安徽 合肥 230026)

摘要: 为开展模型高速斜入水和水中高速航行的水流场实验研究, 研制了立式和卧式气炮与水箱组合的实验系统。通过快速阀和活塞阀控制气炮激发和驱动状态, 一级气炮采用高压空气直接驱动弹托和模型, 二级气炮采用高压空气驱动重活塞压缩使集气腔中产生高压气体, 再驱动弹托和模型达到预定速度。通过调节水箱和发射管角度, 使高速模型斜入水或水平入水。其中, 立式可变发射角二级气炮可发射质量 1~1000 g 的模型至 2500 m/s 最大速度, 卧式一级气炮可发射质量 1~100 kg 的模型至 300 m/s 最大速度。和小气室、高燃气压力火药驱动方式相比, 新型气炮采用大体积、中低驱动压力气室, 高压气体更接近等熵膨胀做功, 调节高压气体压力, 能较好地满足模型质量和速度的宽范围要求。结合光反射通断法测速、高速摄影和阴影流场显示等测量技术, 得到立式气炮压缩管重活塞运动速度、压缩管末端压力时间曲线和模型倾斜与水平入水的流场阴影图像。结果表明: 重活塞速度在膜片破裂前和理论计算值符合较好, 但破膜后差异较大。立式气炮流场阴影图像反映了模型斜入水产生的空中和水中激波以及在气水界面的反射激波、空泡形成和侧向气水界面的破碎与飞溅等现象。从卧式气炮的模型水平入水阴影图像提取气泡轮廓, 清楚地看出尾部气泡气水界面的波动和失稳。和商业计算软件 Fluent 计算结果相比, 空泡上游区域基本重合, 但尾流区域强湍流导致两者存在明显差异。和水洞实验相比, 气炮水箱实验系统近真实地再现高速入水过程伴随的冲击和动态空化等物理现象和模型尺度效应。

关键词: 一级和二级气炮; 流场显示; 水中航行; 高速入水

中图分类号: O368 国标学科代码: 1302567 文献标志码: A

Development of gas guns combined with a water tank for launching high-velocity projectiles into water obliquely and horizontally

LIU Erwei¹, XU Shengli¹, ZHOU Jie¹, ZUO Jindong²

(1. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. School of Engineering Science, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, Anhui, China)

Abstract: Gas guns with a water tank assembly, were developed for launching projectiles into water obliquely and horizontally. The burst of gas guns was controlled by the quick valve and the piston valve. The cartridges and models in the one-stage gas gun were directly driven by high-pressure air. The heavy piston in the two-stage gas gun was driven by high-pressure air first, and then compressed the air in the gas-gathered chamber to drive the cartridges and models to the predetermined high-speed. By adjusting the angle between the water tank and the launching tube, the high-speed model can entry into water either obliquely or horizontally. The vertical gas gun with variable launch angles, is capable of launching a projectile with mass ranged from several to hundreds of grams at speed ranged from hundreds to thousands of meters per second. The horizontal gas gun can launch the projectile with mass ranged from several to tens kilograms at speed ranged from several to hundreds of meters per second. In contrast to a powder gas gun using small chamber filled with vitiated gas at high

* 收稿日期: 2020-06-22; 修回日期: 2021-12-02

基金项目: 跨水空介质基础科研项目(JCKY2018203B025)

第一作者: 刘二伟(1988—), 男, 博士, liuerwei@mail.tsinghua.edu.cn

通信作者: 徐胜利(1965—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, slxu@mail.tsinghua.edu.cn

pressure and temperature, these gas guns are distinguished for the large volume air reservoir run at medium even low pressure, and characterized by a wide range of mass and speed of the projectile by adjusting the air pressure, which is close to isentropic expansion. Based on light reflection and beam on-off methodology, high-speed photography and shadowgraphy measurements, the results including the piston velocity in compression tube, the pressure time history at the end of the compression tube and the shadowgraph images of water entry and underwater navigation, were obtained. The results show that the piston velocities are in good agreement with the theoretical calculation before the diaphragm bursting, after which the difference increases. The high-speed shadowgraphs in the vertical gas gun clearly indicate the shock waves in the air and water generated by the oblique impacting of the projectile into the water, as well as the reflection of the shock wave on the gas-water interface, where the formation of cavitation, the break and splash of the interface are observed either. A gas bubble induced by water and enroled air envelopes, which is extracted from the images in the horizontal gas gun, clearly indicates the fluctuation or instability along the gas-water interface close to the bubble rear. Compared with the numerical results by the commercial software fluent, the obtained bubble lineament basically coincides except at rear due to strongly wake turbulence attached to the projectile. In contrast to the water tunnel, the test rigs in this paper are superior in wide range of mass and speed, as well as reproducing real conditions such as impacting phenomenon and dynamic cavitation during the process of high-speed water entry.

Keywords: one and two-stage gas gun; flow field visualization; underwater navigation; high-speed water entry

具有重要应用前景的跨介质入水飞行器近年来得到广泛研究^[1]。和空气或水的单介质相比,气水介质密度相差约 800 倍,黏性系数相差约 59 倍,导致相同条件下飞行器所受阻力相差较大。对高速入水而言,该研究包含多相、动边界、尾部强湍流、相变和结构响应动力学、缩尺实验有效性等问题,如卷入空气或自然空化出现多相流场,高速入水产生的冲击载荷会引起飞行器结构动态变形和损伤。此外,高速入水实验涉及水空化压力和材料强度等绝对物理量模拟,采用相似率和相似参数等传统实验流体力学方法有较大局限性。考虑到实验涉及宽范围的模型尺度($10^0 \sim 10^3$ mm)、质量($10^0 \sim 10^5$ g)和速度($10^0 \sim 10^3$ m/s),需建造较大尺度实验装置^[2],再现高速入水物理力学过程,评估模型尺度效应对空化或卷入气泡、吸能材料和结构强度等的影响。分析表明:立式和卧式气炮与水箱组成的实验系统是较适合斜入水和水平入水的实验模拟装置。

气炮可将不同质量和尺寸的飞行器模型加速到预定速度^[3],被广泛应用于结构冲击动力学、高超声速气动物理现象研究,适合高速入水和水中航行的飞行器或发动机鸟撞、高速列车冲击、降落伞开伞和拦阻索冲击加载等实验研究。早期一级气炮多是轴向卧式火药炮,结构和操作简单,缺点是无法控制火药燃烧速率、药室燃气压力高、火药燃气腐蚀内壁导致保养困难和实验重复性差等。另外,若改变模型速度需要重新设计火药内弹道。同时,火药高燃速和膛压上升过快,导致模型(或活塞)加速度过大,可能导致上游驱动气体产生激波并造成总压损失。一级气炮适合驱动大质量实验模型至低速状态,二级和多级气炮适合发射小质量实验模型至高速状态。在结构上,二级气炮在一级气炮压缩管末端增加刻槽膜片并连接发射管(二级)和实验舱,小质量模型位于膜片下游。当膜片破裂,驱动气体在发射管加速模型运动。为提高驱动气体膨胀做功能力,通常选择声速大、摩尔质量小的气体,如氢气和氦气^[4-5]。为满足更高速度范围的实验需求,如模拟空间碎片撞击航天器^[6-7],三级气炮^[8-11]或组合驱动轻气炮^[12-13]也有所研制。

已有对模型入水的研究分为垂直入水和倾斜入水。针对 90° 锥头模型,黄振贵等^[14]用高速摄像拍摄了垂直低速入水的空泡形态演变过程,模型长度为 44 mm,直径为 8 mm,速度为 $0 \sim 4.71$ m/s。针对截锥头模型,罗驭川等^[15]对比分析了不同模型低速倾斜入水现象,得到了头部直径大小对截锥头模型入水空泡、运动速度、俯仰角的影响规律,模型长度为 35 mm,直径为 $2 \sim 4$ mm,速度低于 4 m/s。针对细长体模型,时素果等^[16]采用压力传感器测量模型表面压力,获得了模型高速入水过程中空泡形态和表面压力变化规律,模型长度为 800 mm,最大直径为 60 mm,速度为 60 m/s。陈诚等^[17]在预制舵角下得到了细长体模型入水产生的空泡流型、尾部压力和运动参数变化规律,对模型入水弹道偏转过程进行了分析研究,

模型长度为 840 mm, 最大直径为 60 mm, 速度为 70 m/s。针对平头、卵形和截卵形头部模型, 张伟等^[18]拍摄了模型入水和空泡扩展的详细过程, 分析了头型对模型入水弹道稳定性的影响, 模型长度为 28.4~43.6 mm, 直径为 12.65 mm, 速度为 35~160 m/s。针对平头和半球形头部细长体模型, Chen 等^[19]对高速入水模型的弹道稳定性进行了实验研究, 分析了头型、入水速度和角度对模型弹道稳定性的影响, 模型长度为 21~24 mm, 直径为 6 mm, 速度为 44~144 m/s。综合上述文献, 可以看出已有研究多针对低速入水(小于 200 m/s), 模型尺寸也较小。而高速入水和水中高速航行实验目的是发射大质量、大尺寸实验模型斜入水或水平入水, 模型质量和速度变化范围较大, 要求实验重复性好。因此, 本文研制立式和卧式气炮实验系统, 包括配套水箱和流场显示测量等装置, 并给出模型高速斜入水和水平入水航行的初步实验结果。

1 立式可变发射角一级/二级组合气炮水箱系统

开展入射角度范围较大(特别是小角度)斜入水实验, 轴向卧式结构布局存在局限性。图 1 所示为立式可变发射角一级/二级组合气炮示意图, 包括高压气室、压缩管、发射管和实验舱(即水箱)等。

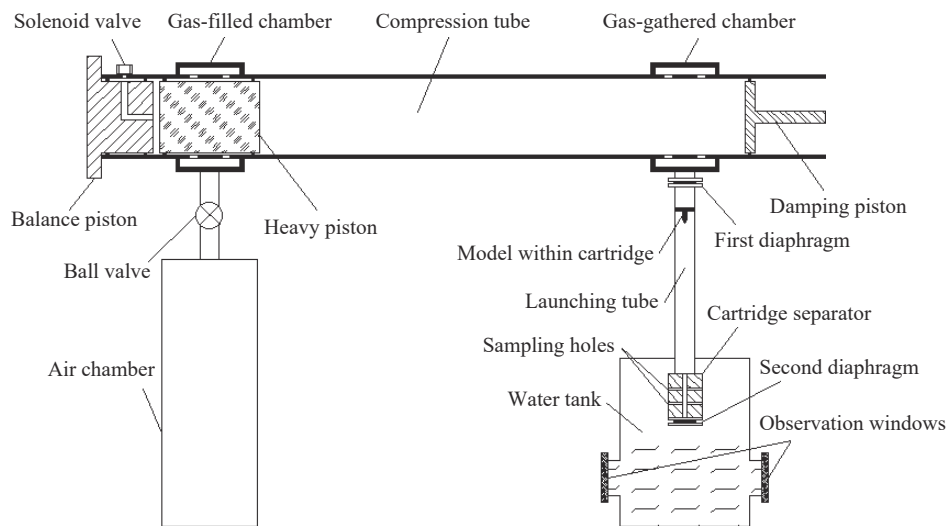


图 1 立式可变发射角二级气炮示意图

Fig. 1 Schematic of the vertical two-stage gas gun with a rotated launch tube

立式可变发射角二级气炮各部分的设计思路和结构简要介绍如下:

(1) 气炮通常采用高温高压燃气或常温高压空气驱动重活塞(或模型)。考虑到使用成本和安全性等因素, 高压空气驱动方式更为普遍。高压气室可分为两类: 一类是高压、小容积; 另一类是低压、大容积。前者和火药燃气炮类似, 气室和重活塞尾部气体压比高, 当气路连通可能会形成声速喉道, 节流产生的稀疏波导致重活塞尾部压力低、推力下降, 即高压空气做功效率降低。本文气室采用大容积、中低压(<4 MPa)方案, 高压气罐内径为 320 mm, 长为 3 m, 容积约为 0.241 m^3 , 采用立式布置。气罐高压空气由空气压缩机提供, 最高可达 4 MPa, 满足实验使用需求。

(2) 大容积气室和气炮压缩管连接需设计快速阀, 要求快速阀开启时间为毫秒量级, 以快速打开连接通道, 这是气炮研制的难点之一。和文献[4]不同, 本文中在压缩管外侧安装环形充气腔和大口径球阀连接, 并在充气腔内周向设置 8 个进气道(长 120 mm, 宽 15 mm), 利用重活塞位置和自身长度(470 mm)形成活塞阀, 当重活塞滑过进气道, 气室和压缩管相互连接实现侧向进气, 消除侧向进气产生的横向载荷。在平衡活塞内部设计通气道, 配合压缩管左端电磁阀充入高压空气, 控制活塞阀的开关状态。

(3) 压缩管内径为 125 mm, 长为 7.91 m, 轴线离地面 6 m 且水平放置。为消除气炮在实验过程中产生的后坐力, 压缩管两端的平衡和阻尼活塞均为可移动活塞, 并在可移动活塞表面周向布置 O 形圈密

封, 保证压缩管只受摩擦力作用, 在重活塞运动过程中保持稳定。阻尼活塞由液压油缸驱动, 由安装在油缸头部的聚氨酯板和复位弹簧组成, 能有效缓冲和吸收重活塞在压缩终点附近的剩余动能, 防止重活塞刚性撞击造成设备损坏。图 1 中液压缸直接作用于端部阻尼块, 防止其轴向运动。类似地, 为保证实验稳定性和重复性, 充气腔和集气腔与压缩管之间为滑动连接, 该结构可保证即使重活塞运动时压缩管产生位移和振动, 集气腔和连接的发射管仍可保持不动, 这是本文设备不同于其他气炮之处。

(4) 集气腔和充气腔结构类似。对集气腔而言, 为减小余隙容积, 需保证高温高压气体进入集气腔时, 重活塞运动到压缩管右端, 再次形成类似的活塞阀。集气腔体积对压缩管终态参数有重要影响。若体积太大, 导致驱动气体压力和温度不高, 会降低破膜压力和模型速度。综合结构设计和驱动效率考虑, 本文中设计集气腔内径为 200 mm, 长为 196 mm, 其容积为 3.85 L。

(5) 发射管和集气腔连接处设置前夹膜段, 安装预置铣槽的金属膜片(钢膜或铝膜)。由理论估算得知, 当发射管和压缩管截面积比为 1 : 9, 可获得压力驱动增益大于 80%, 因此确定发射管内径为 40 mm。考虑到水面受重力作用无法倾斜, 需设计可变角度的发射管以满足斜入水模型要求。图 2 所示为立式气炮侧视图(L 形布置)。从图 2 看出, 发射管可变角度范围为 $45^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 。发射管长度最大为 6 m, 可根据角度需要调节长度。发射管出口安装内置导向管和测速孔的弹托捕捉器, 采用撞击方式分离弹托和模型。弹托捕捉器还具有侧向泄气功能, 以减弱模型入水前尾流对气水界面的影响。为保护弹托捕捉器, 同时降低弹托质量, 本文中弹托材质为聚四氟乙烯。导向管出口设置后夹膜段, 安装双向拉伸聚丙烯薄膜(biaxially oriented polypropylene, BOPP), 隔离外部空气环境, 方便调节发射管内初始压力。

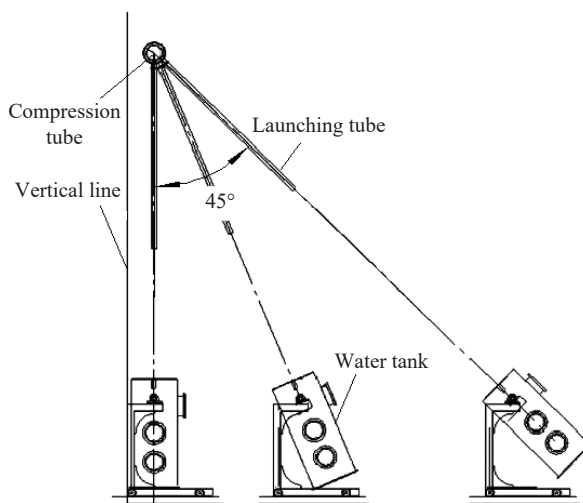


图 2 立式气炮可变发射角侧视图

Fig. 2 Profiles of variable incident angle of the vertical gas gun

丙烯薄膜(biaxially oriented polypropylene, BOPP), 隔离外部空气环境, 方便调节发射管内初始压力。

(6) 图 2 中实验舱可在导轨上前后移动, 并通过支架调节俯仰, 同时和发射管滑动连接, 满足发射角度变化要求。实验舱内径为 0.5 m, 长为 1.2 m, 在两侧各布置 2 个观察窗, 用于光学测量。为防止模型直接撞击舱底, 应在实验舱底部和侧边布置缓冲材料(如硬橡皮或金属板)进行防护。

立式气炮实验过程简述如下: 实验前, 将气罐充入预定压力的高压空气; 将压缩管、发射管抽真空, 再向压缩管中充入指定气体至指定压力; 向实验舱注水。实验开始时, 从激发孔充入高压空气, 驱动重活塞向右移动。当重活塞滑过充气腔进气道, 气罐中高压气体从环形集气腔迅速充入重活塞和平衡活塞之间, 并推动重活塞加速右移, 使压缩管中气体充入集气腔。理想情况下, 随着集气腔压力、温度升高, 重活塞速度迅速下降, 当重活塞和聚氨酯块距离接近为零, 重活塞速度正好降为零, 将压缩管中气体完全充入集气腔中。当集气腔气体压力达到破膜压力, 膜片破裂, 推动弹托和模型加速运动。在发射管出口, 通过捕捉器将弹托碰撞分离, 高速模型在导向管内运动并穿透末端 BOPP 膜片, 进入空气中飞行至实验舱水面, 斜侵入水中减速直至静止。

2 卧式一级气炮水箱实验系统

为满足大质量(几到几百千克)、大尺寸(最大外径为 200 mm, 长度不限)和低速(几到 200 m/s)模型入水和水中航行实验需求, 本文卧式一级气炮和水箱实验系统如图 3 所示, 其主要组成部分有: 高压气室、压缩管、泄气段和实验舱等。和立式气炮类似, 卧式一级气炮采用高压气体驱动弹托和模型, 在压缩管中加速运动, 最终以较高速度进入实验舱。其中, 高压气罐内径为 320 mm, 长为 3 m; 压缩管内径为 200 mm, 长为 10 m; 实验舱内径为 1 m, 长为 5 m。高压气罐通过活塞阀连接压缩管外部充气腔, 再由平

衡活塞内高压气孔控制激发状态。压缩管末端和实验舱之间安装泄气段、可重复使用弹托捕捉器、气动闸板阀(内径为 150 mm)和夹膜段。其中,泄气段将弹托下游气体侧向排出,以免进入水箱并影响模型入水流场。采用可重复使用的弹托捕捉器分离模型和弹托。闸板阀和实验舱之间夹有 BOPP 膜片,当模型进入实验舱且膜片破裂后,闸板阀及时关闭,防止实验舱内的水流出进入泄气段和压缩管。实验舱两侧各安装 4 个直径为 300 mm 的观察窗,用于光学拍摄测量,顶部同样安装直径为 300 mm 的观察窗,针对片光 Mie 散射、粒子成像测速(particle image velocity, PIV)等测量方法提供进光或标定路径。实验舱末端安装防撞块,并将实验舱整体放置于可沿轴向移动导轨上,以削弱高速模型对实验舱的撞击作用。

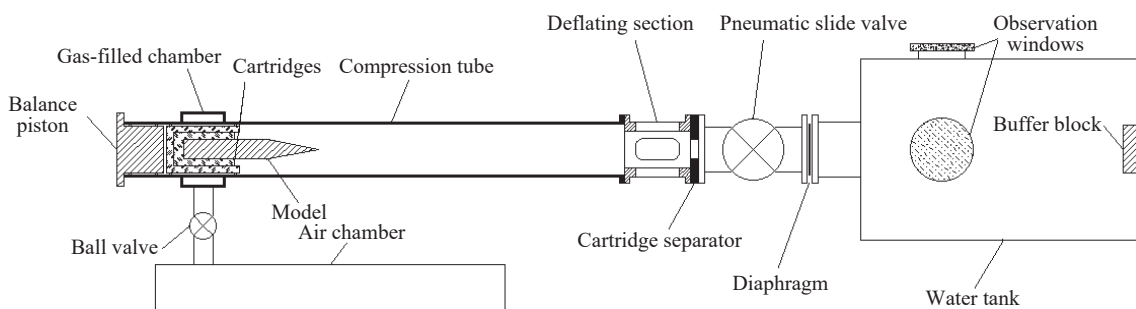


图 3 卧式一级气炮总体结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the global structure of the horizontal one-stage gas gun

3 实验测量装置

3.1 重活塞速度测量

为认识压缩管终点附近破膜前后重活塞运动状态,采用基于光反射的通断法测量压缩管中重活塞速度。图 4 所示为立式气炮压缩管单个测点测量活塞速度的光路示意图。从图 4 看出,在压缩管壁设置测速孔安装光纤座,通过输入和输出光纤分别连接光纤座和短弧氙灯光源(非激光光源)、光纤座和光电二极管。在重活塞表面间距 376 mm 的凹槽处粘贴 2 道反光铝箔。当重活塞带动反光铝箔依次运动至测速孔,对应通道光电二极管将接收 2 次脉冲光信号,根据反光铝箔间距和光信号时间差即可得到测点处重活塞速度。考虑重活塞长度和运动限制,重活塞行程约为 6 m。在压缩管上设置 11 个测速孔,测速区长度为 6.1 m。

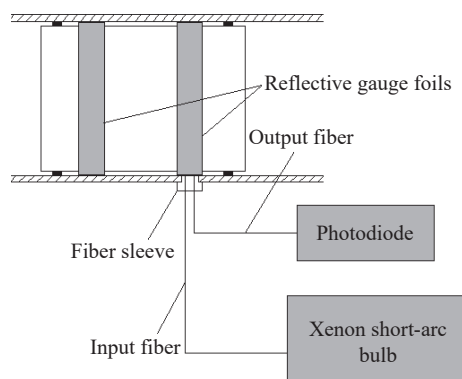


图 4 光反射测速法示意图

Fig. 4 Schematic diagram of velocity measurement with light reflection

安装重活塞前,需仔细检查反光铝箔是否干净平整,以保证较高的光反射效率。输入光纤将发射光导向重活塞凹槽的反光铝箔,再用同一站点的输出光纤导出反射光。要说明的是,为方便显示,图 4 中输入和输出光纤的水平位置存在差别,实际上两者水平位置相同。另外,原理上可采用加速度传感器测量重活塞加速度,但受过载和振动影响,由加速度积分得到的速度比光反射法直接测得的速度精度低很多。

3.2 立式气炮阴影测量

图 5 所示为立式气炮的带观察窗实验舱测量系统示意图。由于设备限制,本文中阴影测量实验分为 2 组:一组采用脉冲火花光源(KDH-1 型),配合单反相机(Nikon D60)的 B 门常开模式拍摄;另一组采用连续 8W-532nm 激光器(SUMZG-5000B),配合高速摄影相机(Photron Fastcam SA-Z)拍摄。除激光器采用的扩束器外,2 组阴影测量装置相同。在发射管末端夹膜段后安装模型测速段,其原理基于光反射

法, 和图 4 中的重活塞测速装置相同。考虑到模型体积较小, 在模型表面镀铬, 提高光反射效率, 根据测速段上 2 个测速孔(间距 50 mm)采集的反射光信号, 得到高速模型进入空气前的平均速度。2 组实验均采用测速信号触发延时器 DG535 输出 TTL 电平, 再由 TTL 电平触发火花光源或高速摄影相机。

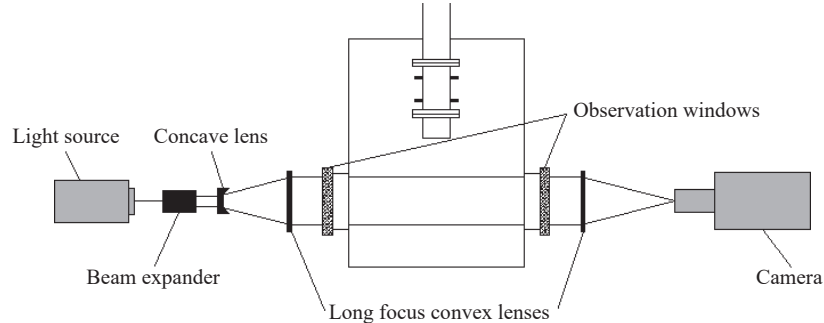


图 5 立式气炮阴影测量系统光路示意图

Fig. 5 Schematic diagram of optical path of shadow measurement of the vertical gas gun

3.3 卧式气炮阴影测量

图 6 给出卧式气炮阴影测量光路示意图。和立式气炮阴影测量相比, 卧式气炮观察窗直径更大(250 mm), 采用大直径(300 mm)凹球反射镜代替凸透镜产生平行光, 并采用 Z 形布置。同时由于场地限制, 采用反射镜来扩展光路。类似的, 在泄气段上安装基于光通断法的模型测速装置, 在模型入水前将测速光信号通过延时器 DG535 转化为 TTL 电平控制高速摄影相机拍摄。同时, 采用 TTL 电平触发电二极管触发模型随体测量的光电管和继电器, 启动模型随体加速度测量数据采集系统, 实现模型在线测量和水箱侧向流场显示的时间同步控制。

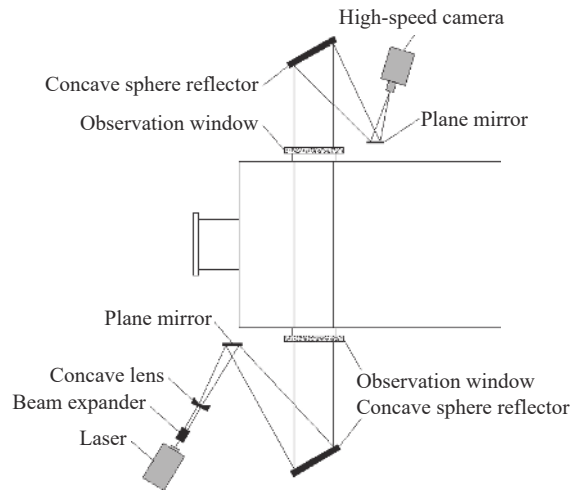


图 6 卧式气炮实验舱和阴影测量系统光路示意图

Fig. 6 Schematic diagram of optical paths of shadow measurement of the horizontal gas gun

4 结果分析

4.1 重活塞速度计算

重活塞速度是气炮性能指标的重要参数, 和集气腔气体终态参数、模型底压和膜片破裂过程等密切相关。下面首先给出理想情况下重活塞速度理论计算。

针对自由活塞运动, 忽略压缩过程中壁面热传导、重活塞和壁面摩擦以及由高压驱动气体速度和重活塞运动产生的波系, 近似认为该过程等熵, 并假设被压缩气体满足量热完全气体状态。则被压缩气体受重活塞等熵压缩后的内能增加为:

$$U_c = c_v(T_m - T_i) = \frac{R(T_m - T_i)}{\gamma - 1} = \frac{p_m V_m - p_i V_i}{\gamma - 1} \quad (1)$$

式中: c_v 为被压缩气体定容比热, 下标 m 表示压缩过程中间状态, i 表示初始状态, T 为被压缩气体温度, p 为压力, V 为体积, γ 为比热比, R 为理想气体常数。

经验表明, 当气室和压缩管容积比为 2~2.5 时, 可采用等底压假设粗略估计重活塞的质量、运动速

度和初始压力之间的关系。因此, 假设高压气室的压力 p_r 在压缩过程中近似保持不变, 则高压驱动气体做功为:

$$W = p_r(V_i - V_m) \quad (2)$$

又有重活塞动能变化为:

$$E_m = \frac{1}{2}m_p u_p^2 \quad (3)$$

式中: m_p 为重活塞质量, u_p 为重活塞速度。

根据能量守恒定律, 有:

$$W = U_c + E_m \quad (4)$$

将式 (1) ~ (3) 代入式 (4), 得到:

$$p_r(V_i - V_m) = \frac{1}{2}m_p u_p^2 + \frac{p_m V_m - p_i V_i}{\gamma - 1} \quad (5)$$

同时根据气体等熵关系, 有:

$$p_i V_i^\gamma = p_m V_m^\gamma \Rightarrow \frac{p_m}{p_i} = \left(\frac{V_i}{V_m}\right)^\gamma = \left(\frac{\frac{\pi d^2 L}{4}}{\frac{\pi d^2 (L-x)}{4}}\right)^\gamma = \left(\frac{L}{L-x}\right)^\gamma \quad (6)$$

式中: d 为压缩管直径, L 为压缩管有效长度, x 为重活塞位移。将式 (6) 代入式 (5), 得到重活塞速度为:

$$u_p = \sqrt{\frac{\pi d^2}{2m_p} \left\{ p_r x - \frac{p_i L}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{L}{L-x}\right)^{\gamma-1} - 1 \right] \right\}} \quad (7)$$

要说明的是, 式 (7) 仅适用于重活塞压缩过程, 即 x 和 p_m 单调增大, V_m 单调减小。当膜片破裂 (p_m 减小) 或膜片未破裂而重活塞反弹 (x 减小), 式 (7) 不再适用。

4.2 重活塞速度测量

4.2.1 破膜工况重活塞速度测量

针对膜片破裂工况, 图 7 所示为重活塞速度沿压缩管轴线分布。图 7 表明: 压缩初期, 重活塞速度迅速上升, 随后重活塞速度缓慢上升。膜片破裂后, 重活塞速度迅速上升。当重活塞封闭集气腔, 接近压缩终程时, 其速度迅速下降。图 7 中还给出根据式 (7) 估算得到的重活塞速度沿压缩管轴线的变化曲线 u_p-x , 方程各参数取值为 $d = 0.125$ m, $m_p = 40$ kg, $p_i = 0.1$ MPa, $p_r = 0.8$ MPa, $L = 6$ m, $\gamma = 1.4$ 。对比计算值和测量值, 结果表明: 未破膜前, 重活塞速度计算值和测量值变化规律相似, 只是数值略有差别, 这可能是由于重活塞周向密封和压缩管壁之间存在较大摩擦。但破膜后两者有较大差别, 表现为重活塞速度在压缩末期急剧上升, 这是由于理论估算无法考虑膜片破裂后的情况。

图 8 所示为集气腔内气体压力 (p_c) 随时间变化曲线。图 8 表明: 压缩初期, p_c 缓慢上升; 压缩后期, p_c 快速上升; 膜片破裂过程中, p_c 波动较剧烈, 并出现一定的压力平台; 破膜后, p_c 急剧下降。集气腔压力在膜片破裂过程中和破膜后变化较大, 这是重活塞速度测量值和计算值差别较大的原因之一。

4.2.2 未破膜工况重活塞速度测量

图 9 所示未破膜工况的活塞速度分布, 其中, 图 9(a) 为重活塞速度沿压缩管轴线的分布, 图 9(b) 为重活塞速度随时间的变化历程。图 9(a) 表明: 未破膜工况重活塞压缩过程和破膜工况类似, 在管长 5 m 处 (靠近压缩终点), 重活塞速度急剧下降并随后出现后退, 且摩擦力导致重活塞后退速度较低。图 9(b) 表明: 重活塞由前向运动变为后向运动的时间很短 (约 50 ms)。这表明压缩终点附近, 重活塞加速度非常高 (约 2 740 m/s²)。为防止重活塞后退, 选择合适破膜压力的膜片非常重要, 理想情况下, 当重活塞运动到压缩终点并停留在右端阻尼活塞, 此时膜片破裂同步完成。经过反复实验, 本文膜片采用预置铣槽的退火铝膜, 膜片厚度为 2 mm, 槽深为 0.2~0.6 mm, 对应破膜压力为 15~25 MPa。

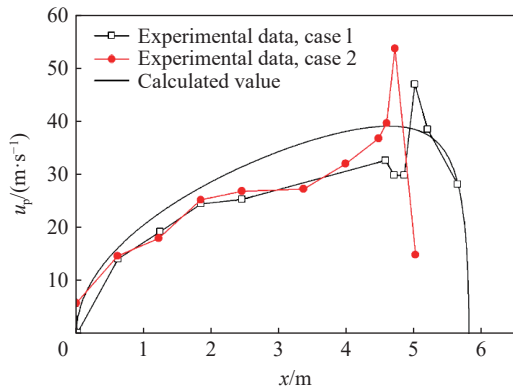


图 7 破膜工况重活塞沿压缩管轴线速度分布

Fig. 7 Piston velocity distribution along the axis of the compression tube under diaphragm burst condition

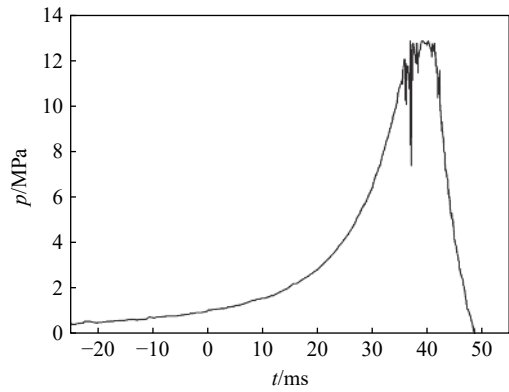


图 8 破膜工况集气腔压力时间曲线

Fig. 8 Pressure history in the gas collection chamber under diaphragm burst condition

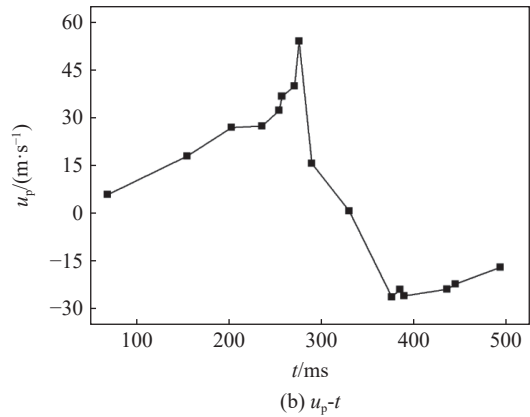
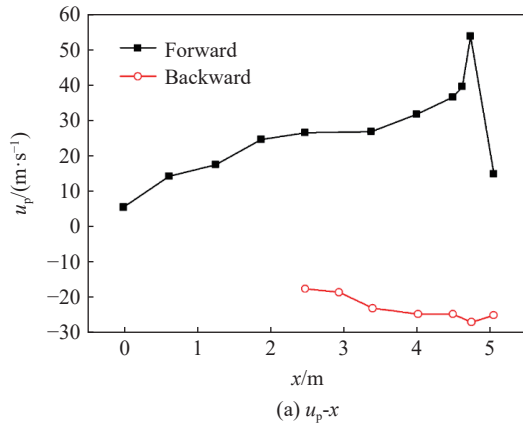
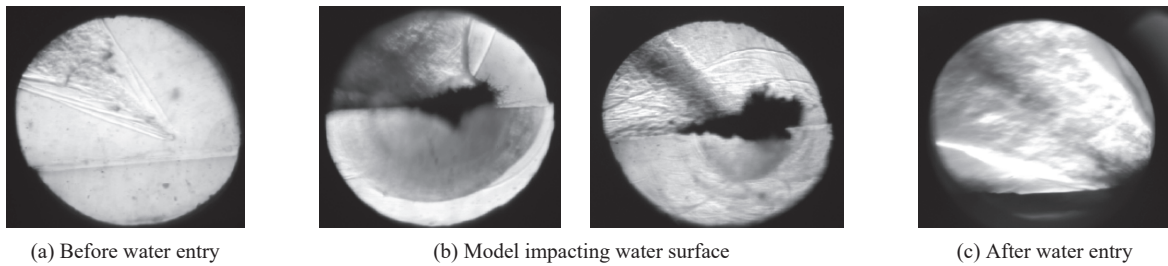


图 9 未破膜工况重活塞速度沿压缩管轴线分布和随时间变化

Fig. 9 Piston velocity distribution along the axis of compression tube and history with time marching under non-burst condition

4.3 立式气炮高速模型斜入水阴影测量

图 10 所示高速模型斜侵入水前后流场阴影照片, 对应实验工况为: 钢膜厚度为 1.5 mm, 预置铣槽深度为 1.2 mm, 高压驱动气体压力为 0.8 MPa, 弹托质量为 49 g, 锥柱状尖头模型柱体直径 10 mm, 柱体长度 10 mm, 头部锥角 60°, 质量为 9 g, 入水前速度约为 1800 m/s。图 10 清楚地显示了模型入水前的空气头激波和羽流激波、入水后的水中激波系以及斜侵入引起的单侧水界面破碎和空化区(即图中黑色区域)。要说明的是: 由于加工误差造成两块观察窗不平行, 导致流场中平行光线产生折射, 在气水界面产生了错位交叉的分界面。



(a) Before water entry

(b) Model impacting water surface

(c) After water entry

图 10 模型入水前后阴影照片

Fig. 10 Shadow graphs captured before and after the oblique water-entry of the model

图 10(a) 显示, 入水前, 模型在空气中飞行, 头部出现脱体激波, 尾部出现漩涡。气流经过头部激波后沿侧面流向下流, 然后穿过侧面和底面交线产生的稀疏波, 继续膨胀变为模型羽流。模型横截面积小, 近底部羽流亚声速区域尺度小, 因此, 下游近尾流区很快又向外膨胀为超声速区域。当超声速来流和模型羽流相互作用, 又形成多道羽流激波。图 10(b) 显示, 模型头激波和羽流激波先后在模型入水后的水面上反射, 鉴于水密度高、惯性大, 未引起气水界面强烈震荡。当模型侵入水中, 产生向外传播的多道半球形冲击波。与空气相比, 模型受水阻力显著增大, 速度明显降低。由于水声速大, 冲击波传播速度快, 水中模型尾流出现形状不规则的卷入空气泡(黑色区域)。模型斜侵入水, 在气水界面上的液体飞溅和空泡区也是非对称的, 偏向于模型入射轨迹和水面相交平面法线另一侧。随时间推移, 模型底部高速羽流和斜入水后的气水界面发生相互作用, 在非水平气水界面产生多道非规则、向空气传播的反射激波。此时气水界面不水平, 存在飞溅两相水雾, 无法观察反射激波来源。图 10(c) 显示, 当模型入水后, 其羽流和气水界面继续相互作用, 斜向上喷射的破碎射流进一步扩大。气水界面下空泡区也进一步扩展。水阻力导致模型速度有所衰减, 模型入水后的气水界面强扰动会很快干扰模型水下运动及尾流, 间接影响模型水下弹道。

为研究尺度效应, 利用立式气炮发射质量较大、速度较低的铝制模型, 图 11 给出锥柱状尖头模型和截锥状平头模型斜侵入水流场高速阴影照片, 模型参数见表 1。3 次实验对应工况均为: 钢膜厚度为 1.0 mm, 槽深为 0.7 mm, 驱动气体压力为 1.1 MPa。高速摄影相机拍摄速率为 $6\,400\text{ s}^{-1}$, 曝光时间为 $2\ \mu\text{s}$, 图片像素为 480×480 。

表 1 不同工况模型参数

Table 1 Parameters of different models

头部形状	锥角/(°)	柱身长度/mm	总体长度/mm	质量/g
尖头	60	50	67	53.4
尖头	90	50	60	52.8
平头	90	50	55	52.6

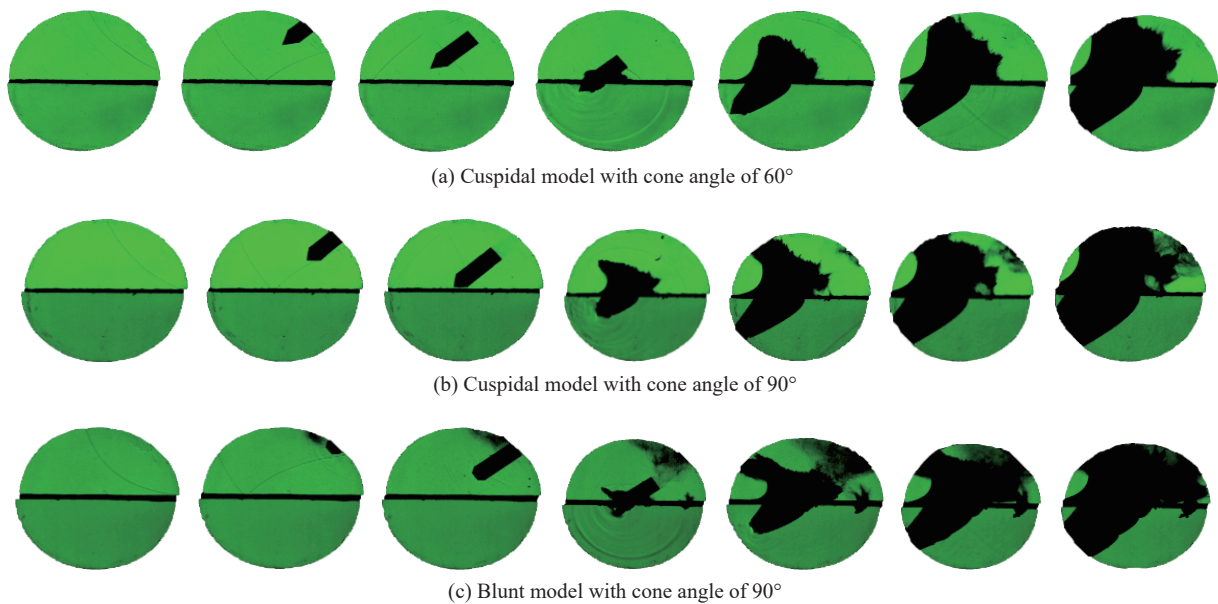


图 11 不同头形模型斜入水流场阴影图像

Fig. 11 Shadow graphs with projectiles of different head models inclined into the water

图 11 表明: 模型入水前, 羽流气流产生的激波已超越模型头部, 在气水界面反射。模型侵入水产生半球形激波, 表明水的若压缩性质。模型在入水后承受较大冲击载荷, 相当于高速碰撞。水声速大于空气, 水中冲击波传播速度也快于空气激波。图中黑色区域对应密度大或梯度较大变化, 即水中模型尾流空泡、模型入水产生的液面飞溅和破碎等区域。可以看到, 空泡区和雾化区均呈现不规则形状且无明显界面, 对模型轴线呈不对称分布, 主要位于模型入射轨迹和气水界面交线夹角较大(钝角)一侧。气水界面处可观察到模型尾迹气体膨胀在空气中产生的反射激波, 其水中投射激波非常弱, 无法在阴影照片中清楚辨别。参照观察窗直径, 图 11 中模型(含气泡)在水中位移分别为 51.81、53.64 和 51.40 mm, 平均

速度分别为 331.6、343.3 和 329.0 m/s, 对应入水前模型速度分别为 350.5、361.9 和 356.4 m/s, 速度衰减 5.4%、5.1% 和 7.7%, 这表明较大横截面模型入水后速度衰减也较大。图 11 还表明: 模型头部形状对入水和水下弹道有重要影响。水密度较大, 导致卷入羽流气泡膨胀相对缓慢, 限于观察窗尺寸, 不能得到全部模型水下弹道。

4.4 卧式气炮大质量模型水平入水阴影测量

利用卧式气炮发射较大尺度的截锥状平头模型, 总长 450 mm, 柱体直径为 70 mm, 柱体长为 400 mm, 头部端面直径为 46.7 mm, 锥角约 26° 。图 12(a) 给出由高速摄影照片提取的空泡轮廓外形, 其中, 实验水温 15°C , 水中模型速度为 42.7 m/s。图 12(a) 表明: 头部端面相当于空化盘, 卷入空气和水空化产生的封闭空泡完全包裹模型表面。受重力作用, 模型航行速度快, 空泡受上浮影响不大, 在视窗可见范围未出现明显上转。除空泡尾流外, 空泡外轮廓清晰完整, 无明显的大尺度界面失稳。采用 Fluent 计算软件模拟该工况模型入水流场, 图 12(b) 给出计算和实验得到气泡轮廓图线对比。图 12(b) 表明: 两者基本符合, 但在空泡尾部出现明显差异, 原因可能是: 模型尾流是高度非定常的两相湍流场, 包含气水界面、水空化和湍流流动, 受回流影响严重, 容易出现翻卷和破碎(界面失稳), 数值计算难以囊括这些现象的物理模型。

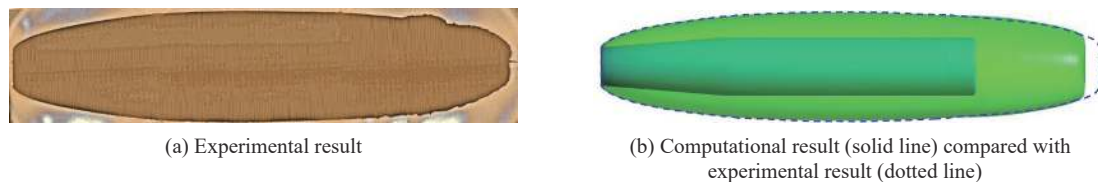


图 12 气泡轮廓实验和计算结果对比

Fig. 12 Comparison of bubble contours between experimental and computational results

5 结 论

(1) 和水洞相比, 气炮可发射较大速度和范围模型, 立式可变发射角和卧式大尺度气炮可满足模型高速入水和水中航行的实验需求, 近似真实地再现入水实验现象。结合侧向泄气和可重复使用弹托捕捉器, 有效地消除了模型入水前气炮尾流对气水界面的扰动, 适合开展不同尺度模型入水现象模拟。特别是流场显示和随体测量一体化研究, 为流固耦合流场研究提供了新途径。

(2) 立式气炮初步实验图像可清楚地观察到由高速模型产生的空中激波在气水界面反射, 模型斜入水导致气水界面破碎, 在水中产生冲击波等现象。卧式气炮初步实验图像给出了覆盖模型气泡完整图像, 可观察气泡自尾部向上游传递的失稳现象。

(3) 模型受到的冲击载荷和头部几何结构相关性较大。截锥和钝头受冲击载荷大, 所产生的覆盖模型气泡尺度也较大, 并和模型尺度非线性相关。

参考文献:

- [1] 何肇雄, 郑震山, 马东立, 等. 国外跨介质飞行器发展历程及启示 [J]. *舰船科学技术*, 2016, 38(5): 152–157. DOI: 10.3404/j.issn.1672-7619.2016.05.032.
HE Z X, ZHENG Z S, MA D L, et al. Development of foreign trans-media aircraft and its enlightenment to China [J]. *Ship Science and Technology*, 2016, 38(5): 152–157. DOI: 10.3404/j.issn.1672-7619.2016.05.032.
- [2] LEXOW B, WICKERT M, THOMA K, et al. The extra-large light-gas gun of the Fraunhofer EMI: applications for impact cratering research [J]. *Meteoritics and Planetary Science*, 2012, 48(1): 3–7. DOI: 10.1111/j.1945-5100.2012.01427.x.
- [3] 王金贵. 气体炮原理及技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 65–70.
- [4] 张德志, 唐润棣, 林俊德, 等. 新型气体驱动二级轻气炮研制 [J]. *兵工学报*, 2004, 25(1): 14–18. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1093.2004.01.004.
ZHANG D Z, TANG R D, LIN J D, et al. Development of a new type gas-driven two-stage light gas gun [J]. *Acta Armamentarii*, 2004, 25(1): 14–18. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1093.2004.01.004.
- [5] 冯建宁, 彭炎午, 林俊德. 新型非火药驱动二级轻气炮内弹道诸问题的研究 [J]. *西北工业大学学报*, 1994, 12(3): 477–481.

- FENG J N, PENG Y W, LIN J D, et al. On some problems of interior ballistics in a new type two-stage light gas gun with non-powder projection [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 1994, 12(3): 477–481.
- [6] 林俊德, 张向荣, 朱玉荣, 等. 超高速撞击实验的三级压缩气炮技术 [J]. *爆炸与冲击*, 2012, 32(5): 483–489. DOI: 10.11883/1001-1455(2012)05-0483-07.
- LIN J D, ZHANG X R, ZHU Y R, et al. The technique of three-stage compressed-gas gun for hypervelocity impact [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2012, 32(5): 483–489. DOI: 10.11883/1001-1455(2012)05-0483-07.
- [7] THORNHILL T F, CHHABILDAS L C, REINHART W D, et al. Particle launch to 19km/s for micro-meteoroid simulation using enhanced three-stage light gas gun hypervelocity launcher techniques [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2006, 33(1): 799–811.
- [8] PIEKUTOWSKI A J, POORMON K L. Development of a three-stage, light-gas gun at the University of Dayton Research Institute [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2006, 33(1): 615–624.
- [9] MORITOH T, KAWAI N, NAKAMURA K G, et al. Three-stage light-gas gun with a preheating stage [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2004, 75(2): 537–540. DOI: 10.1063/1.1641155.
- [10] 张庆明, 龙仁荣, 郑克勤, 等. 基于氢氧混合爆轰驱动的三级轻气炮: CN201710137286.1 [P]. 2017-06-27.
- [11] WANG X, DAI C D, WANG Q S, et al. Development of a three-stage gas gun launcher for ultrahigh-pressure Hugoniot measurements [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2019, 90(1): 013903. DOI: 10.1063/1.5035502.
- [12] 董石, 孟川民, 肖元陆, 等. 反应气体驱动二级轻气炮技术的初步研究 [J]. *高压物理学报*, 2017, 31(2): 182–186. DOI: 10.11858/gywlb.2017.02.011.
- DONG S, MENG C M, XIAO Y L, et al. Preliminary study of two-stage light gas gun using reactive gas as driving energy [J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2017, 31(2): 182–186. DOI: 10.11858/gywlb.2017.02.011.
- [13] 张向荣, 朱玉荣, 林俊德, 等. 压缩氮气驱动的高速气炮实验技术 [J]. *航天器环境工程*, 2015, 32(4): 343–348. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2015.04.001.
- ZHANG X R, ZHU Y R, LIN J D, et al. Experimental technique of high velocity gas gun driven by compressed nitrogen [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(4): 343–348. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2015.04.001.
- [14] 黄振贵, 王瑞琦, 陈志华, 等. 90°锥头弹丸不同速度下垂直入水冲击引起的空泡特性 [J]. *爆炸与冲击*, 2018, 38(6): 1189–1199. DOI: 10.11883/bzycj-2018-0115.
- HUANG Z G, WANG R Q, CHEN Z H, et al. Experimental study of cavity characteristic induced by vertical water entry impact of a projectile with a 90° cone-shaped head at different velocities [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2018, 38(6): 1189–1199. DOI: 10.11883/bzycj-2018-0115.
- [15] 罗叙川, 黄振贵, 高建国, 等. 截锥体头型弹丸低速斜入水实验研究 [J]. *爆炸与冲击*, 2019, 39(11): 113902. DOI: 10.11883/bzycj-2018-0498.
- LUO Y C, HUANG Z G, GAO J G, et al. Experiment research of low-speed oblique water-entry of truncated cone-shaped projectile [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2019, 39(11): 113902. DOI: 10.11883/bzycj-2018-0498.
- [16] 时素果, 杨晓光, 王亚东, 等. 细长体高速入水过程压力特性试验研究 [J]. *应用力学学报*, 2018, 35(2): 223–227. DOI: 10.11776/cjam.35.02.A009.
- SHI S G, YANG X G, WANG Y D, et al. Experimental study on the pressure characteristic of high-speed slender body water entry [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2018, 35(2): 223–227. DOI: 10.11776/cjam.35.02.A009.
- [17] 陈诚, 袁绪龙, 邢晓琳, 等. 预置舵角下超空泡航行体倾斜入水弹道特性研究 [J]. *兵工学报*, 2018, 39(9): 1780–1785. DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2018.09.015.
- CHEN C, YUAN X L, XING X L, et al. Research on the trajectory characteristics of supercavitating vehicle obliquely entering into water at preset rudder angle [J]. *Acta Armamentarii*, 2018, 39(9): 1780–1785. DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2018.09.015.
- [18] 张伟, 郭子涛, 肖新科, 等. 弹体高速入水特性实验研究 [J]. *爆炸与冲击*, 2011, 31(6): 579–584. DOI: 10.11883/1001-1455(2011)06-0579-06.
- ZHANG W, GUO Z T, XIAO X K, et al. Experimental investigations on behaviors of projectile high-speed water entry [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2011, 31(6): 579–584. DOI: 10.11883/1001-1455(2011)06-0579-06.
- [19] CHEN T, HUANG W, ZHANG W, et al. Experimental investigation on trajectory stability of high-speed water entry projectiles [J]. *Ocean Engineering*, 2019, 175: 16–24. DOI: 10.1016/j.oceaneng.2019.02.021.

(责任编辑 王易难)