

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2513848

基于气压传感器与伯努利方程的巡飞弹 引信空速测量方法*

赵缘, 陈志鹏, 李豪杰, 马景, 于航
(南京理工大学机械工程学院 南京 210094)

摘要:针对巡飞弹引信对空速识别的快速响应需求,提出了一种基于气压传感器与伯努利方程的高效、准确的空速测量方法,并设计了小型化、低成本的配套测压装置。通过对固定翼巡飞弹模型开展气动特性数值仿真,结合巡飞弹表面压力分布和流场特征确定气压传感器的布设方案。为了减少流场干扰、提高测量稳定性,在传感器外部增设金属方管构建测压通道并进行气压补偿处理。通过仿真研究不同测压通道长度组合对测速精度的影响,确定最佳管长组合为15和20 mm。在此基础上,针对不同速度和攻角条件仿真评估该方法的测速误差,结果表明在0.1~0.3马赫数下、 -15° ~ $+15^{\circ}$ 攻角下误差控制在9.43%~14.07%。该方法在低速、小攻角的条件下能显著降低测速误差,在高速、大攻角的条件下具有良好的误差抑制能力,平均误差较无测压通道方案减少了3.21%。为了进一步验证该方法的准确性与可靠性,开展了风洞试验与外场试验。风洞试验覆盖多种速度和攻角工况,结果表明本方法相较于传统皮托管测量方法测速误差减少了3.6%。外场试验在巡飞弹真实飞行状态下进行,将测得空速与皮托管及飞控系统数据进行对比分析,该方法的均方误差平均值为1.429 m/s,较皮托管测量减少了2.06 m/s。结果表明该方法具备良好的环境适应性和测量稳定性,为巡飞弹引信空速测量提供了一种高效可靠的方法。

关键词:空速测量方法;气压传感器;巡飞弹;引信;伯努利方程;计算流体力学

中图分类号: TH89 TP212 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 460.40

A method for measuring airspeed of patrol missile fuze based on pressure sensor and Bernoulli equation

Zhao Yuan, Chen Zhipeng, Li Haojie, Ma Jing, Yu Hang

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To achieve the rapid airspeed recognition requirements of loitering munition fuzes, a high-efficiency and accurate airspeed measurement method based on pressure sensors and the Bernoulli equation is proposed. A compact and low-cost pressure measurement device is designed accordingly. Numerical simulations of the aerodynamic characteristics of a fixed-wing loitering munition model are conducted to determine the optimal layout of pressure sensors based on surface pressure distribution and flow field characteristics. To reduce flow field interference and improve measurement stability, a metal square tube is installed around the sensor to form a pressure measurement channel, with pressure compensation applied. Simulation studies on different pressure channel length combinations identify 15 and 20 mm as the optimal configuration. Further simulations under varying speed and angle of attack conditions show that the proposed method maintains a velocity measurement error within 9.43% to 14.07% in the range of 0.1~0.3 Ma and -15° to $+15^{\circ}$ angle of attack. The method significantly reduces measurement error under low-speed and small-angle conditions. It exhibits strong error suppression capabilities under high-speed, and large-angle conditions, with an average error reduction of 3.21% compared to the configuration without a pressure channel. To further validate the accuracy and reliability of the method, both wind tunnel tests and field flight tests are conducted. The wind tunnel tests cover a wide range of speeds and angles of attack, showing that this method reduces airspeed measurement error by 3.6% compared with the traditional Pitot tube. In the field tests conducted under actual flight conditions of the loitering munition, the measured airspeed is compared with data from the Pitot tube and the flight control system. Results show

收稿日期: 2025-03-21 Received Date: 2025-03-21

* 基金项目: 中国博士后面上基金项目(2023M731676)、江苏省卓越博士后计划项目(2023ZB007)资助

that the proposed method achieves a mean squared error of 1.429 m/s, which is 2.06 m/s lower than that of the Pitot tube. These results show that the proposed method has strong environmental adaptability and measurement stability, providing an efficient and reliable solution for airspeed measurement in loitering munition fuzes.

Keywords: airspeed measurement method; air pressure sensor; patrol missile; fuze; Bernoulli equation; computational fluid dynamics

0 引言

巡飞弹由于其小型化、智能化以及成本低等特点被广泛运用于现代战争中,可执行情报侦察、精确打击和毁伤评估等作战任务^[1-3]。引信作为巡飞弹武器的“中枢大脑”,是其安全状态的控制核心也是弹药实现高毁伤效能的关键因素^[4-6]。相较于传统弹药,巡飞弹投射和飞行环境较弱^[7],具有低过载、短时间响应的特点,这就要求巡飞弹引信在保证安全性的前提下不失可靠性。巡飞弹引信一般采用发射后坐过载或离机信号来解除第1道保险,利用空速解除第2道保险。

目前,皮托管广泛运用于飞行器空速测量中^[8-9],可以测定作用在飞行器上的局部滞止压强和静压从而检测出飞行器的线性速度^[10-11],但是这种结构和方法存在着一些问题。文献[12]指出,皮托管与小型飞行器的空气速度矢量紧密相关,在复杂流场域中难以准确测量。文献[13-14]提到小型无人机体积小、质量轻和带载荷能力有限,对皮托管的大小和质量提出了要求。针对上述问题,有学者对皮托管进行气动补偿^[15]和偏差修正^[16-18]。有学者利用惯性导航和卡尔曼滤波算法标定无人机空速^[19-20]、利用全球卫星定位系统(global positioning system, GPS)等与多微机电系统传感器(micro-electro-mechanical systems, MEMS)传感器融合^[21-23]的方法估计无人机飞行姿态和环境等进行制导控制^[24-25],有学者提出在无人机上分散布置传感器并用机器学习算法估计飞行参数^[26-27]。这些多传感器融合和数据融合的方法在一定程度上减少了结构限制并显著提高了测速的精度。但同时面临着环境差异对多源数据关联匹配的影响、任务执行与能量效率相匹配的需求^[28],同时带来了额外的成本增加^[29]。

受限于引信弱硬件资源条件^[30-31],针对巡飞弹引信根据空速环境快速解除保险的需求^[32],为解决传统皮托管易受流体干扰且体积大、复杂环境下无人机数据融合和任务决策难度大的问题^[33],提出了一种准确高效的巡飞弹引信空速测量方法和配套的小型化低成本测速装置。为了确保该方法的可靠性和准确性,文章围绕以下4个方面展开工作:

1) 针对固定翼巡飞弹模型开展气动特性数值仿真,分析巡飞弹表面压力分布和速度分布,基于伯努利方程确定气压传感器的布置位置(测压特征面);

2) 在气压传感器外接金属管形成测量通道,以减少弹体周围流场干扰并进行气压补偿,仿真分析不同测量通道长度组合对测速精度的影响,并确定最优通道长度组合;

3) 在最优通道长度组合条件下,改变飞行速度和攻角条件,验证该方法在不同工况条件下的测速精度和适用性;

4) 通过风洞试验和外场试验进一步验证该方法可行性和准确性。

1 巡飞弹引信空速测量模型

1.1 基于伯努利方程的测速原理

根据伯努利原理,在理想条件下,同一流管的任何一个截面处,单位体积流体的动能、势能和压力势能之和是一个常量。在巡飞弹弱投射环境中,其空速一般在0~0.3马赫数之间,此时可以认为气流属于不可压缩流。巡飞弹飞行时,巡飞弹和空气是相对运动的,可以假设巡飞弹是静止的,则空气以大小相等方向相反的运动流向巡飞弹,且在流场中空气连续无黏性,流场流线互不交叉,如图1所示。

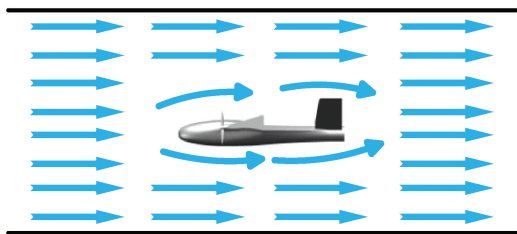


图1 巡飞弹飞行中流场示意图

Fig. 1 Diagram of flow field in flight of patrol missile

此时,该流场下某两点的压力 p_1 、 p_2 ,速度 v_1 、 v_2 和空气密度 ρ 满足伯努利方程,即:

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 + \rho g h_1 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 + \rho g h_2 = C \quad (1)$$

由于巡飞弹体积小,在流场中其各点相对于地面参考系的高度差距较小,可以认为 $h_1 = h_2$ 。当巡飞弹某处气流达到驻点,即速度为0的点时, $v_2 = 0$,式(1)可以变形为:

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_2 = C \quad (2)$$

巡飞弹空速 v_{UAV} 的计算公式如式(3)所示。

$$v_{UAV} = \sqrt{\frac{2(p_2 - p_1)}{\rho}} \quad (3)$$

式中: p_2 为巡飞弹驻点处的气压值; p_1 为巡飞弹飞行中的实际压力; ρ 为空气密度。可以利用气压传感器测得 p_1 处的气压和温度值近似,其值可以通过式(4)计算得到,即:

$$\rho = 1.293 \times \left(\frac{p_1}{P_0}\right) \times \left(\frac{273.15}{T}\right) \quad (4)$$

式中: p_1 为实际压力,单位为 Pa; P_0 为标准物理大气压(101 325 Pa); T 为实际绝对温度,单位为 K。

根据以上原理和分析,问题的关键在于选择合适的传感器布置位置(测压特征面),并设计结构以减小特征面位置、巡飞弹姿态和速度对测压的精度影响。

1.2 特征面选择依据

1) 特征面一选择依据

当理想流体平行流向静止的巡飞弹时,受弹头形状影响,会被分流成3个部分,如图2所示,一部分流向机头上部,一部分流向弹头下部,还有一部分在受到撞击后运动受阻,失去动能,故在弹头正前部分A处气流速度为0 m/s,压力最大,且测速最佳位置在机头顶端并与机头对称轴线相一致^[34]。

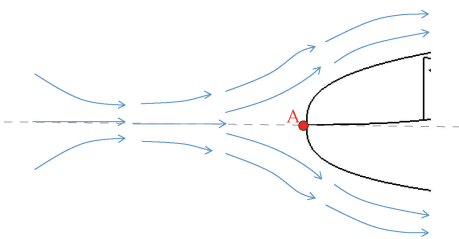


图2 弹头前部气流运动分布

Fig. 2 Distribution of airflow in front of warhead

为进一步提高测压精度和稳定性,可以在A处加装金属管道,从而引导气流进入气压传感器,减少弹头附近的气流扰动。

2) 特征面二选择依据

压力系数 C_p 是流体力学中用于描述流体在不同位置上的压力相对于参考压力(当地实际静压)的变化量的一个无量纲量。它常用于描述流场中各个点的压力分布,定义如式(5)所示。

$$C_p = \frac{p - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (5)$$

式中: p 为流体在某一位置的局部压力; P_∞ 为参考压力; v 是自由流中的流速。通常,当压力系数 $C_p = 0$ 时,局部

压力等于参考压力,当 $C_p > 0$ 时,局部压力大于参考压力,通常发生在气流减速的区域;当 $C_p < 0$ 时,局部压力小于参考压力,通常发生在气流加速的区域。所以,由于空气受弹体的扰动作用,通常测得的气压值通常是巡飞弹绕流场中的气压值,这个气压值一般比实际压力要高。文献[35]表明,延伸气压测量通道可以减小这些变量的影响,因为自由流与飞行器表面的距离越远,流场变化越小。可以通过加装测压通道,利用通道口处产生的负压来补偿机体产生的正压场影响,且通道通常放置机头对称轴线上压力系数 C_p 为0的位置^[36]。

1.3 测压装置设计

根据以上分析,在特征面一和特征面二处放置气压传感器并加装外径3 mm、壁厚1 mm的金属方管形成测量通道,设计测压装置及安装位置如图3和4所示。机头测压外壳放置在弹头处并设计成锥状,以减少对原有弹头外气动的影响,将测压通道二放置在安装在弹头上方的弹体左右中轴线上,与测压通道一垂直,并深入弹体一定距离,进行气压补偿。

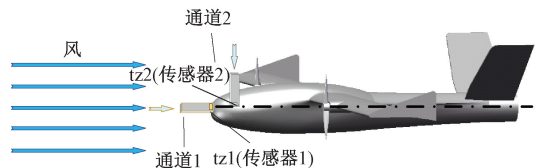


图3 固定翼巡飞弹引信测速模型

Fig. 3 Velocity measurement model of fixed-wing patrol missile fuze

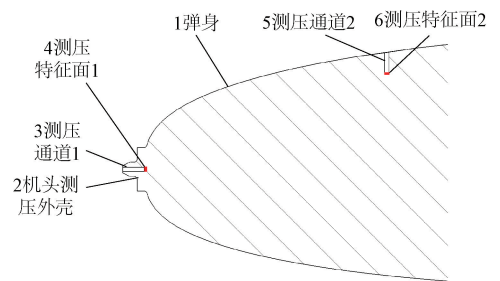


图4 测压装置安装剖面图

Fig. 4 Pressure measuring device installation profile

文章将利用 Fluent 仿真,根据1.2节中的方法寻找特征面1、2位置并布设气压传感器;在传感器外增设金属方管形成测压通道,分析不同通道长度组合对压力测量和计算速度的影响,并获得最优测量通道长度的组合;在此基础上,仿真分析不同速度和不同攻角条件下该方法的测速精度;通过风洞试验和外场试验验证方法的可行性和准确性。

2 仿真验证

由于巡飞弹外部气动特性复杂且缺乏固定模型,本研究采用计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 软件对巡飞弹的外流场进行仿真分析,在求解器中选择 $k-\omega$ 模型,该模型通过两个偏微分方程分别描述湍流动能 k 和比耗散率 ω 的变化,适用于壁面附近的流动预测,且对旋转流动、流动分离计算有更好的性能^[37-38]。

2.1 巡飞弹建模及 Fluent 前处理

在利用 Fluent 软件对巡飞弹进行外气动仿真前,首先在 SolidWorks 中创建巡飞弹三维模型并对螺旋桨的旋转域进行布尔运算,将模型导入 Space Claim 直接建模器 (space claim direct modeler, SCDM) 进行外流场创建以及边界划分,巡飞弹模型及模型边界划分示意图如图 5 所示,图中圆圈区域为螺旋桨旋转域命名为 rotation,对称处采用对称边界,设置速度入口和压力出口,其他为无滑移固定壁边界。

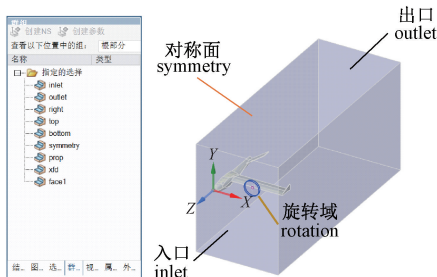


图 5 巡飞弹流场边界划分

Fig. 5 Boundary division of missile patrol flow field

使用 Fluent Meshing 模块进行网格划分,利用六面体网格对一半模型进行数值计算,在弹身处进行局部加密,并添加边界层,网格质量 0.19,优化体网格设置限制 0.25。最终弹身边界网格如图 6 和 7 所示。

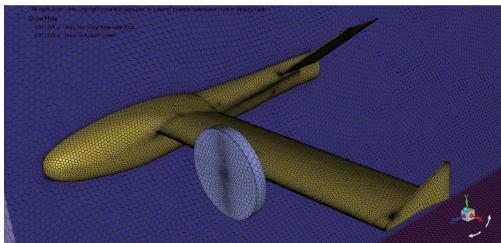


图 6 网格划分结果

Fig. 6 Meshing result

2.2 特征面的选择

1) 特征面 1 的选择

将网格导入 Fluent 求解器,设置入口速度 34 m/s,攻

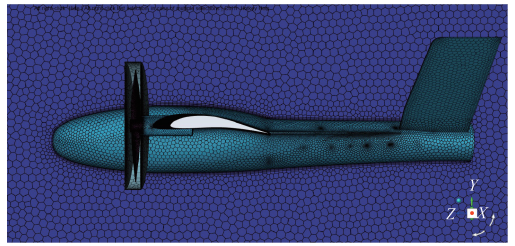


图 7 网格侧面及旋转域网格展示

Fig. 7 Grid side and rotation domain grid display

角为 0° , 稳态求解。计算收敛后,该工况下巡飞弹的压力分布云图和对称面速度云图如图 8 和 9 所示。

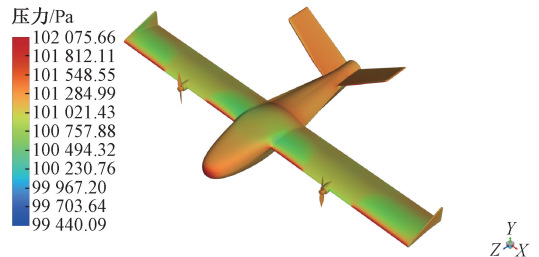


图 8 巡飞弹压力分布云图

Fig. 8 Pressure distribution cloud map of patrol missile

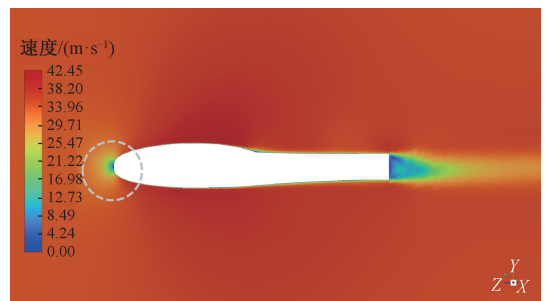


图 9 巡飞弹轴线处速度分布云图

Fig. 9 Velocity distribution cloud at the axis of the patrol missile

分析图 8 和 9 可知,在巡飞弹弹头处,压力最大、速度最小,故选择该处作为特征面 1,记为 tz1。

2) 特征面 2 的选择

通过 Fluent 的仿真计算,获得巡飞弹在速度 34 m/s,攻角为 0° 时的压力系数分布云图,如图 10 所示。

由图 10 可以看出,压力系数 C_p 为 0 的点在机头与机翼之间,选取此处为第 2 特征面,记为 tz2。但是若在此处直接测量压力值,极易受到巡飞弹姿态和攻角的影响。故在此处放置压力传感器并加装金属管连接到弹体表面形成测压通道,形成负压补偿以减少巡飞弹弹体和飞行姿态对空气流场的影响,从而实现更精确的压力测量。

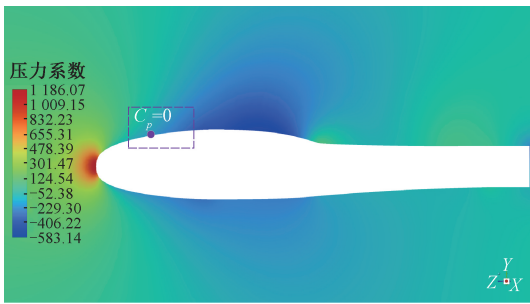


图 10 巡飞弹压力系数分布云图

Fig. 10 Pressure coefficient distribution cloud map of patrol missile

2.3 无测压通道的仿真结果

基于测压特征面 tz1 和 tz2 的选择,对无测压通道时 tz1、tz2 的压力和 tz2 的温度进行监测,设置入口速度 34 m/s,攻角 0°,计算收敛后 tz1、tz2 气压计算结果如图 11 所示,tz2 温度计算结果如图 12 所示。

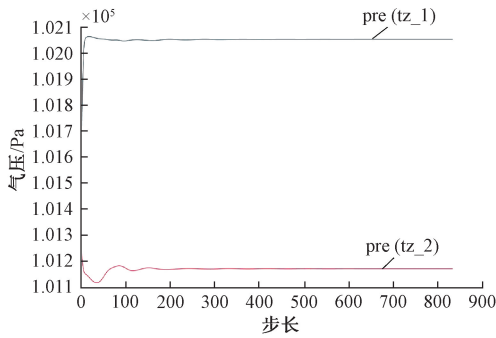


图 11 tz1、tz2 气压计算结果

Fig. 11 tz1 and tz2 pressure calculation results

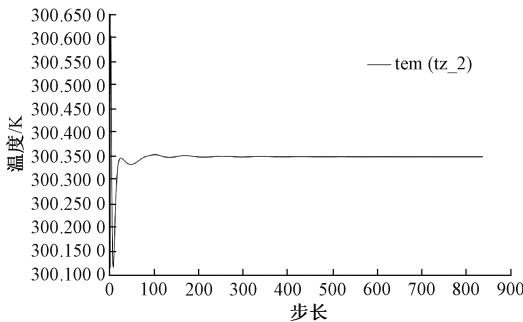


图 12 tz2 温度计算结果

Fig. 12 tz2 temperature calculation results

利用式(3)和(4)计算速度,并利用式(6)计算误差 ξ , 即:

$$\xi = \left| \frac{v_1 - v_0}{v_0} \right| \times 100\% \quad (6)$$

式中: v_1 为通过仿真获得的气压值计算得到的速度; v_0 是 Fluent 求解器设置的入口速度。

计算仿真结果速度 v_1 为 38.65 m/s,与设置的入口速度 v_0 相比,误差值 ξ 为 13.68%。可以看出该方案能够测量巡飞弹引信的空速,具有一定可行性,但是存在一定误差,下面通过在 tz1、tz2 表面增加管道以减少测量误差,并通过仿真确定最优测压通道长度组合。

2.4 最优测压通道长度组合

需要注意的是,在 tz1 面增加金属管道会改变巡飞弹外部气动流场,从而影响的 tz2 面压力分布。因此,单独分析通道 1 或 2 的长度变化无法全面评估其对测速精度的影响。为此选择了 0~30 mm 长度范围内的若干等间距点进行仿真验证,对通道 1、2 长度分别在 0、5、10、15、20、25、30 mm 时进行仿真,对不同通道长度组合下的测速误差进行综合分析。

测压装置与机身连接处以及通道结构复杂、几何形状变化较大,为确保仿真的准确性和结果的可靠性对管道附近的区域进行加密,采用六面体网格对复杂区域进行了精细划分。通道 1 和 2 处的局部网格分别如图 13 和 14 所示。

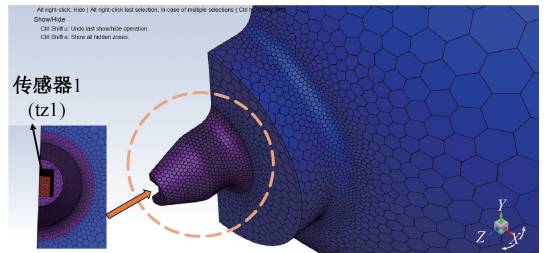


图 13 通道 1 附近网格展示

Fig. 13 Grid display near channel 1

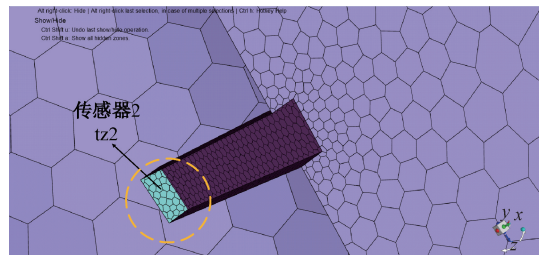


图 14 通道 2 附近网格展示

Fig. 14 Grid display near channel 2

在 Fluent 求解器中设置入口速度 34 m/s,攻角为 0°,并监测 tz1 的压力,tz2 的压力和温度,得到测压通道长度组合误差的仿真结果如图 15 所示。

从图 15 分析可知,选择适当的测压通道长度能够有效提高测速精度。当通道 1 长度为 15 mm、通道 2 长度为 20 mm 时,计算速度的误差最小。这是由于通道 1 可

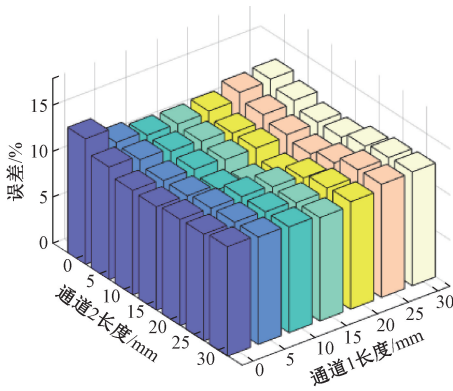


图 15 不同长度组合下的误差

Fig. 15 Error under different length combinations

以有效减少弹头附近复杂流场对 t_{z1} 压力的干扰,而通道 2 能够对 t_{z2} 的压力变化起到了补偿作用。在通道 1 长度一定的条件下,当通道 2 长度过短时,误差变化的较为缓慢,根据伯努利方程,在流动分离或存在几何突变的区域,局部气流速度减慢,并且产生涡流,导致局部压力波动,此时压力补偿较小;但随着通道 2 长度增加,气流在通道中流动时会逐渐损失能量,这种能量损失主要源于管壁的摩擦阻力和粘性效应;当通道 2 过长时,压力衰减加剧,导致 t_{z2} 监测的压力结果偏小,压力差变大,速度变大。基于达西-威斯巴哈方程式 (Darcy-Weisbach equation) 如式(7)所示,通道内的流体阻力与通道长度成正比。通道 2 越长,阻力越大,压降越显著。这会导致压力测量点的读数低于实际压力,从而影响压差计算结果,使测量速度误差增大,导致过度补偿。

$$\frac{\Delta p}{L} = f_D \frac{\rho}{2} \frac{v^2}{D_H} \quad (7)$$

综上,选择最优测压通道长度组合为 15 和 20 mm,在此基础上进一步进行了多工况仿真,以全面评估该组合在不同飞行状态下的测速精度和稳定性。

2.5 攻角和速度的影响分析

在最优通道长度组合条件下,仿真研究该方法在 34、68、102 m/s 速度和 0° 、 $\pm 5^\circ$ 、 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 15^\circ$ 攻角下的测速误差,并同工况下与无测压通道时的误差进行对比。结果如图 16 所示,图中颜色较淡的是无测压通道的结果,颜色较深的是有测压通道的结果。

分析图 16 可知,增加测压通道能够显著减少误差值提高测速精度,无通道的误差范围为 12.28%~17.63%,平均误差为 14.96%,而加装测压通道的误差范围在 9.43%~14.07%,平均误差为 11.75%,降低了 3.6%。总体上,误差随着速度的增大而增大,随着攻角的变化呈现非线性变化。进一步分析发现:1) 加装测压通道在 $-5^\circ \sim +5^\circ$ 、低速度的情况下表现尤为良好;2) 测压通道在

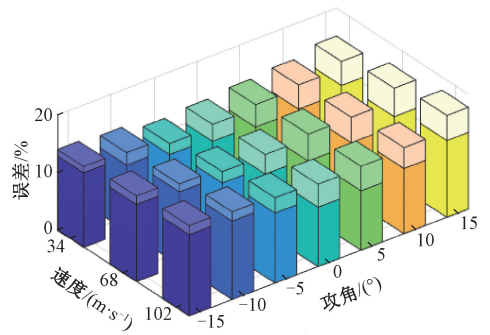


图 16 不同工况下的仿真结果

Fig. 16 Simulation results under different working conditions

大攻角 ($10^\circ \sim 15^\circ$) 和低速条件下表现出更好的误差抑制能力;3) 在速度变化的情况下,有管长条件下的误差更低,变化更加平稳。

仿真结果验证了加装测压通道在提高测速精度的可行性和有效性,特别是在低速、不同攻角条件下能够显著提升系统性能,具有一定的通用性。为进一步验证所提方法的可行性与准确性,开展实验室静态实验及外场动态试验。

3 试验验证

3.1 硬件电路

为获取巡飞弹在风洞环境及实际飞行环境中的空速数据,设计了巡飞弹引信空速识别模块。该模块主要由控制芯片、2 个气压传感器组成。控制芯片选用 STM32F103C8T6,气压传感器选用 BMP180,其内部附带温度传感器,通过弹上 3.3 V 电源供电。两个气压传感器分别对 t_{z1} 和 t_{z2} 的气压和温度进行采样,采样频率为 10 Hz。两个气压传感器通过集成电路总线与单片机进行通信,将气压信息和温度信息输入给控制芯片,由控制芯片解算速度。巡飞弹空速识别模块系统框图如图 17 所示。测压装置及电路板实物如图 18 所示。

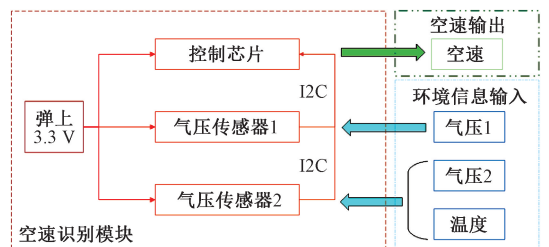


图 17 巡飞弹引信空速识别模块

Fig. 17 Patrol missile fuze airdspeed identification module

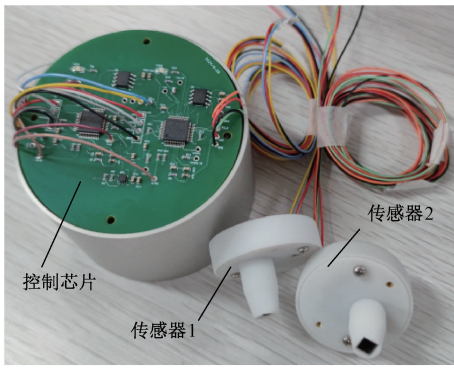


图 18 测压装置及电路板实物

Fig. 18 Pressure measuring device and circuit board material

3.2 实验室静态试验

在实验室风洞中开展了巡飞弹引信空速识别试验,试验采用巡飞弹弹头模型,利用皮托管作对比,测压通道位置以及场地布置如图 19 所示,以验证所提方法的可行性及测速性能。

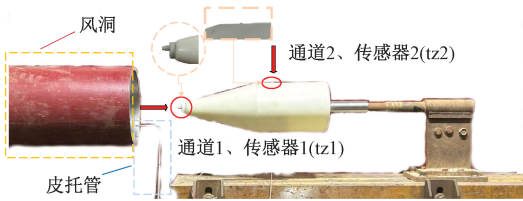


图 19 风洞试验现场

Fig. 19 Wind tunnel test

试验过程中,改变巡飞弹模型的攻角,共设置 3 个目标速度,记为 $\hat{v}_i (i = 1, 2, 3)$,试验工况如表 1 所示,待风洞气流速度达到目标速度并稳定后,保持一段时间,利用巡飞弹引信空速识别模块采集气压和温度数据。

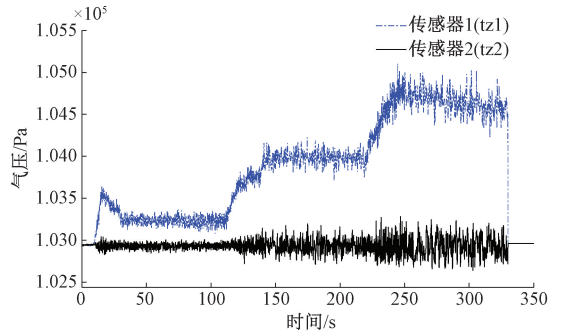
表 1 试验工况表

Table 1 Test conditions

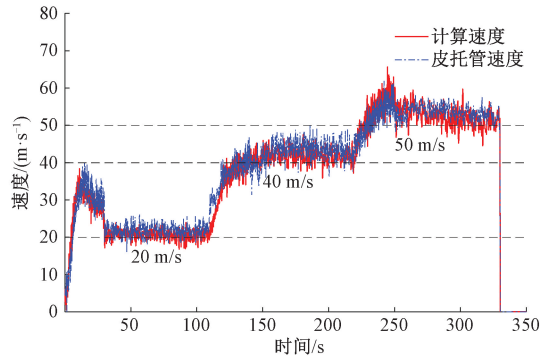
序号	攻角/(°)	\hat{v}_1	\hat{v}_2	\hat{v}_3
		/(m·s ⁻¹)	/(m·s ⁻¹)	/(m·s ⁻¹)
1	0	20	40	50
2	5	20	40	60
3	-5	20	45	60
4	10	20	45	60
5	-10	25	40	60

利用 MATLAB 绘制速度曲线,以试验 1 为例气压变化曲线如图 20(a) 所示,速度变化曲线如 20(b) 所示。计算 5 组试验每个阶段速度的平均绝对误差 (mean absolute error, MAE)。为表述方便,利用所提方法计算

得到的速度记为 $V_{1i}(t)$,对应每个目标速度的平均绝对误差记为 $MAE_{1i}(i = 1, 2, 3)$,皮托管速度数据记为 $V_{2i}(t)$,对应每个目标速度的平均绝对误差记为 $MAE_{2i}(i = 1, 2, 3)$,计算结果如表 2 所示。



(a) 试验1气压变化曲线
(a) Pressure curve of test 1



(b) 试验1速度变化曲线
(b) Speed curve of test 1

图 20 试验 1 结果

Fig. 20 Results of experiment 1

表 2 平均绝对误差计算结果

Table 2 MAE calculation results (m·s⁻¹)

序号	MAE_{k1}		MAE_{k2}		MAE_{k3}	
	$k = 1$	$k = 2$	$k = 1$	$k = 2$	$k = 1$	$k = 2$
1	1.185	2.046	2.046	3.379	2.798	3.579
2	1.490	2.482	2.534	3.827	3.334	4.859
3	1.493	2.687	2.573	3.961	3.434	4.911
4	1.741	2.885	2.951	4.406	3.797	5.713
5	1.852	3.053	2.921	4.589	3.835	5.965

表 2 展示了 2 种方法在 3 种不同速度下的速度的 MAE 计算结果。从整体来看,在速度相同时所提方法计算误差小于传统皮托管的测量误差。该方法计算误差平均值为 6.3%,相较于皮托管降低了 3.6%,体现出较高的测量精度和稳定性。实验室静态实验结论为:

1) 针对不同速度条件,MAE 随速度的增加均呈现逐步上升的趋势,而所提方法在相同条件下的误差增长幅度更小,表现出更强的适应性。

2) 比较两种方法的测量误差可以发现,该方法在所有速度条件下的误差均小于传统皮托管方法,尤其是在高速度下优势更加明显。

3) 此外,该方法在不同试验组之间的误差波动较小,组间差异不超过 0.7。相比之下,传统皮托管方法的误差波动相对更大,尤其在速度较高时,不同试验组间的误差差异超过 1.0。

风洞试验表明所提方法在不同速度条件下均表现出优于传统皮托管测量方法的精度和稳定性,尤其在高速环境中具有显著优势。这一结果验证了该方法的可行性和优越性,与仿真结果一致。

3.3 外场动态试验

为了验证所提方法和装置的可靠性和准确性,开展外场投射试验。基于仿真验证和风洞试验的结果,选用固定翼巡飞弹作为实验模型,在巡飞弹弹头和弹头上方的弹体左右中轴线上加装测压装置,安装位置以及特征面选择示意如图 21 所示。

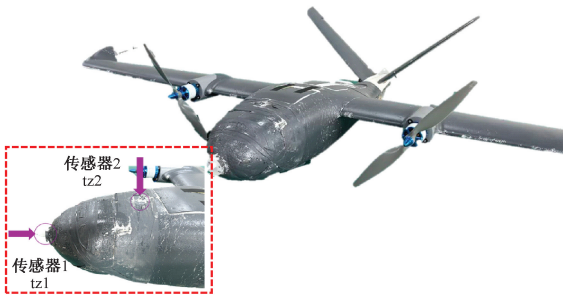


图 21 安装位置

Fig. 21 Installation position

本次实验中,巡飞弹为弹射巡飞弹,发射平台如图 22 所示,巡飞弹能够在相对可控的条件下被加速到一定的飞行速度。



图 22 巡飞弹发射平台

Fig. 22 Patrol missile launch platform

试验结束后,通过气压数据计算速度,并与皮托管的测量速度、飞控速度(认为是实际速度)进行对比,在

MATLAB 中作图,2 次试验的速度结果如图 23 所示。分别计算两次试验的计算速度、皮托管的测量速度与实际速度的均方误差(mean squared error, MSE)、均方根误差(root mean squared error, RMSE)以及 MAE,结果如表 3 所示。

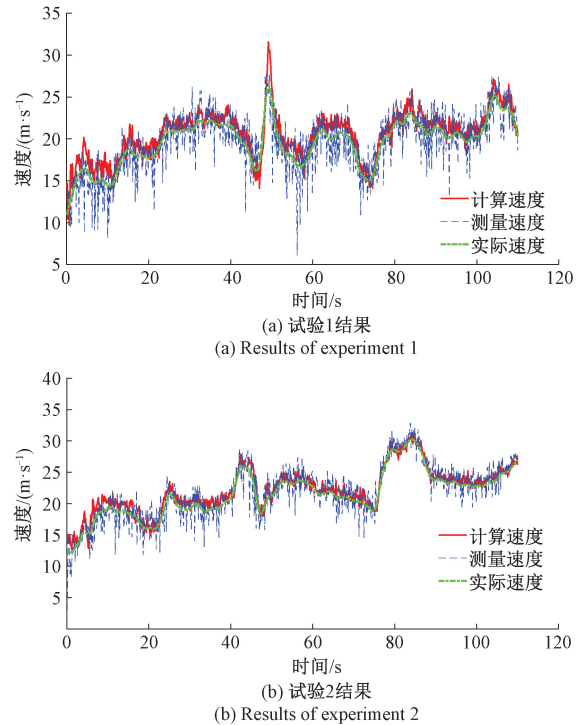


图 23 外场试验结果

Fig. 23 Wind tunnel test results

表 3 实验误差分析表

Table 3 Experimental error analysis table

试验 序号	$(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$					
	均方误差		均方根误差		平均误差	
	计算 速度	测量 速度	计算 速度	测量 速度	计算 速度	测量 速度
1	1.796	3.951	1.340	1.988	1.114	1.530
2	1.062	3.011	1.031	1.735	0.824	1.363
均值	1.429	3.481	1.186	1.862	0.969	1.447

分析表 3 可知,两次试验结果均表明,所提方法计算的速度误差均小于皮托管的测量值。该方法的 2 次试验 MSE 的平均值为 1.429 m/s, RMSE 的平均值为 1.186 m/s, MAE 的平均值为 0.969 m/s, 计算值与真实值间存在一定误差,误差值较小,分析原因发现:

1) 传感器误差:传感器在温度变化、振动等外界因素可能会产生微小误差;

2) 非稳定飞行姿态:当巡飞弹处于爬升、下降或有角速度的飞行状态下,气压传感器的读数和计算结果可能

存在时间延迟或者角度效应,导致误差。

外场投射试验结果证明了所提出的基于气压传感器和伯努利方程的巡飞弹空速识别方法及配套装置是切实可行的且精度较高,极大程度上减少了结构复杂性,提高了系统经济性。

4 结 论

针对巡飞弹引信根据空速环境快速解除保险的需求,提出一种基于气压传感器和伯努利方程的巡飞弹引信空速测量方法并设计了一个小型化低成本的配套装置。主要工作和结论为:

1)对固定翼巡飞弹进行外气动仿真,根据压力分布云图、速度分布云图和压力系数云图,分析巡飞弹流场特性,选择了最优气压传感器布置面。

2)基于仿真试验,测压通道1、2长度分别在15和20 mm的组合下测速精度最高,在0.1~0.3马赫数、 $-15^{\circ}\sim+15^{\circ}$ 攻角下的误差范围为9.43%~14.07%,相较于无通道的情况测速精度提高了3.6%。在低速、小攻角的飞行工况下表现良好,为试验做准备。

3)基于设计的巡飞弹引信空速测量方法,实验室静态试验表明该方法误差平均值为6.3%,相较于皮托管降低了3.6%,变化趋势与仿真结果相吻合,验证了该方法的优越性和稳定性。外场试验表明该方法的平均误差为均方误差的平均值为1.429 m/s,比皮托管测量减少了2.06 m/s,验证了巡飞弹在复杂环境和姿态下该方法的可行性和适用性,且具有一定的精度。

参考文献

- [1] 陈谋,马浩翔,雍可南,等. 无人机安全飞行控制综述[J]. 机器人,2023,45(3):345-366.
CHEN M, MA H X, YONG K N, et al. Safety flight control of UAV: A survey[J]. Robot, 2023, 45(3): 345-366.
- [2] 张传昊,李豪杰,李长生,等. 基于可编程门阵列的集群弹药协同决策与同步起爆方法[J/OL]. 兵工学报, 1-13[2025-01-13].
ZHANG CH H, LI H J, LI CH SH, et al. Collaborative decision-making and synchronized detonation method for swarm munitions based on FPGA [J/OL]. Acta Armamentarii, 1-13[2025-01-13].
- [3] BAI L Y, LUO H CH, LING H F. Autonomous trajectory planning and control of anti-radiation loitering munitions under uncertain conditions [J]. Electronics, 2021, 10(19):2399.
- [4] 张合,于航,戴可人,等. 复杂广域战场下灵巧引信精准起爆控制问题[J]. 兵工学报,2022,43(10):2527-

2533.

ZHANG H, YU H, DAI K R, et al. Problem of precise initiation control for smart fuze in complex wide area battlefield[J]. Acta Armamentarii, 2022,43(10):2527-2533.

- [5] 乔诗翔,李豪杰,于航,等. 高低温环境对三轴高g值加速度传感器灵敏度变化影响研究[J]. 仪器仪表学报, 2023,44(5):240-248.
QIAO SH X, LI H J, YU H, et al. Research on the influence of high and low temperature environment on the sensitivity change of three-axis high-g accelerometer[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2023, 44(5): 240-248.
- [6] 甘霖,王科,许子涵,等. 周期扫描磁信号特征对光磁复合方位探测统计分布的影响[J]. 仪器仪表学报, 2022,43(5):235-243.
GAN L, WANG K, XU Z H, et al. Influence of periodically scanning magnetic signal characteristics on the statistical distribution of laser-magnetic composite azimuth detection [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2022, 43(5):235-243.
- [7] 何博,殷志臣,娄文忠,等. 单兵巡飞弹弱弹道环境智能感知系统[J]. 探测与控制学报, 2021, 43(6): 38-42.
HE B, YIN ZH CH, LOU W ZH, et al. Weak-ballistic environment sensing system for single soldier loitering munition[J]. Journal of Detection and Control, 2021, 43(6):38-42.
- [8] IRESHA G W, ATTHANAYAKE U, PERERA S R. Effects of crosswind on an automobile under dynamic conditions[J]. Instrumentation, 2021,8(2):14-21.
- [9] JAGANATH M M, RAY S, CHOUDHURY D B N. Optimal placement of wind turbines: A techno-economic analysis using real-time wind speed data and metaheuristic algorithms [J]. International Journal of Energy and Water Resources, 2025:1-22.
- [10] ZHANG Q, XU Y F, WANG X Y, et al. Real-time wind field estimation and pitot tube calibration using an extended Kalman filter[J]. Mathematics, 2021, 9(6): 646.
- [11] YANG ZH X, GU ZH H, ZHANG W Q. Pitot tube velocity measurement technology for the compressible airflow and its application in wind tunnel[C]. 2021 3rd International Conference on Intelligent Control, Measurement and Signal Processing and Intelligent Oil Field, 2021:465-468.
- [12] DE OLIVEIRA T L, HAMEL T, SAMSON C, et al. Pitot tube measure-aided air velocity and attitude

- estimation in GNSS denied environment [J]. *European Journal of Control*, 2024, 80:101070.
- [13] XING J, WANG X ZH, DONG J. Retraction Note: Big data tracking and automatic measurement technology for unmanned aerial vehicle trajectory based on MEMS sensor[J]. *Soft Computing*, 2024, 28(2):1023.
- [14] 张安平,董昊. 应对高端战争的无人机蜂群及其起飞方式的选择研究[J/OL]. *航空学报*, 1-29 [2025-04-10].
ZHANG AN P, DONG H. Study on the selection of UAV swarms and their takeoff method for high-end warfare[J/OL]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*. 1-29[2025-04-10].
- [15] 郑刘,陈志敏. 飞机机头气动补偿空速管的设计[J]. *航空学报*, 2011, 32(7):1189-1194.
ZHENG L, CHEN ZH M. Design of an aircraft nose aerodynamic compensation pitot-static tube [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(7):1189-1194.
- [16] RASMUSSEN K R, IVERSEN J J, MERRISON J. The enhanced sensitivity of pitot tubes at low Reynolds number [J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2025, 101:102750.
- [17] 魏明明. 皮托管测量风速时 GUM 评定不确定度的偏差修正[J]. *仪器仪表学报*, 2019, 40(6):146-154.
WEI M M. Deviation correction of GUM evaluation uncertainty in the wind speed measurement by pitot tube[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2019, 40(6):146-154.
- [18] 曾祥豹,袁宇鹏,廖崧琳,等. 超声共振风速风向传感器共振态温度补偿方法[J]. *仪器仪表学报*, 2025, 46(1):11-20.
ZENG X B, YUAN Y P, LIAO S L, et al. A temperature compensation method for the ultrasound resonance wind speed and direction sensor in resonance state [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2025, 46(1):11-20.
- [19] 杨子傲,曲麒富,孙海文,等. 内嵌飞行动力学的高动态飞行器惯性基深耦合导航方法[J]. *兵工学报*, 2024, 45(s2):240-250.
YANG Z AO, QU Q F, SUN H W, et al. Inertial-based deep-coupling navigation method with embedded flight dynamics[J]. *Acta Armamentarii*, 2024, 45(s2):240-250.
- [20] HAESSING D. Accelerometer bias estimation for unmanned aerial vehicles using extended Kalman filter-based vision-aided navigation [J]. *Electronics*, 2025, 14(6):1074.
- [21] CHO A, KIM J, LEE S, et al. Wind estimation and airspeed calibration using a UAV with a single-antenna GPS receiver and pitot tube[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2011, 47(1):109-117.
- [22] 陈红梅,常林江,徐振方,等. 复杂环境下 GNSS/INS/UWB 紧组合的无人机协同导航算法[J]. *仪器仪表学报*, 2021, 42(7):98-107.
CHEN H M, CHANG L J, XU ZH F, et al. UAV collaborative navigation algorithm based on tight combination of GNSS/INS/UWB in complex environment[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2021, 42(7):98-107.
- [23] 曹正阳,张冰,白屹轩,等. GNSS/INS/VNS 组合定位信息融合的多无人机协同导航方法[J]. *兵工学报*, 2023, 44(s2):157-166.
CAO ZH Y, ZHANG B, BAI Y X, et al. Multi-UAV cooperative navigation method based on fusion of GNSS/INS/VNS positioning information[J]. *Acta Armamentarii*, 2023, 44(s2):157-166.
- [24] 孙备,党昭洋,吴鹏,等. 多尺度互交叉注意力改进的单无人机对地伪装目标检测定位方法[J]. *仪器仪表学报*, 2023, 44(6):54-65.
SUN B, DANG ZH Y, WU P, et al. Multi scale cross attention improved method of single unmanned aerial vehicle for ground camouflage target detection and localization[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2023, 44(6):54-65.
- [25] 禹志龙,李颖晖,裴彬彬,等. 具有飞行包线限制的飞翼无人机鲁棒自适应容错姿态控制[J]. *兵工学报*, 2024, 45(1):231-240.
YU ZH L, LI Y H, PEI B B, et al. Robust adaptive fault-tolerant attitude control of flying-wing UAVs with flight envelope constraints [J]. *Acta Armamentarii*, 2024, 45(1):231-240.
- [26] BORUP K T, FOSSEN T I, JOHANSEN T A. A machine learning approach for estimating air data parameters of small fixed-wing UAVs using distributed pressure sensors [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2019, 56(3):2157-2173.
- [27] 王路阳,孙一宸,于明鑫,等. 基于 TimeGAN-LSTM 的无人机 GPS 欺骗干扰检测模型[J]. *电子测量与仪器学报*, 2023, 37(6):122-135.
WANG L Y, SUN Y CH, YU M X, et al. UAV GPS spoofing detection model based on TimeGAN-LSTM[J]. *Journal of Electronic Measurement and Instrumentation*. 2023, 37(6):122-135.
- [28] 李庚松,刘艺,郑奇斌,等. 无人机多传感器数据融合

- 研究综述[J/OL]. 软件学报,1-25[2025-03-21].
- LI G S, LIU Y, ZHENG Q B, et al. Review on multi-sensor data fusion research for unmanned aerial vehicles[J/OL]. Journal of Software, 1-25[2025-03-21].
- [29] 刘旭航,刘小雄,章卫国,等. 考虑运动加速度干扰的无人机姿态估计算法[J]. 哈尔滨工业大学学报,2022,54(6):12-18.
- LIU X H, LIU X X, ZHANG W G, et al. UAV attitude estimation algorithm considering motion acceleration disturbance[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2022,54(6):12-18.
- [30] 张合. 引信的过去、现在与未来[J]. 探测与控制学报,2023,45(5):1-6.
- ZHANG H. The past, present and future of fuze[J]. Journal of Detection & Control, 2023,45(5):1-6.
- [31] 于航,黄奕,李豪杰,等. 基于中位数法的计转数测速引信转数数据处理方法[J]. 弹道学报,2021,33(1):84-89.
- YU H, HUANG Y, LI H J, et al. Method for processing revolution data of revolution-counting velocity fuze based on median method [J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(1):84-89.
- [32] 李曾琳,李波,白双霞,等. 基于AM-SAC的无人机自主空战决策[J]. 兵工学报,2023,44(9):2849-2858.
- LI Z L, LI B, BAI SH X, et al. UAV autonomous air combat decision-making based on AM-SAC [J]. Acta Armamentarii, 2023,44(9):2849-2858.
- [33] 王昱,谢志鹏,田永健,等. 以虚拟结构引领强化学习的分布式无人机编队控制[J/OL]. 航空学报,1-14[2025-03-21].
- WANG Y, XIE ZH P, TIAN Y J, et al. Distributed UAV formation control with virtual structure guided reinforcement learning [J/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1-14[2025-03-21].
- [34] 毛家龙,刘清倦,潘旭,等. 机载探空温度传感器设计与研究[J]. 电子测量技术,2024,47(13):1-9.
- MAO J L, LIU Q J, PAN X, et al. Design and research of airborne radiosonde temperature sensor[J]. Electronic Measurement Technology, 2024,47(13):1-9.
- [35] TAN X G, ZHANG G M. Research on surface defect detection technology of wind turbine blade based on UAV image[J]. Instrumentation, 2022, 9(1):41-48.
- [36] 郑刘,周月荣,侯良学,等. 抛物线型面空速管的气动补偿特性研究[J]. 工程力学,2012,29(2):212-215.
- ZHENG L, ZHOU Y R, HOU L X, et al. Research of aerodynamic-compensation characteristics of a parabola profile pitot-static tube [J]. Engineering Mechanics, 2012,29(2):212-215.
- [37] 朱毅飞,林德福,莫雳,等. 四旋翼无人机旋翼对机身非定常气动干扰特性[J]. 兵工学报,2022,43(2):410-422.
- ZHU Y F, LIN D F, MO L, et al. Transient aerodynamic interference between rotor and fuselage for a quadcopter[J]. Acta Armamentarii, 2022,43(2):410-422.
- [38] BENSAYAH K, KAMRI K. Enhancing prediction of separation point location in thrust-optimized contoured nozzles with new realizability constants in the $k-\omega$ turbulence model [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2025, 239(7):2238-2248.

作者简介



赵缘,2023年于南京林业大学获得学士学位,现为南京理工大学博士研究生,主要研究方向为传感器信息融合技术、探测制导与控制技术。

E-mail:yuanzhao204@njust.edu.cn

Zhao Yuan received his B. Sc. degree from Nanjing Forestry University in 2023. He is currently a Ph. D. candidate at Nanjing University of Science and Technology. His main research interests include sensor information fusion technology and detection guidance and control technology.



李豪杰(通信作者),1995年于北京理工大学获得学士学位,1998年于北京理工大学获得硕士学位,2006年于南京理工大学获得博士学位,现为南京理工大学教授,主要研究方向为探测制导与控制技术、传感器技术。

E-mail:haojieli@njust.edu.cn

Li Haojie (Corresponding author) received his B. Sc. degree from Beijing Institute of Technology in 1995, M. Sc. degree from Beijing Institute of Technology in 1998, and Ph. D. degree from Nanjing University of Science and Technology in 2006. He is currently a professor at Nanjing University of Science and Technology. His main research interests include detection guidance and control technology and sensor technology.