

航空发动机吸雹试验用多颗同步抛射装置设计

许恩琦 薛文鹏 金利强

(中国飞行试验研究院发动机所 西安 710089)

摘要: 为满足航空发动机吸雹试验的适航审定需求,针对国内多颗同步抛雹装置研究缺乏的现状,设计了单气室多炮管抛雹装置。通过仿真分析装置结构参数对冰雹抛射过程的影响,并开展试验验证。结果表明:装置实现了多颗冰雹同步抛射,速度误差 $\leq \pm 1.5\%$,位置散布 $\leq \pm 5\text{ mm}$,同步时间 $\leq 35\text{ ms}$,各项指标均满足CCAR33.78等适航条款要求,且性能稳定、重复性好。该研究为航空发动机吸雹试验提供了关键装备支撑,验证了单气室多炮管设计在同步性与精准度控制上的有效性。

关键词: 航空发动机;吸雹试验;抛雹装置;多颗同步

中图分类号: V263.3;TN06 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.35

Design of multiple synchronous ejection equipment
for aero-engine hail absorption test

Xu Siqi Xue Wenpeng Jin Liqiang

(Engine Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To meet the airworthiness certification requirements for hail ingestion tests of aircraft engines and address the scarcity of research on multi-hail simultaneous ejection devices in China, a single-chamber multi-barrel hail ejection device was designed. The influence of the device's structural parameters on the hail ejection process was analyzed through simulation, and experimental verification was carried out. The results show that the device enables simultaneous ejection of multiple hailstones with a speed error $\leq \pm 1.5\%$, position dispersion $\leq \pm 5\text{ mm}$, and synchronization time $\leq 35\text{ ms}$, all of which comply with airworthiness regulations such as CCAR33.78, and the device also features stable performance and good repeatability. This study provides key equipment support for aircraft engine hail ingestion tests and validates the effectiveness of the single-chamber multi-barrel design in ensuring synchronization and accuracy control.

Keywords: aero-engine; hail absorption test; hail ejection equipment; multiple synchronization

0 引言

在民航飞行历史中,因发动机吸入冰雹引发的重大飞行事故屡见不鲜。发动机吸入冰雹会导致外物损伤(FOD),致使发动机性能恶化,引发喘振、熄火等状况,严重威胁飞行安全^[1]。

中国民用航空规章第33部《航空发动机适航规定》第33.78条航空(CCAR33.78)明确规定,当航空器在最大高度达4500 m(15000 ft)的颠簸气流中飞行,发动机在最大连续功率状态下,以最大真实空速吸入大冰雹后,不得出现不可接受的机械损坏、功率或推力损失,也不应导致发动机停车^[2]。CCAR、美国联邦航空条例第33部(FAR-33)^[3]和欧洲航空安全局发动机适航审定基础(EASA-CS-E)^[4]

等国内外主要民用航空发动机适航标准,均以专门条款对发动机吸雹性能提出要求。国外GE90、Trent等发动机已开展相关抛雹试验;国内也开展吸雹的相关研究工作,其中王丰产等^[5]阐述了民用航空发动机适航取证过程中的吸雨吸雹试验方法;张清等^[6-7]详细阐述了涡扇发动机吞雹试验流程,为试验结果分析提供了重要参考;王欢等^[8]提出螺旋输送机与压缩空气结合的冰雹连续投放方案,为多颗同步抛射装置的连续作业优化指明方向;孙科等^[9]针对冰雹连续抛射的气固耦合输运特性,开展数值计算与试验验证研究,为提升冰雹抛射的稳定性与精准度提供了关键技术支撑。王红一等^[10]基于高速摄像系统实现了气液两相流中气泡运动轨迹的连续追踪,刘华宁等^[11]则针对高速运动目标的速度测量需求提出了基于高速摄影技术的测量方法,

二者均为精准获取物体运动轨迹与速度参数提供了可靠技术支持。魏海涛等^[12]围绕航空发动机吞鸟装置的试验适配与验证需求,开展吞鸟试验装置适配及验证流程研究,为抛雹装置的精准设计提供了关键技术参考。然而,现有研究聚焦单一参数优化,如只注重提高抛射速度,却忽视了速度误差、同步时间等参数与抛射速度之间的相互影响,在多参数协同优化方面存在不足,且对吸雹装置的性能多停留在理论层面,缺乏直观的数据化呈现。

为填补这一空白,本文在深入分析适航条款与咨询通告要求的基础上,设计并搭建了模拟航空发动机降雹环境的多颗冰雹同步抛射装置。通过剖析装置工作原理与冰雹抛射过程,仿真探究结构参数变化对冰雹速度和位移的影响。同时,从同步时间、速度误差、管数、驱动方式等关键指标,与国内外现有装置进行数据对比,全面验证装置性能先进性,能够完全满足适航审定相关标准要求。

1 吸雹适航要求

分析比对国内外涡轮发动机抛雹试验相关条款标准。对于冰雹密度,国内外相关标准中要求均为 $0.8 \sim 0.9 \text{ g/cm}^3$ 。而关于抛射冰雹的大小和个数有所区别,国军标和美军标中要求每 0.258 m^2 或更小的面积采用一颗直径为 50 mm 和两颗 25 mm 的冰雹^[13]。

CCAR33-R2 和 FAR33 部中要求对于所有发动机进气道面积不足 0.064 m^2 时,为 1 颗 25 mm 冰雹;进气道面积超过 0.064 m^2 时,每 0.096 m^2 或其倍数,为 1 颗 25 mm,一颗 50 mm 的冰雹。对于超音速飞机需吸入不同的 3 颗冰雹,尺寸根据在 10 500 m 时,冰雹直径为 25 mm,到 18 000 m 时冰雹直径为 6 mm 的线性关系确定,且冰雹直径应与预期的最低超音速巡航高度相对应。

英国国防标准 00-971 中要求冰雹尺寸为 25 mm 和 50 mm,数目为进气面积内每平方米 8 颗 25 mm 直径冰雹和 4 颗 50 mm 直径冰雹。英国民用航空条例(BCAR)C 章要求冰雹最大直径为 50 mm,平均直径为 20 mm。附录 8 和欧洲联合航空条例(JAR)中要求每平方米 10 颗 25 mm 直径冰雹和 10 颗 50 mm 直径冰雹。

对于冰雹吸入速度,CCAR33-R2、FAR 和 BCAR 中要求为 4 500 m 高度时,飞机在扰动气流下的典型飞行速度;JAR 要求为典型飞机的扰动气流飞行速度。

冰雹的抛射区域,JAR 中提到应为一半数量的冰雹随机投向进气道正前方的区域,另一半冰雹投向进气道正前方关键区域。

通过以上条款研究,分析模拟航空发动机吸雹试验的抛雹装置应满足的工作性能,包含冰雹尺寸、个数,抛射速度以及抛射区域等。

2 装置组成及工作原理

抛雹装置抛雹过程是以高压气体为动力,通过状态监

控系统调节充气压力,冰弹装填到位后,通过控制快速充排气部件,释放高压气体推动冰弹在抛射管内运动,使冰雹以满足指标要求的初速脱离抛射管,并飞入指定区域,装置组成示意图如图 1 所示。采用单气室多根炮管布局实现多个冰雹的抛射以及对设计位置的精准控制和调节。

为保证多颗冰雹同步同速抛射,采用光滑炮管壁面减少抛射管道影响;通过单气室、高压氮气、快速电磁阀保证抛射初始压力气体的一致性,以及气体的快速同步释放;同时考虑相同抛射管道,影响冰雹抛射的因素主要为冰雹质量和抛射压力。采用假体代替冰雹进行装置抛射调试试验,避免冰雹融化产生的质量偏差,进一步确保抛射同步性。

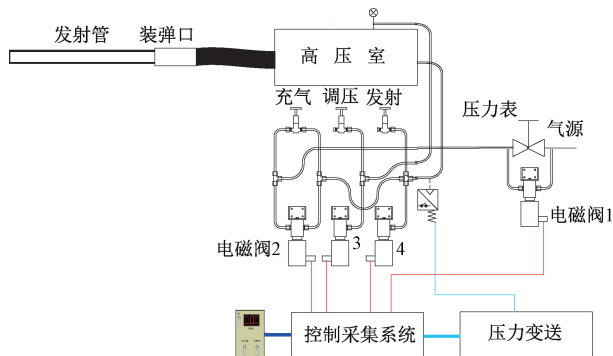


图 1 单次抛雹装置组成示意图

Fig. 1 Schematic diagram of single hail ejection equipment

抛雹装置主要由抛射装置、冰弹、状态监控系统、辅助设备组成,如图 2 所示。其中高压气室用来储存预设压力的高压气体,其内的充排气部件完成对高压气体的快速释放,从而为冰雹加速提供动力,如图 3 所示。采用活动压差式活塞机构,冲压时高压气体先通过进气管移动活塞并压紧在前端盖入口上,压力升高,活塞内的单向阀开启,高压气体进入高压气室。当传感器检测到高压气室压力达到预设值时,控制电磁阀停止充气。抛射时阀体在左右压差的作用下离开抛射管入口并迅速向后移动,高压气室内气体被快速释放。

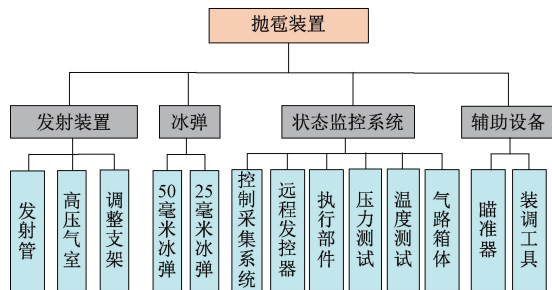


图 2 单次抛雹装置组成框图

Fig. 2 Composition block diagram of single hail ejection equipment

气体在发射管内的流动过程是一个复杂的开口、变边界过程,为简化模型,作如下假设:

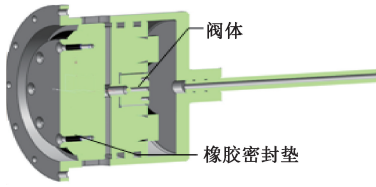


图3 高压气室充排气部件结构三维模型图

Fig. 3 3D medal of the structure for high pressure air chamber filling and exhaust components

- 1) 发射管内气体状态参数在某一瞬时均匀分布;
- 2) 发射过程时间极短,忽略系统与外界的热交换,视为绝热等熵过程;
- 3) 忽略气体黏性,即气体与管壁无摩擦;
- 4) 气体视为理想气体,不考虑分子间内聚力与分子体积;
- 5) 气体沿发射管的流动为一维准定常流动;
- 6) 不考虑气体射流对冰雹结构的影响。

1) 等熵过程做功与速度推导

取微元段进行研究,在该微元段上,气体对冰雹做功。

$$\delta W = PdV \quad (1)$$

根据等熵过程,当冰雹运动至 x 状态时:

$$P_1 V_1^\gamma = P_x V_x^\gamma \quad (2)$$

式中: V_1 为初始压缩气体体积; P_1 为初始压力; $V_x = V_1 + A, x$ 为终态体积, P_x 为最终状态气体压力; γ 为等熵绝热指数。

代入式(1),从初始状态到最终状态积分,高压气体对冰雹的做功,即冰雹动能为 $\frac{1}{2}mv^2$,则冰雹出口速度可表达为:

$$v = \sqrt{\frac{2P_1 V_1^\gamma (V_1^{1-\gamma} - V_2^{1-\gamma})}{m(\gamma - 1)}} \quad (3)$$

式中: V_2 为终态总体积,且 $V_2 = V_1 + \frac{\pi}{4}d^2L$, d 为管径, L 为管长,代入可得:

$$v = \sqrt{\frac{2P_1 V_1^\gamma \left[V_1^{1-\gamma} - \left(V_1 + \frac{\pi}{4}d^2L \right)^{1-\gamma} \right]}{m(\gamma - 1)}} \quad (4)$$

2) 基于赫兹接触理论和克拉珀龙方程的压力动态模型
根据克拉珀龙方程,即:

$$pV = mRT \quad (5)$$

式中: P 为气体压力; V 为气体体积; m 为气体物质的量; R 为理想气体常数; T 为气体热力学温度。

将初始时刻和某一时刻的发射管内气体状态参数分别代入式(5)并将等号两侧相除,可得:

$$\frac{p_{10} V_{10}}{p_1 V_1} = \frac{m_{10} T_{10}}{m_1 T_1} \quad (6)$$

式中: P_{10} 、 T_{10} 、 V_{10} 分别为发射管内气体初始压力、初始温度、初始体积; P_1 、 T_1 、 V_1 分别为发射管内气体瞬时压力、

瞬时温度、瞬时体积; m_{10} 为发射管内气体初始物质的量; m_1 为发射管内气体瞬时物质的量。

考虑绝热状态,则式(6)改写为:

$$\left(\frac{p_{10}}{p_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \frac{V_{10}}{V_1} = \frac{m_{10}}{m_1} \quad (7)$$

又因:

$$\begin{cases} V_1 = V_{10} + Ax_1 = A(x_{10} + x_1) \\ m_1 = m_{10} + \int_0^{t_1} q_m d\tau \end{cases} \quad (8)$$

则,

$$\left(\frac{p_{10}}{p_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \frac{x_{10}}{x_{10} + x_1} = \frac{m_{10}}{m_{10} + \int_0^{t_1} q_m d\tau} \quad (9)$$

式中: x_{10} 为冰雹初始位置; x_1 为冰雹某一时刻位置; V_{10} 为发射管内气体初始体积; V_1 为发射管内气体瞬时体积; P_{10} 为发射管内气体初始压力, P_1 为发射管瞬时压力; m_{10} 为发射管内气体初始物质的量; A 为发射管横截面积, q_m 为气体流量(气流从高压气室进入炮体的质量流量)。

对式(9)进行微分可得:

$$\frac{dp_1}{dt} = \gamma \left(\frac{q_m p_{10}^{1/\gamma}}{A \rho_{10}} p_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - p_1 \frac{dx_1}{dt} \right) / (x_{10} + x_1) \quad (10)$$

式(10)为发射管内压力的微分方程,描述了发射管内腔压随时间的变化。同理气源的压力变化方程为:

$$\frac{dp_0}{dt} = \gamma \frac{p_{00}}{\rho_{00} V_0} \left(\frac{p_0}{p_{00}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (q_{m0} - q_m) \quad (11)$$

式中: V_0 为气源容积, q_{m0} 为压缩机或外界流入气源的质量流量。另外冰雹的运动方程为:

$$m\ddot{x}_1 = p_1 A - F_f \quad (12)$$

$$F_f = fF \quad (13)$$

式中: F 为冰雹与发射管的赫兹接触力, F_f 为冰雹与管壁的摩擦力, f 为摩擦系数。

综上所述,发射过程的动力学模型建立如下:

$$\begin{cases} \frac{dp_0}{dt} = \gamma \frac{p_{00}}{\rho_{00} V_0} \left(\frac{p_0}{p_{00}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (q_{m0} - q_m) \\ \frac{dp_1}{dt} = \gamma \left(\frac{q_m p_{10}^{1/\gamma}}{A \rho_{10}} p_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - p_1 \frac{dx_1}{dt} \right) / (x_{10} + x_1) \\ m\ddot{x}_1 = p_1 A - F_f \\ F_f = fF \\ q_m = \begin{cases} S \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} p_0 \rho_0 \left[\left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \frac{p_1}{p_0} > \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ S^* \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} p_0 \rho_0}, & \frac{p_1}{p_0} \leq \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

式中: S 为出口截面积, S^* 为临界截面积, $\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ 为判别条件, 当背压(出口压力 P 与入口压力 P_0 的比值)小于此值时, 流动为超音速流动; 当背压大于此值时, 流动为亚音速流动。

3 设计仿真分析

采用 MATLAB/Simulink 对上述非线性动态数学模型进行数值解算, 采用标准大气压下, 大气温度取 300 K、摩擦系数取 0.8、弹性模量取 0.007 8 Gpa、泊松比取 0.47; 同时根据上述方程建立冰雹运动模型, 分析装置结构参数对于冰雹抛射距离及速度的影响。

由于 CCAR33.78 条款中要求航空器在最大高度达 4 500 m(15 000 ft) 的颠簸气流中飞行的典型飞行条件下吸入冰雹。对应发动机在 15 000 ft(4 500 m) 处颠簸气流中的飞行速度为 185 m/s。因而在抛雹装置的运动过程仿真分析中, 设定冰雹出口速度 185 m/s 为结束条件。分析供气压力影响如图 4 所示, 压力越大, 达到给定出口速度所需炮管长度越短。

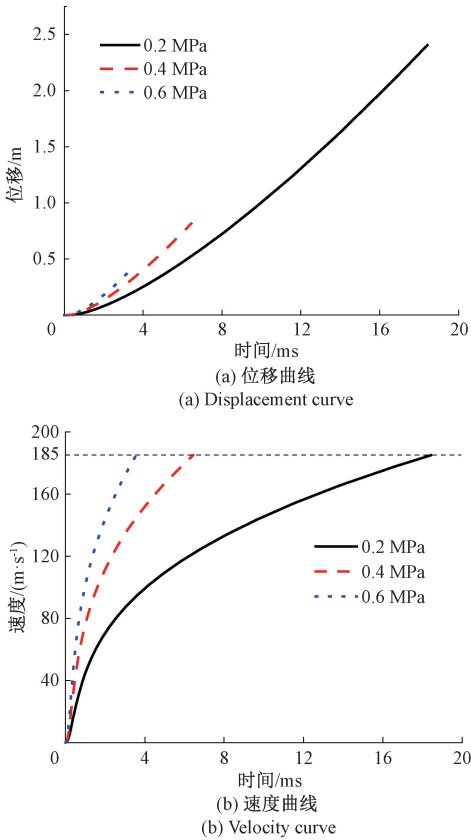


图 4 不同供气压力冰雹位移和速度比对
Fig. 4 Hail displacement and velocity comparison under different air supply pressure

对于相同气源压力, 分析抛射管长度的影响, 随着抛射管长度的增加, 冰雹出口速度不断增大, 冰雹抛射时间增

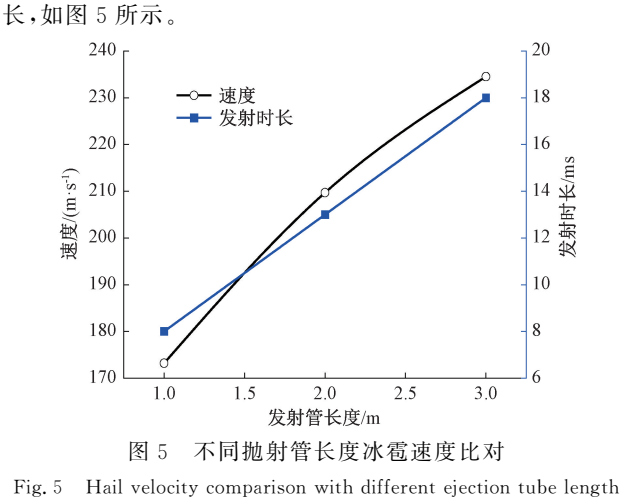


图 5 不同抛射管长度冰雹速度比对
Fig. 5 Hail velocity comparison with different ejection tube length

从高压气源至抛射管喉管面积的大小是冰雹抛射装置设计的关键, 其尺寸大小会直接决定冰雹抛射速度和抛射管长度, 如图 6 所示。当冰雹出口速度为 185 m/s 时, 通道直径越大, 抛射管长度越短。

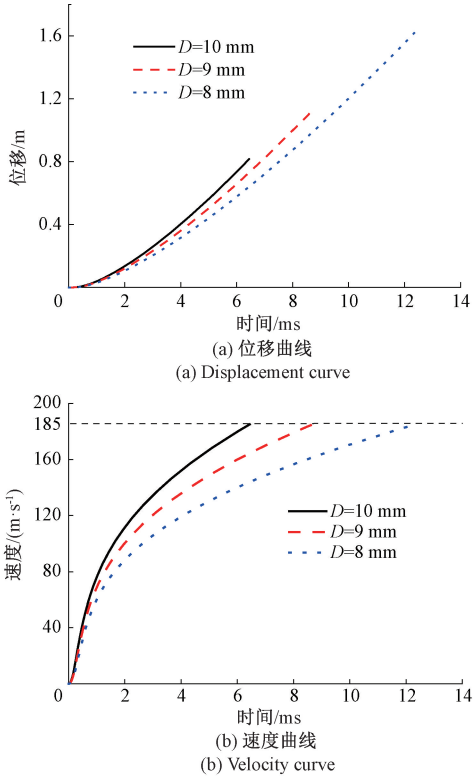
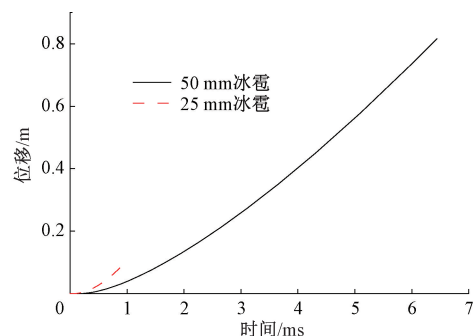
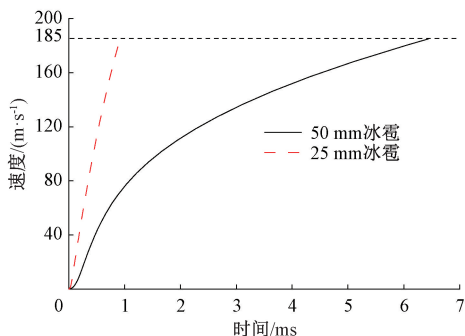


图 6 不同喉管面积冰雹位移和速度比对
Fig. 6 Hail displacement and velocity comparison with different throat areas

根据条款要求, 在发动机吸雹试验中, 抛射冰雹的尺寸分别为 25 mm 和 50 mm, 密度为 0.8~0.9 g/cm³, 其质量分别为 0.007 4 kg 和 0.059 kg。对于不同尺寸冰雹的抛射过程如图 7 所示, 冰雹直径越大, 抛射所需位移越大, 达到给定速度所需时间越长。



(a) 位移曲线
(a) Displacement curve



(b) 速度曲线
(b) Velocity curve

图7 不同尺寸冰雹位移和速度比对

Fig. 7 Displacement and velocity comparison of hail with different sizes

4 试验结果分析

开展装置样件调试试验,如图8所示,比对实际实测数据与模型仿真数据,最大偏差为10.1 m/s,最大误差为7.6%。证明该实验建立的冰雹动力学运动模型合理,可应用于冰雹抛射装置的研制。

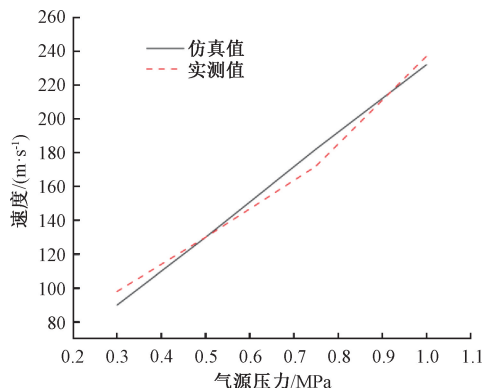


图8 仿真数据与实测数据比对

Fig. 8 Comparison of simulated data with measured data

开展装置精准度验证试验,参考文献[14]试验前将高速摄像机标定板置于弹道正前方,确保两标记点与弹道平行。调整摄像机使标定板位于视场中心,抓拍图片完成视场标定。试验中通过侧向高速摄像机记录冰雹运动轨迹,

计算其速度。结果如图9所示,冰雹撞击点横向位置散布 $\leq \pm 3$ mm、纵向 $\leq \pm 5$ mm,95%置信区间为 $\pm 4.42 \pm 5.58$ mm($n=14, p<0.05$),可实时调节撞击位置,精准度优于适航标准试验要求位置散布 ± 25 mm内。

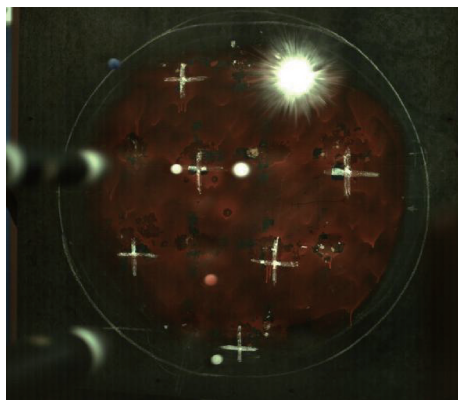


图9 抛雹装置精准度验证试验

Fig. 9 Verification test of hail ejection's accuracy

开展同一炮管、相同直径冰雹不同抛射压力对比试验,实测速度数据如图10所示。试验结果表明:随着抛射压力线性递增,冰雹出口速度呈现显著正相关变化,符合理论推导,为装置的压力-速度闭环控制提供了实验依据,验证了通过调节气源压力精准调控冰雹抛射速度的设计构想。

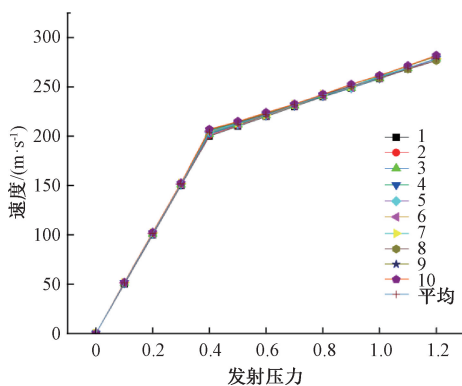


图10 不同抛射压力冰雹抛射速度比对

Fig. 10 Velocity comparison of hail with different ejection pressures

开展同一炮管、相同发射压力下的不同直径冰雹抛射试验,实测速度数据如图11所示。试验结果显示冰雹出口速度与直径呈显著负相关,该试验为装置适配多尺寸冰雹抛射提供了关键数据支撑。

开展7发冰雹同时抛射试验验证,通过高速摄像机实测显示7颗冰雹出膛时间差控制在35 ms以内(同步时间 ≤ 35 ms),95%置信区间为32~38 ms,如图12所示,冰雹抛射一致性良好。

考虑抛射过程中抛射速度存在偏差,开展同一炮管,相同抛射压力,假体与冰雹比对分析试验,假体和冰雹抛射速度与设定抛射速度比对如图13所示,冰雹实测抛射误差相差最大3.25%,而假体实测抛射误差仅0.7%,分析原因为

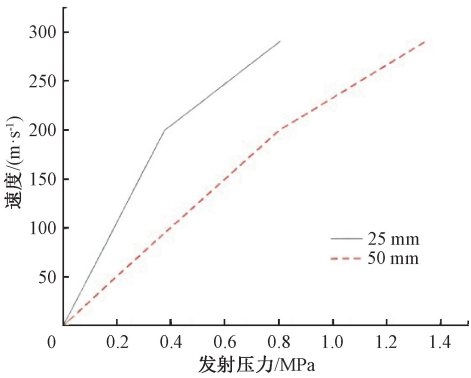


图 11 不同尺寸冰雹抛射速度比对

Fig. 11 Velocity comparison of hail with different sizes

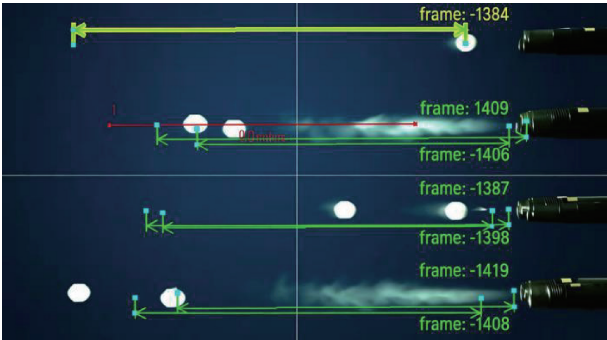


图 12 冰雹抛射一致性验证

Fig. 12 Verification of hail ejection consistency

假体采用尼龙材料制作,外形标准,质量偏差不超过 0.2 g,抛射速度一致性较好。而冰雹制作外形和质量存在偏差,冰雹装填进弹壳之后冰雹与冰弹之间的间隙不同,在抛射过程中,冰雹的启动压力不同,从而导致冰雹抛射速度存在偏差。因而在冰雹装填进弹壳之后,注入少量的水,然后放在冰箱进行复冻,使冰雹与弹壳之间通过冷冻粘结在一起,以保证冰雹与弹壳之间的预压力保持一致,以确保冰雹抛射速度一致,减少冰雹抛射误差。

经采用上述方法改善后,以设定速度抛射 25 mm、50 mm 冰雹,考虑冰雹质量存在偏差,且冰雹与弹壳之间加水冻结,装填进发射管之后吸热融化,按顺序装填,冰弹

融化程度不同等影响因素,冰雹发射速度存在一定偏差,但可保证冰雹抛射速度误差不大于 1.5%,如图 14 所示,95%置信区间为 $\pm 1.2\% \sim \pm 1.8\%$ ($n=10, p=0.05$)提升了速度控制精度,优于 FAR-33 规定的 $\pm 5\%$ 误差要求。

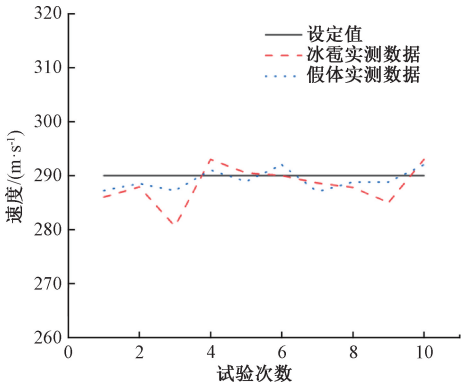


图 13 预设速度与冰雹和假体实测速度比对

Fig. 13 Comparison of preset velocity with actual ejection velocity

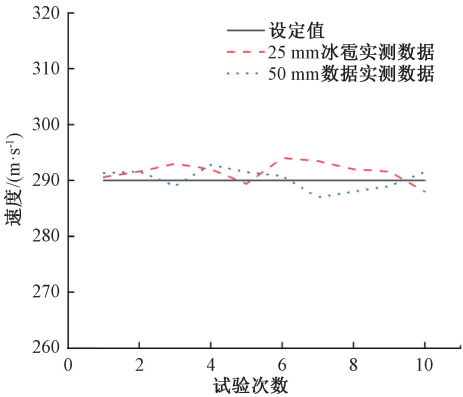


图 14 预设速度与 25 mm/50 mm 冰雹实测速度比对

Fig. 14 Comparison of preset speed with the measured speeds of 25 mm/50 mm hail

从同步时间、速度误差、管数、驱动方式等关键指标,与国内外现有装置^[15]进行数据对比如表 1 所示,借助高速摄像机记录冰雹抛射与撞击过程,结合仿真数据,全面验证装置性能,能够完全满足适航审定相关标准要求。

表 1 国内外装置性能对照

Table 1 Performance comparison of domestic and foreign hail ejection devices

装置	同步时间/ms	速度误差/%	管数	驱动方式	冰雹尺寸/mm	位置分布区间/mm
国外装置	50	8	4	气动	25/50	—
国内装置	—	2	7	气动/电动混合	25/50	± 15
本研究装置	35	1.5	多根	单气室高压气体	25/50	± 5

5 结 论

本文分析比对国内外涡轮发动机抛雹试验相关条款

标准,分析模拟航空发动机吸雹试验的抛雹装置应满足的工作性能,包含冰雹尺寸、个数,抛射速度以及抛射区域等。

仿真分析了装置各参数变化对冰雹速度的影响。仿真结果表明,冰雹直径、抛射管长及管径等参数与出口速度呈显著相关性,为装置参数优化提供了理论支撑。

设计了单气室多根炮管同步抛射装置,实现对抛射位置、速度、同步的精准控制和调节。

经装置调试试验,验证了多颗同步冰雹抛射装置响应迅速,抛射位置精度优于 ± 25 mm;以设定速度抛射冰雹,冰雹形态完整,抛射速度误差优于1.5%,提升了速度控制精度;同步时间 ≤ 35 ms,较国外同类装置(同步时间50 ms)提升34%,一致性指标达到国内领先水平,有效满足航空发动机吸雹试验适航审定试验需求。

参考文献

- [1] 杨哲,金哲岩,余放,等. 冰雹撞击飞机相关问题的研究综述[J]. 气动研究与试验, 2024, 2(6): 1-14.
YANG ZH, JIN ZH Y, YU F, et al. Review of researches on the problems related to hailstone impact on aircraft[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2024, 2(6): 1-14.
- [2] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定(CCAR-33-R2)[S]. 北京:中国民用航空局, 2016.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness regulations for aeroengines (CCAR-33-R2) [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2016.
- [3] U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Aircraft engines[S]. Washington, D. C.: U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2010.
- [4] European Aviation Safety Agency. Certification specifications including airworthiness codes and acceptable means of compliance for engines [S]. Cologne: European Aviation Safety Agency, 2003: 151-161.
- [5] 王丰产,孙有朝,吴海桥,等. 大型民用航空发动机吸雨和吸雹适航验证方法研究[C]. 2010年航空器适航与空中交通管理学术年会论文集, 2010.
WANG F CH, SUN Y ZH, WU H Q, et al. Research on airworthiness verification methods for rain and hail ingestion of large civil aeroengines[C]. 2010 Academic Annual Conference on Aircraft Airworthiness and Air Traffic Management, 2010.
- [6] 张清,崔博,霍枫. 涡扇发动机吞雹适航符合性验证试验方法[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2021, 38(5): 7-15.
ZHANG Q, CUI B, HUO F. Test methods for airworthiness compliance verification of hail ingestion in turbofan engines [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2021, 38(5): 7-15.
- [7] 崔博,张清,牛坤. 涡扇发动机吞雹试验方案设计[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2024, 41(2): 30-36.
CUI B, ZHANG Q, NIU K. Design of hail ingestion test scheme for turbofan engines [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2024, 41(2): 30-36.
- [8] 王欢,孙科,丁旭. 螺旋杆式冰雹颗粒连续投放机构设计及计算分析[J]. 液压与气动, 2022(3): 172-179.
WANG H, SUN K, DING X. Design and computational analysis of a screw-type hail particle continuous delivery mechanism [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2022(3): 172-179.
- [9] 孙科,宋江涛,任博扬,等. 冰雹连续抛射的气固耦合输运计算与试验验证[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 18-24.
SUN K, SONG J T, REN B Y, et al. Numerical calculation and experimental verification of gas-solid coupling transport for continuous hail ejection [J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 18-24.
- [10] 王红一,董峰. 气液两相流中上升气泡体积的计算方法[J]. 仪器仪表学报, 2009, 30(11): 2444-2449.
WANG H Y, DONG F. Calculation methods for rising bubble volume in gas-liquid two-phase flow[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2009, 30(11): 2444-2449.
- [11] 刘华宁,郑宇,李文彬,等. 基于高速摄影技术的速度测量方法[J]. 兵工自动化, 2014, 33(11): 71-74.
LIU H N, ZHENG Y, LI W B, et al. Velocity measurement method based on high-speed photography technology [J]. Ordnance Industry Automation, 2014, 33(11): 71-74.
- [12] 魏海涛,刘涛,薛文鹏. 航空发动机吞鸟试验要求与验证[J]. 航空发动机, 2021, 47(S1): 69-75.
WEI H T, LIU T, XUE W P. Requirements and verification of aircraft engine bird ingestion test[J]. Journal of Aeroengine, 2021, 47(S1): 69-75.
- [13] 吴晶峰,宋建宇,查筱晨. 航空发动机吸雨吸雹适航审定符合性研究[J]. 燃气轮机技术, 2020, 33(1): 1-6.
WU J F, SONG J Y, ZHA X CH. Research on airworthiness certification compliance of rain and hail ingestion for aeroengines [J]. Gas Turbine Technology, 2020, 33(1): 1-6.
- [14] 邹宝军,康飞,许明文,等. 某型涡轴发动机吞冰试验方法研究[J]. 内燃机与配件, 2020(8): 19-22.
ZOU B J, KANG F, XU M W, et al. Research on ice ingestion test methods for a certain type of turboshaft engine[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2020(8): 19-22.
- [15] 邹宝军,许明文,刘宇恒. 一种涡轴发动机吞冰雹装置的设计与试验[J]. 机械研究与应用, 2020, 33(3): 119-121, 124.
ZOU B J, XU M W, LIU Y H. Design and test of a hail ingestion device for turboshaft engines [J]. Mechanical Research & Application, 2020, 33(3): 119-121, 124.

作者简介

许思琦(通信作者),硕士,高级工程师,主要研究方向为动力与燃油系统综合试验技术。

E-mail: 873079269@qq.com