

发动机羽流直挡板间接测力数值模拟研究

夏一展¹, 强科杰², 王志新², 邓泽奇²,
杨斌¹, 杨杨¹, 王莹¹

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海航天动力技术研究所, 上海 201109)

摘要: 为了研究羽流对直挡板间接测力的影响, 通过数值模拟对羽流环境下的直挡板受力情况进行分析, 研究了不同挡板直径、位置等结构参数下的受力情况。结果表明, 挡板与喷管出口间距离和出口直径的比值接近 1.5, 以及挡板直径和出口直径的比值接近 2.5 时, 挡板受到的冲击力最大, 此时挡板对测力影响最小。基于数值模拟结果, 选择最佳实验装置设计参数, 搭建了羽流挡板间接测量装置。通过实验, 获得了不同工况条件下直接测力与挡板间接测力结果, 并基于线性拟合, 推导出羽流直挡板间接推力修正公式。研究成果可为同类挡板羽流间接测力装置设计提供参考与借鉴。

关键词: 发动机; 挡板间接测力; 羽流数值模拟; 推力测量

中图分类号: O 354 文献标志码: A

Numerical simulation study on indirect force measurement of engine plume using straight baffle

XIA Yizhan¹, QIANG Kejie², WANG Zhixin², DENG Zeqi², YANG Bin¹, YANG Yang¹, WANG Ying¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: To investigate the impact of plume flow on the indirect force measurement of baffles, numerical simulations were executed on the force on baffles in the presence of plume flow. Structural parameters including baffle size, position, and force distribution were scrutinized. Findings indicated that optimal baffle performance occurred when the distance between the baffle and nozzle outlet was approximately 1.5 times the outlet diameter, and the baffle diameter was around 2.5 times the outlet diameter, resulting in the maximum impact force with minimal influence from the baffle. On the basis of

收稿日期: 2023-11-17

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52306215); 上海市自然科学基金资助项目(20ZR1455200)

第一作者: 夏一展(1998-), 男, 硕士研究生. 研究方向: 流体力学. E-mail: 519667090@qq.com

通信作者: 王莹(1984-), 女, 教授. 研究方向: 空气动力学和流动控制. E-mail: wangying@usst.edu.cn

引文格式: 夏一展, 强科杰, 王志新, 等. 发动机羽流直挡板间接测力数值模拟研究[J]. 上海理工大学学报, 2025, 47(1): 30-37.

Citation: XIA Yizhan, QIANG Kejie, WANG Zhixin, et al. Numerical simulation study on indirect force measurement of engine plume using straight baffle[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2025, 47(1): 30-37.

numerical simulations, an optimal experimental device design parameters for the plume baffle were selected, and an indirect measurement device was constructed. The direct force measurement and indirect force measurement results of the baffle were obtained under different operating conditions through experiments. The indirect thrust correction formula for the plume baffle was obtained through linear fitting. The research results could provide reference for the design of similar indirect force measurement devices for baffle.

Keywords: engine; indirect force measurement of baffle; numerical simulation of plumes; thrust measurement

推力是航空发动机、火箭发动机等航空宇航推进系统的主要性能参数之一, 推力的准确测量是发动机试验、性能验证与产品抽检的关键问题之一^[1-4]。火箭发动机推力测试通常通过设计并搭建柔性测试台架, 将推力传递到力传感器上, 使用力传感器直接测量获得。这种方法对于常规单一方向火箭发动机推力测试具有准确可靠等优势, 但对于一些存在推力矢量控制或者较小推力的发动机推力测试, 单自由度推力测试台架的柔性结构会带来交联力干扰, 造成测试灵敏度低、误差较大等问题^[5-10]。对此, Araki 等^[11]首次提出了在发动机喷管外流场使用斜挡板测量羽流冲击力来间接测量发动机推力的方法, 这种方法不受交联力干扰, 为火箭发动机推力测试提供了一种新的手段。然而, Araki 等只提出了概念, 未进行相关实验和数值模拟研究。李印欣^[12]采用该方法设计搭建了羽流直挡板和斜挡板测力装置, 进行了相关实验研究, 并通过数值模拟分析了羽流流场及挡板受力情况。然而, 挡板会对羽流流场造成一定影响, 从而引起推力测试的误差。因此, 需要开展发动机羽流挡板间接测力过程中挡板对羽流流场的影响分析, 重点观察挡板表面压力分布等, 分析误差产生的原因。

直挡板结构简单, 且受力相对稳定。陆永华等^[13]通过数值模拟研究了直挡板推力测量装置对喷管压强比和挡板位置造成的影响。魏文权^[14]基于数值模拟和实验测量设计了一套使用直挡板的发动机间接推力测量系统, 实验测量结果显示挡板间接推力测量装置能达到的测量精度为 0.1 N, 验证了该方法应用发动机推力测试的准确性。然而, 为了进一步提高测量精准度, 需要通过对挡板与喷管距离、挡板直径、挡板受力的动态变化等参数的研究, 建立测量结果与实际推力的关系, 为

建立挡板实验测力数据的修正公式奠定基础。

本文以羽流直挡板间接测力为研究对象, 通过数值模拟对设有直挡板的羽流进行分析。根据挡板的结构参数及其受力影响规律, 确定最佳的实验装置设计参数, 并搭建实验装置进行实验测试研究。最后, 分析挡板测得推力和理论推力两者之间的偏差及原因, 并根据测试结果提出了挡板实验测力数据的修正公式。

1 计算模型及方法

1.1 物理模型、计算网格和边界条件

数值模拟使用了 Hunter^[15] 在实验中使用的发动机模型, 喷管模型和计算域如图 1 所示, 喷管几何参数如表 1 所示。挡板设置在喷管出口之后, 挡板的中心位于喷管轴线的延长线上。喷管入口设置为压力入口边界条件, 流场边界设置为压力出口边界条件, 喷管壁和挡板表面设置为绝热无滑移壁面。由于挡板形状为圆形并与喷管出口面平行, 且喷管也是轴对称形状, 因此, 整体模型可以视为由二维截面绕网格中 x 轴旋转而成。计算域选用结构网格来划分, 在喷管内部及各壁面进行了网格加密, 第一层边界层厚度为 0.0025 mm, 如图 2 所示。

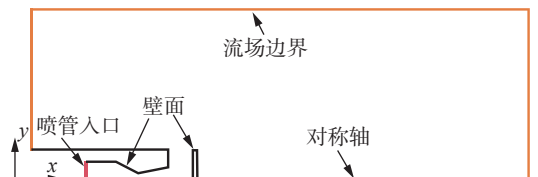


图1 装置模型和计算域示意图

Fig.1 Diagram of device model and calculation domain

1.2 发动机受力分析

发动机通过向后喷出高速气流的反作用力来获得推力 F , 而喷管喷出的羽流对挡板形成冲击

表 1 喷管几何参数

Tab.1 Geometry parameters of nozzle

喷管出口 直径 d_e /mm	扩张角/(°)	喉部直径/mm	扩张段/mm	喷管入口 直径 d_0 /mm
49.4	12	27.4	55	70.4

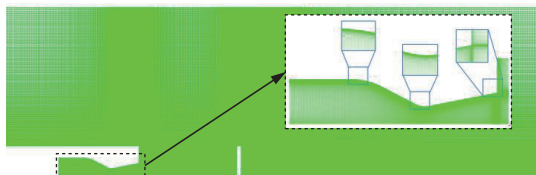


图 2 喷管网格模型

Fig.2 Model of nozzle grid

力 F' ,如图3所示。其中,发动机的推力 F 与挡板受到的冲击力 F' 相关,但并不完全相等。因此,可通过测量挡板受到的冲击力 F' 来表征发动机的推力 F 。喷管喷出的高速气流行进过程中会产生损耗,且挡板的存在会改变喷管流场,进而影响喷管推力,因此,需要通过数值模拟研究这些因素对羽流直挡板间接推力测试的影响。

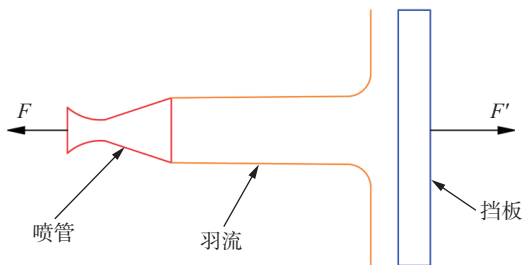
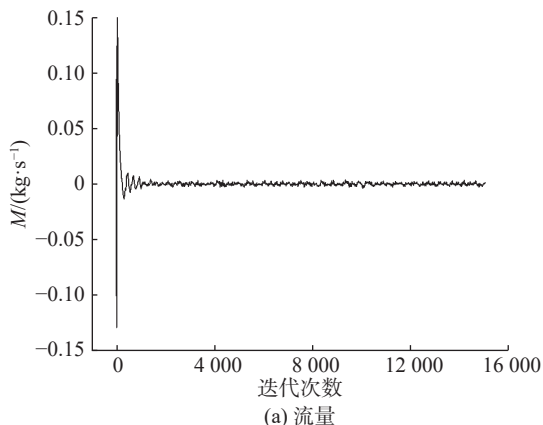


图 3 受力示意图

Fig.3 Stress diagram

1.3 数值模拟方法和湍流模型

本文使用 Fluent 软件进行数值模拟,选择基于压力的求解器进行求解,并使用稳态 Realizable $k-\varepsilon$ 模型。Navier-Stokes 方程是基于连续介质流体



质量、动量及能量守恒定律而建立的,其控制方程组描述如下:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho E u_i) = -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\tau_{ij} u_j) \quad (3)$$

式中: ρ 为密度; u_i 为速度矢量的分量; p 为静压; τ_{ij} 为黏性应力张量; E 为单位质量的总能量; q_i 为热通量。

1.4 收敛性检测

使用监测进出口质量流量 M 和计算结果是否不再随着迭代发生变化的方法来判断计算是否收敛。对于本文中的模型而言,通过监测进出口质量流量 M 和挡板受力 F' 来判断收敛。此处及下文挡板受到的冲击力 F' 都由归一化推力值来表示,如图4所示,当变化幅度小于1%时可认为计算收敛。

1.5 无关性验证

根据孙贵洋等^[16]的数值模拟计算验证方法,选取计算域中的关键物理量作为判别依据,由于喷管-挡板模型 x 轴上的压力 P_x 在喷管羽流中的激波处变化较为明显,在不同网格数的情况下,轴线上的压力 P_x 区别也较大,因此,选择了轴线上部分静压数据进行网格无关性分析(X 表示 x 轴上的位置)。本文选取了80000、200000和500000网格数进行无关性验证。由图5所示,当网格数增加到200000时,继续增加网格数对计算精度的

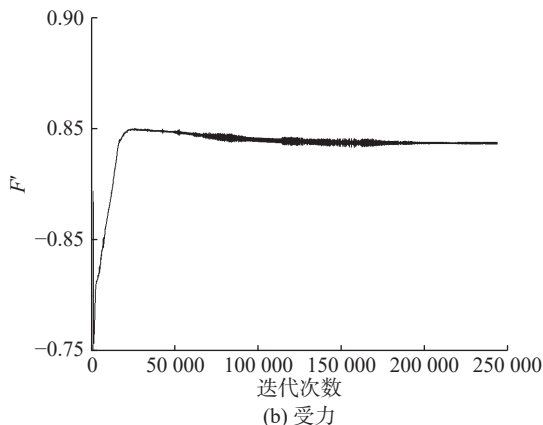


图 4 收敛性检测

Fig.4 Convergence test

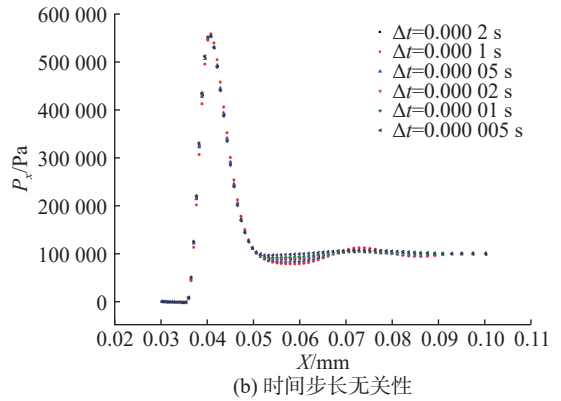
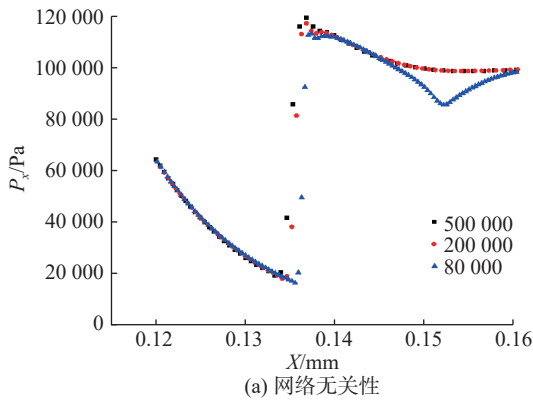


图 5 无关性验证

Fig.5 Verification of of irrelevance

影响不大, 因此, 本文选取网格数 200 000 进行后续的计算。

本文选取了 Δt 在 0.0002~0.000005 s 范围内的时间步长进行无关性验证。由图 5 所示, 当时间步长 Δt 减小到 0.00002 s 时, 继续减小时间步长对计算精度的影响不大, 因此, 本文选取时间步长 Δt 为 0.00002 s 进行后续的计算。

2 数值模拟结果与分析

2.1 挡板与喷管的距离

喷管压强比为 2.412, 流量为 0.337 kg/s。由于挡板过小会导致其无法完全捕捉羽流, 因此, 先选择较大的挡板直径 $D=120$ mm 进行数值模拟。保持喷管入口和出口条件以及其他因素不变, 通过改变挡板与喷管的距离 L , 研究挡板和喷管的距离 L 与挡板受到冲击力 F' 的关系。其中, 挡板受到的冲击力 F' 由归一化推力值来表示。由图 6 可明显看出, 随着挡板与喷管出口之间的距离 L 的增加, 挡板受到的冲击力 F' 先快速增加再缓慢降低, 在 L 为 75 mm 时, F' 最大。基于上述结果, 并结合图 7 中不同距离 L 时挡板上的压力分布, 以及图 8 中 $L=25$ mm 和 $L=100$ mm 时的速度云图可知, 在挡板过于接近喷管出口时, 会阻碍羽流发展, 且图 7 所示挡板上的压力明显低于其他工况, 从而导致其受到的冲击力 F' 减小。因此, 需要将挡板和喷管出口之间保持一定的距离 L 。如果挡板过于远离喷管出口, 羽流的损耗也会相应增大。

如图 6 和图 7 所示, 距离 L 从 50 mm 增大到 150 mm 时, 挡板中心部分的压力 P_{db} 基本保持不变, 整个挡板受到的冲击力 F' 会随着挡板和喷管出口之间的距离 L 的增大而逐渐减小。其中, 距

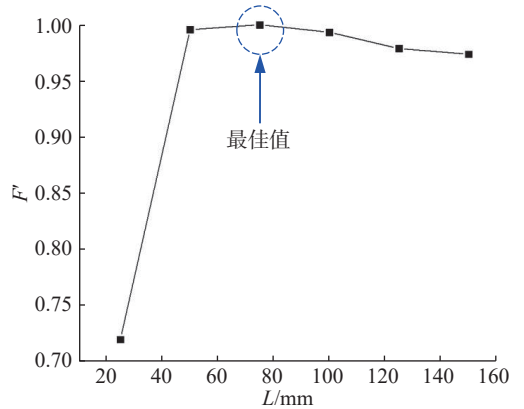


图 6 挡板与喷管的距离对于挡板受到冲击力的关系

Fig.6 Relation between baffle position and impact force on baffle

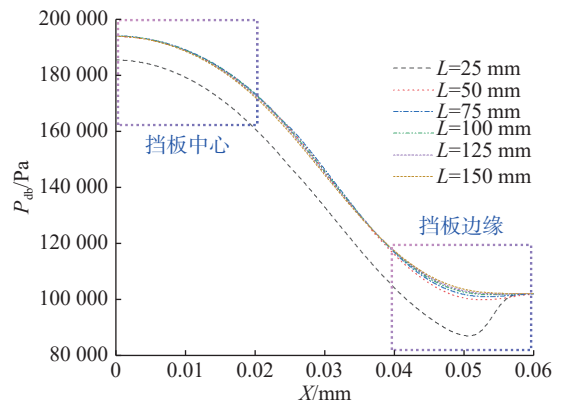


图 7 不同距离时挡板上的压力分布

Fig.7 Pressure distribution on the baffle at different distances

离 $L=75$ mm 时挡板受到的冲击力 F' 最大, 此时的距离 L 为最佳值。文献 [13] 表明, 影响挡板中心区压力的主要因素是出口直径 d_e 和扩散段长度, 且出口直径 d_e 越大, 挡板中心区压强越高, 挡板受力也就越大。因此, 可使用挡板与喷管出口间距离 L 和出口直径 d_e 的比值 L/d_e 来衡量挡板影响

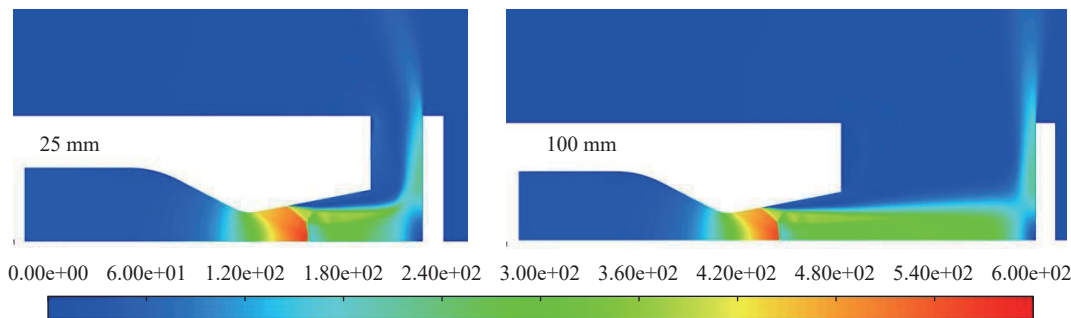


图8 挡板与喷管的距离为 25 mm 和 100 mm 时的速度云图

Fig.8 Velocity nephogram when the distance between baffle and nozzle is 25 mm and 100 mm

羽流发展的程度。当挡板与喷管出口间距离 $L=75$ mm 和出口直径 $d_e=49.4$ mm 的比值为 1.5 时, 挡板受到的冲击力 F 最大, 此时, 可以视为挡板对羽流发展影响较小, 即距离 L 不再影响挡板受力且为最佳值。

2.2 挡板直径

选择距离为 75 mm 的挡板, 研究挡板直径 D 对挡板所受冲击力 F 的影响规律, 所得结果如图 9 所示, 其中, 变化率 r 代表挡板受到的冲击力 F 随挡板直径 D 增大而增大的幅度。由图可见, 随着挡板直径 D 的增大, 挡板所受冲击力 F 先逐渐增大, 而后增长趋于平缓。这是由于: 当挡板直径 D 较小时, 并不能完全捕捉羽流, 挡板受到的冲击力 F 偏小, 因此, 其测得的推力较小; 而随着挡板直径 D 的增大, 捕捉羽流的能力逐渐上升。当挡板直径 $D=120$ mm 时, 挡板所受冲击力增长率较低, 变化幅度较小。当 $D=130$ mm 时, 挡板直径 D 和出口直径 d_e 的比值 D/d_e 为 2.6, 而相应的变化率 $r=0.05\%$, 数值过小, 此时继续增大挡板直径 D 不会大幅增加挡板受到的冲击力 F 。由此可知, 在燃烧室压力恒定的情况下, 挡板面积对试验结果影响较大。对于不同尺寸和燃烧室压力的发动机, 必须兼顾挡板直径 D 和距离喷管出口的距离 L 的综合影响。因此, 选择 D/d_e 比值为 2.4 更为合适。

数值模拟计算得到的不同直径 D 挡板前表面轴线上压力 (P_{db}) 分布如图 10 所示, 相应的压力分布曲线如图 11 所示, 其中, 0 mm 位置处代表挡板中心。由图 10 与 11 可知, 挡板中心处的压力 P_{db} 最高, 离开挡板中心后压力 P_{db} 迅速降低, 且会趋近于大气压。挡板直径 D 为 100 mm 时, 中心处的压力最低, 且随着挡板直径 D 的增加, 中心处的压力也随之增加。当增加至 120 mm 时, 挡板中心的压力 P_{db} 达到最大, 当直径 D 增加至 130 mm

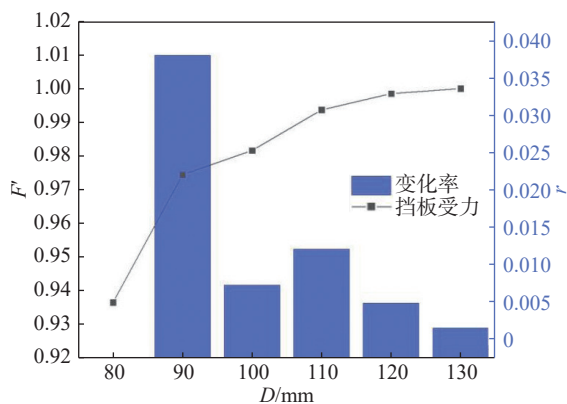


图9 挡板直径对挡板所受冲击力的影响

Fig.9 Influence of baffle diameter on impact force on baffle

时, 挡板中心的压力降低。在挡板边缘部分, 越靠近边缘处压力 P_{db} 越低, 但始终高于大气压。所以, 当挡板直径 D 增加时, 边缘处高于大气压的面积会增大, 使整个挡板受到的力增大。然而, 边缘处面积对于整个挡板受力的影响较小, 因此, 挡板直径 D 越大, 挡板所受冲击力 F 的变化幅度越小。结合上文中挡板直径 D 对于挡板所受冲击力 F 的影响进行综合分析可知, 因为挡板边缘部分对整个挡板受力的影响较小, 所以挡板直径 D 增大时挡板受到冲击力 F 增大, 且直径 D 越大挡板受力变化幅度越小。

2.3 挡板受力的动态变化规律

当发动机动态工作时, 可能会对流场和模型产生影响。因此, 在确定了挡板的最优结构参数之后, 需进一步数值模拟研究喷管入口流量 M_{in} 的动态改变对挡板受力动态变化规律的影响。将喷管压强比设置为 2.412, 流量 M_{in} 设置为 0.337 kg/s, 且入口流量 M_{in} 的变化情况为一正弦函数, 其波峰为 0.337 kg/s、波谷为 0 kg/s, 通过改变流量 M_{in} 的频率来分析频率变化对挡板测力产生的影响。

当发动机动态工作时, 挡板上受到的冲击力

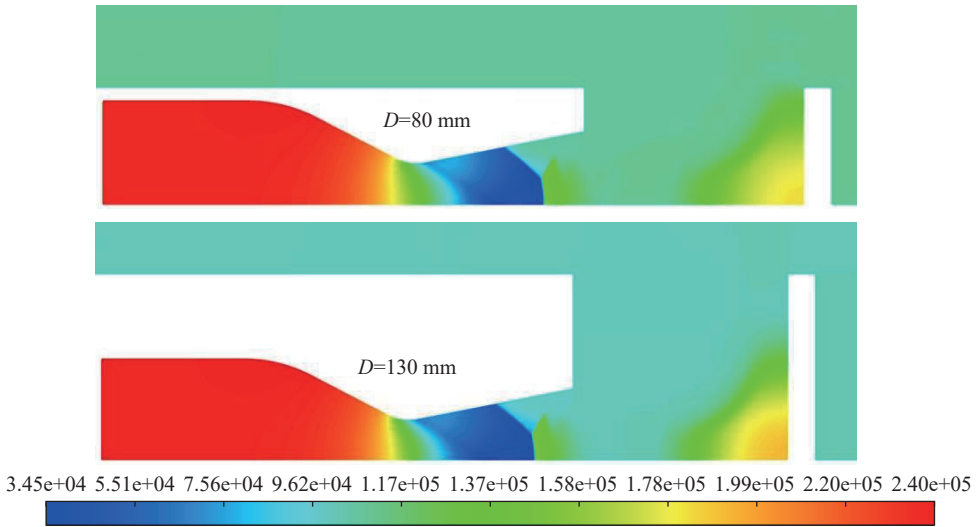


图 10 挡板直径 D 为 80 mm 和 130 mm 时的压力云图

Fig.10 Pressure nephogram when the diameter is 80 mm and 130 mm

F' 也会以一定频率 f 变化。 $f=20$ Hz时, 喷管入口流量 M_{in} 和挡板所受冲击力 F' 数值结果如图12所示, 可见挡板所受冲击力 F' 相对于喷管入口流量出现了一定延迟, 冲击力 F' 的波峰与流量 M_{in} 最大

值间出现的延迟 $\Delta t=3.25$ ms。

采用不同流量变化频率的模型进行数值模拟研究, 不同频率 f 下模型的响应延迟 Δt 如表2所示。当喷管入口流量变化频率 f 在30 Hz以下时, 模型的响应延迟 Δt 皆相差不大, 且数值较小。

表 2 不同频率下模型的响应延迟

Tab.2 Response delay of models at different frequencies

f/Hz	$\Delta t/\text{s}$
10	0.00300
20	0.00325
30	0.00311

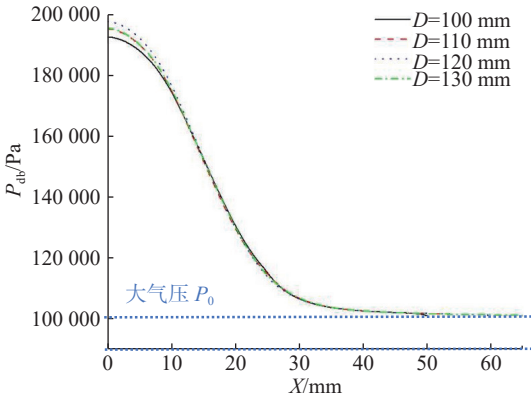


图 11 挡板前表面轴线上压力分布图

Fig.11 Pressure distribution diagram on the axis of the front surface of the baffle

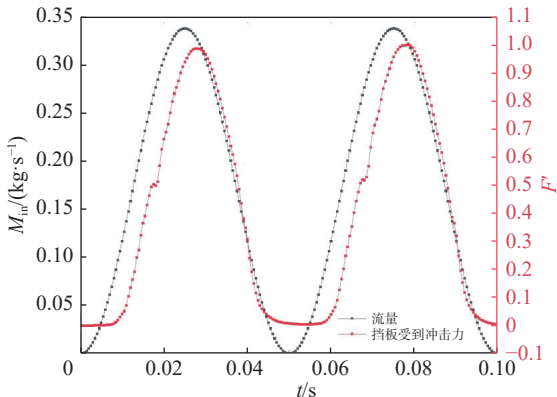


图 12 频率为 20 Hz 时喷管入口流量与挡板所受冲击力的变化图
Fig.12 Diagram of nozzle inlet flow change and damper impacted force change at 20 Hz

3 羽流挡板间接测量实验研究

3.1 羽流挡板间接测量实验装置设计

基于上述对羽流挡板间接测力装置受力规律的数值模拟研究结果可知, 需在 $L/d_e=1.5$ 且 $D/d=2.4$ 范围内选择最佳的实验设计参数。因此, 本研究采用 $L=75$ mm、 $d_e=49.4$ mm、 $D=120$ mm, 设计了如图13所示的羽流挡板间接测力系统。

实验装置包括间接测力部分与直接测力部分, 分别安装于支架和顶板侧, 以及喷管与供气装置侧, 如图14所示。间接测力部分包括传感器和挡板, 采用的是BK-3A测力传感器, 量程为20 kg, 输入12 VDC, 输出0~24 mVDC, 线性度为 $\pm 0.02\%$ FS。间接测力传感器安装在挡板处与顶板之间, 用于测量挡板受到的冲击力 F' , 如图14所

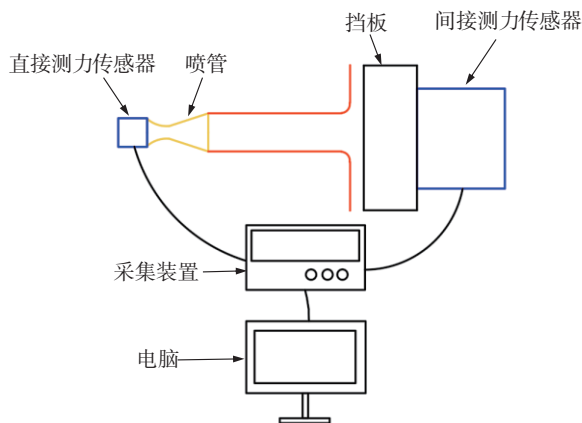


图13 羽流挡板间接测力系统

Fig.13 System of indirect force measuring device for baffle

示。直接测力传感器设置在喷管与供气装置下方,用于测量喷管推力 F 。

根据上文中挡板直径 D 对挡板所受冲击力 F' 影响的数值模拟研究结果,得到 D/d_e 最佳值为2.4,因此,可将挡板设计为高 $h=40$ mm,且直径 $D=120$ mm的圆柱体,如图14所示。挡板使用双头螺柱与传感器连接,受到的羽流冲击力可间接传递到传感器上。

3.2 挡板与喷管的距离对于挡板所受冲击力影响的实验研究

测量不同比值 L/d_e 下,喷管推力 F 、挡板所受冲击力 F' ,以及两者之间的相对误差 δ ,分析 L/d_e 对 F 与 F' 的影响。喷管入口压强设定为9 MPa,由于每次实验喷管入口压强不稳定,因此对比同一工况下测得的 F 和 F' ,得到两者之间的

相对误差 δ ,如图15所示。

根据上文中 L 对挡板所受冲击力 F' 影响的数值模拟结果,得到 L/d_e 最佳值为1.5。图15所示的实验结果表明, L/d_e 比值约为1.8时相对误差 δ 最小,与数值模拟 $L/d_e=1.5$ 相差不大。因此,后续使用 $L/d_e=1.8$ 工况进行实验测试。

3.3 羽流挡板间接推力修正公式

需要建立羽流挡板间接推力修正公式以便对测量结果进行修正,从而减少被测力较小时的测量误差。保持 $D/d_e=2.4$ 、 $L/d_e=1.8$ 不变,阀门开度取25%、50%、75%、100%,采用直接和间接两种测力方式对喷管推力 F 与挡板所受冲击力 F' 进行测量,得到4种不同工况下 F 和 F' 值,以及两者之间的相对误差 δ ,如图16所示。

实验测得各工况的平均相对误差为3.05%,总体精度较高。由图16可见,被测力越小, F 与 F' 的误差越大,可知该测量方法在被测力较小时误差较为严重。因此,需要将实验得到的 F 与 F' 结果进行线性拟合,并将所得拟合关系式用于测量结果的修正,以减少被测力较小时的测量误差。由于直接和间接测力结果大体呈线性关系,因此,本文采用最小二乘法线性拟合测量数据,最终得到了羽流挡板间接推力修正公式,如式(5)所示。该公式可用于修正后续研究的实验测量结果,减小挡板测力误差。

$$F = 0.947 2F' + 8.867 3 \quad (4)$$

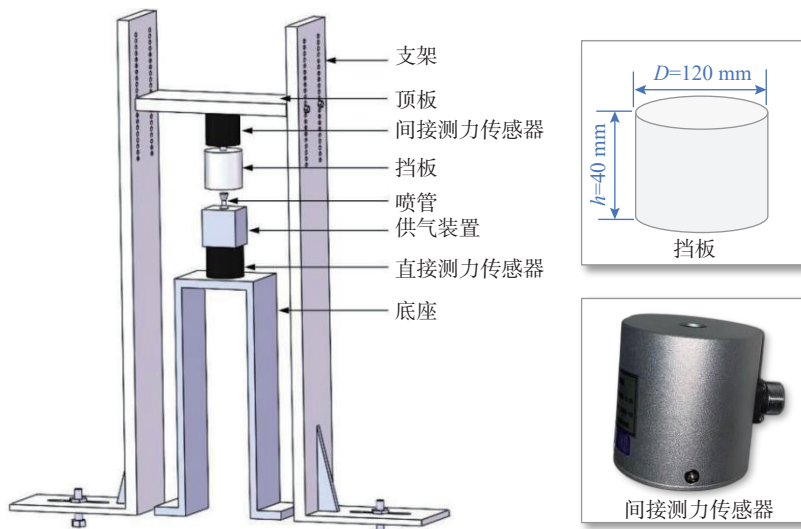


图14 羽流挡板间接测力装置

Fig.14 Indirect force measuring device for baffle

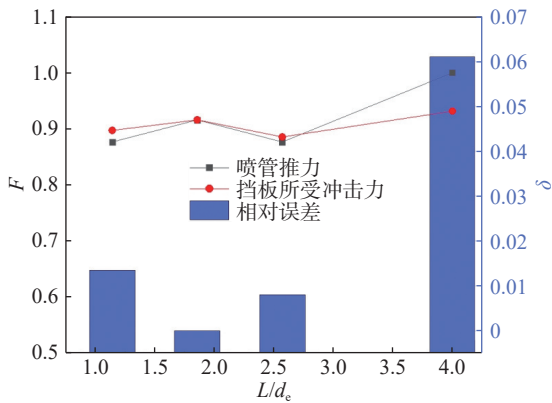


图 15 不同挡板与喷管距离下喷管推力与挡板所受冲击力的关系

Fig.15 Relation of nozzle thrust and baffle impact force at different distances between baffles and nozzles

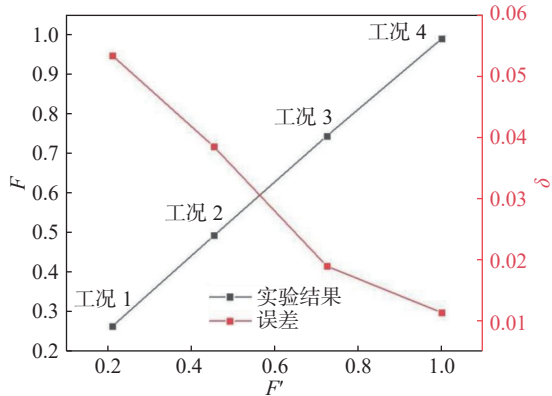


图 16 喷管推力与挡板所受冲击力的关系

Fig.16 Relation of nozzle thrust and baffle impact force

4 结论

a. 通过数值模拟研究挡板在羽流冲击下的受力情况, 分析了挡板的直径 D 、距离 L 等结构参数及其受力情况, 得到最佳设计参数: L/d_e 比值接近 1.5 时, 挡板受到的冲击力 F' 最大, 此时距离 L 对测力影响最小; 当 D/d_e 比值接近 2.5 时, 挡板受到的冲击力 F' 最大, 直径 D 对测力影响最小。

b. 通过数值模拟对比分析了直接力与挡板受力的延迟效应, 发现挡板所受冲击力 F' 与直接力 F 存在一定的延迟, 且研究表明对于该模型, 频率 f 在 30 Hz 以下时延迟较小。

c. 开展了羽流挡板间接测力实验研究, 获得了不同工况条件下直接测力与挡板间接测力结果, 并通过最小二乘法线性拟合得到了羽流挡板间接推力修正公式, 可用于后续羽流挡板间接测力结

果的修正。本文研究结果还可为同类羽流挡板测力实验装置的设计提供参考借鉴。

参考文献:

- [1] 王佳兴, 魏志军, 王宁飞. 高燃温喉栓式变推力固体火箭发动机试验 [J]. 推进技术, 2012, 33(01): 89-92.
- [2] 金贺龙, 王浩, 林庆育, 等. 斜切喷管固体火箭发动机喷管流场与推力特性研究 [J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2681-2690.
- [3] 岑继文. 新型高效微推进技术研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2008.
- [4] EMHOFF J W, SIMON D H, LAND H B. Progress in thrust measurements from micro pulsed plasma discharges[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati: AIAA, 2007.
- [5] 解亮, 李庆林, 张驰, 等. 三轴承推力矢量喷管推力性能试验研究 [J]. 航空发动机, 2021, 47(5): 26-33.
- [6] 邓祥东, 宋孝宇, 季军, 等. 矢量喷管静推力精确测量试验技术研究 [J]. 实验流体力学, 2018, 32(1): 90-97.
- [7] 任法璞. 固体姿轨控动力系统推力品质评估方法研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [8] 安健, 王高, 陈欣欣, 等. 推力矢量测试平台及原位校准方法研究 [J]. 国外电子测量技术, 2021, 40(2): 39-42.
- [9] 李梦雪, 熊伟, 徐佳佳, 等. 柔性喷管六自由度真实摆角测量系统研制 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26(11): 76-79.
- [10] 耿卫国, 朱子环. 轨姿控发动机动态推力与推力矢量测试系统研制 [J]. 宇航计测技术, 2015, 35(6): 28-32.
- [11] ARAKI M, TSUKAMOTO M, KOJIMA T, et al. Thrust measurement of a rectangular hypersonic nozzle using an inclined baffle plate[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1258-1267.
- [12] 李印欣. 固体姿控发动机非接触式推力测试研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2020.
- [13] 陆永华, 魏文权, 邵飞翔, 等. 拉瓦尔喷管小推力测量系统数值计算研究 [J]. 机电工程, 2016, 33(10): 1188-1192.
- [14] 魏文权. 小空间组合喷管推力测量系统研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [15] HUNTER C A. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows[C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland: AIAA, 1998.
- [16] 孙贵洋, 陈二云, 杨爱玲. 叶片锯齿前缘控制流动分离的数值研究 [J]. 能源研究与信息, 2021, 37(4): 229-237.