

一种新型几何可变径向涡流器的实验研究

西北工业大学 徐国平** 李长林
空军工程学院 何立明

【摘要】 研究了一种新型的几何可变径向涡流器, 主要对其进行了流量特性和流量系数、流阻特性和流阻系数、压力损失以及旋流数的实验研究, 取得了一些有价值的实验曲线。

主题词: 涡流器 流量系数 实验
分类号: V235.113 V231.3

1 结构与工作原理

新型几何可变径向涡流器结构简图见图 1。它由内外环盘片、拨盘、带轴弯叶片及螺钉组成。内外盘片间由螺钉连接, 拨盘外缘上带有槽口, 用以固定叶片位置, 拨盘的拨动带动叶片旋转, 调节叶片安装角 φ 拨盘面上有弧形滑移槽, 该槽与螺钉将拨盘与内环盘片连结成一体。

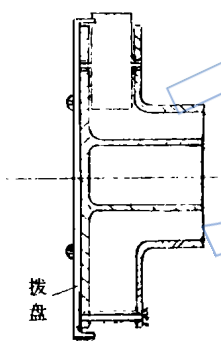


图 1 涡流器结构简图

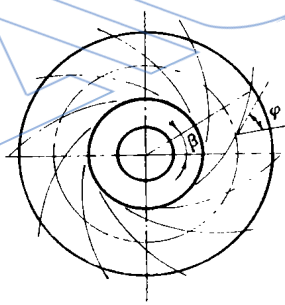


图 2 涡流器控制角 β

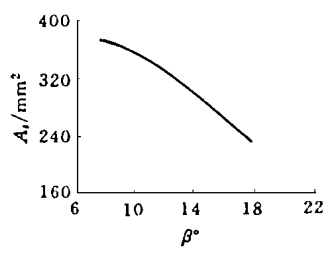


图 3 A_s 与 β 之间的关系曲线

几何可变径向涡流器采用叶片安装角 φ 可调来改变叶片通道面积 A_s 、空气流量及其他性能参数, 从而改变燃烧室的总空气流量分配, 以满足发动机不同工作状态下的需要。叶片安装角 φ 的调整通过叶片上的轴及拨盘的拨动来实现, 其直观调节角度为 β , 称作控制角, 如图 2。 β 的可调工作范围是 8–18°。涡流器叶片喉部面积 A_s 与 β 之间的关系见图 3, A_s 随 β 连续变化。主要对 4 个控制角下的性能进行实验研究, 分别为 18、14、10 和 8°。

2 性能实验研究

流量特性是指涡流器流量 m_v , 随进气压差 ΔP 的变化而变化的规律, 它是涡流器的一项

重要指标。实验中分别对 4 个控制角进行了流量特性研究, 所得结果见图 4。

流量系数是指气流通过涡流器的实际流量 m_i 与理论流量 m_i 之比: $\mu = \epsilon \cdot \Phi$ 。涡流器不同控制角下的流量系数 μ 随 ΔP 的变化规律见图 5。

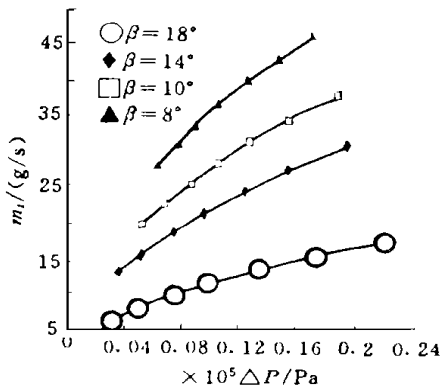


图 4 流量特性

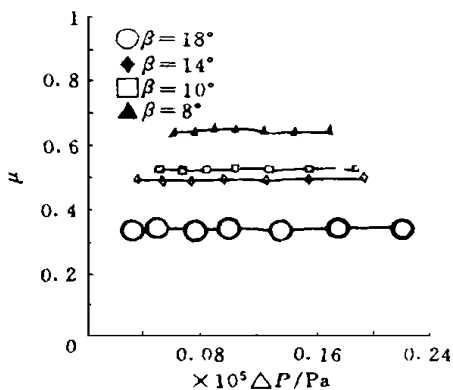


图 5 涡流器的流量系数

由图可见, 当控制角 β 不变时, μ 基本不变。对于一个几何不可变涡流器, 其流量系数当 ΔP 发生变化时基本保持不变, 如文献[1]中的实验结果。因此, 这个结论可以作为能把每一个控制角下的几何可变涡流器当作独立的涡流器来看待的一个有力依据。

各个 β 角下的平均流量系数如下: $\beta = 8^\circ$ 时, $\bar{\mu} = 0.6488$; $\beta = 10^\circ$ 时, $\bar{\mu} = 0.5289$; $\beta = 14^\circ$ 时, $\bar{\mu} = 0.5001$; $\beta = 18^\circ$ 时, $\bar{\mu} = 0.3530$ 。

对于不同的控制角 β , ΔP 不变, β 增大, 安装角 φ 也增大, 涡流器压力损失增大, 流管收缩系数 ϵ 减小, μ 减小。但是 $\beta = 18^\circ$ 时, 由于实验条件限制, 试验件较粗糙等原因导致所测 $\bar{\mu}$ 偏小, 不适合实际应用。然而, 作者认为, 它可以通过优化涡流器结构、改善叶片造型、试验件的精度和光洁度来适当提高 μ 值。

压力损失有两种表示方法: 一是用总压恢复系数 σ_s 来表示, 即 $\sigma_s = P_s^* / P^*$; 一是用流阻系数 ψ 来表示, 即 $\psi = (P^* - P_s^*) / q_{ref}$ 。其中, P_s^* 为涡流器出口总压, P^* 为涡流器前总压, ρ 为密度, $q_{ref} = 1/2 \rho V_{ref}^2$ 为参考截面动压头, V_{ref} 为参考截面速度。

由于涡流器出口流场不均匀, 实验采用文献[2]中介绍的加阻力网的方法间接测量 ψ 与 σ_s 。实验中分别对 4 个控制角下的涡流器进行了压力损失及流阻特性测量。实验结果整理出的压力损失特性见图 6。流阻特性曲线见图 7。

由图 6 可看出, 各控制角下涡流器的总压损失 ΔP^* 随进口速度 V_λ 的增加而增加, 即总压恢复系数 σ_s 随 V_λ 的增加而减小。同时, 在不同的控制角 β 之间, β 越大, σ_s 越小, 即压力损失越大。这是因为 β 越大, 安装角 φ 也越大, 旋转越厉害, 压力损失也就越大。

由图 7 可以看出, 各个控制角下, 涡流器的流阻系数在实验范围内近似为常数。这说明涡流器稳定工作在湍流自模化范围内。但在不同的控制角下, ψ 又各不相同。随着 β 的增大, 流阻系数 ψ 也增大, 这与前面从 σ_s 得到的结果相一致。但 $\beta = 8^\circ$ 时, 压力损失很小, 与其他角度下的值变化规律很不一致。从结构上来说, 这时的涡流器也不满足径向涡流器的设计要求了。按照常规, 气流由叶片尖端进入涡流器中的叶片通道, 在叶片通道中流动, 直到脱离叶片末端, 形成旋转气流, 经过一定角度的旋转才进入环形段, 螺旋前进, 流出涡流器, 形成旋转流场。而 β

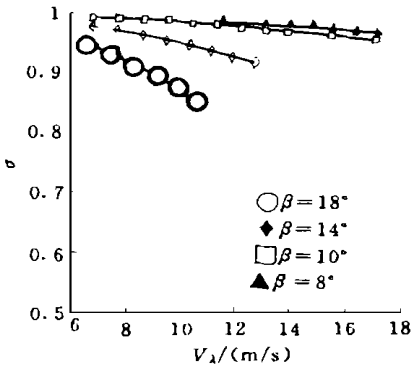


图 6 压力损失特性

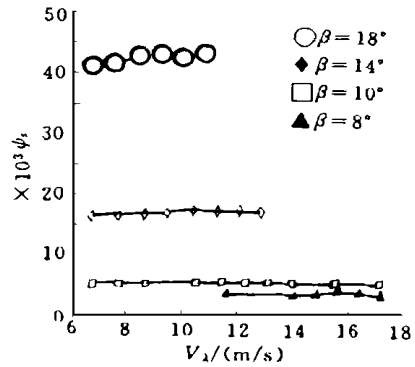


图 7 流阻特性

= 8 时, 叶片末端已接触环形段内环, 形成连续的通道, 气流直接从叶片通道进入环形段, 涡流器内的旋转损失大大减少, 且这时 φ 很小, 出口流场旋转程度小, 总压损失小, ψ_s 也小。

由上可知, 涡流器在 $\beta= 18、14$ 和 10 时具有一定规律性和实用性。

旋流数 S 的测量。 S 为旋转射流产生的角动量矩 G_θ 与轴动量矩 $G_x \cdot R_s$ 之比, 即 $S= G_\theta/(G_x \cdot R_s)$ 。只要分别测出旋转气流的 G_x 与 G_θ 即可求出旋流数 S 。

角动量矩 G_θ 的测量。在涡流器出口端面, 放置直径稍大的测矩滚筒, 测矩滚筒内焊接有 4 个对称直叶片起承受旋转扭矩作用。从涡流器出来的旋转气流, 有带动测矩滚筒旋转的趋势, 在一固定力臂 R_M 下, 用高灵敏度的焦力氏称测出这个力 F , 从而求出旋转气流产生的角动量矩 $G_\theta= F \cdot R_M$ 。

轴向冲力 G_x 通过计算求出 $G_x = \int \rho u^2 \cdot 2\pi r dr$ 。这里假设 u 沿径向均匀分布, 所得 S 的结果见图 8。几何可变径向涡流器的 S 数具有一定规律性且连续变化。

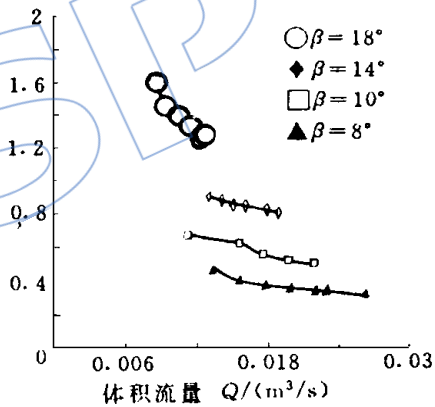


图 8 旋流器 S 测量结果曲线

结论 通过实验研究, 获得了 4 个控制角下的流量系数、流量特性、压力损失、流阻系数、流阻特性及旋流数的实验曲线。

参 考 文 献

1 张春霞, 王玉莲. 燃烧室涡流器流量系数与阻力系统试验分析. 航空学报, 1982, 3(1)
2 李长林. 航空发动机主燃烧室设计. 西安: 航空专业教材编审室, 1984

(责任编辑 杨再荣)