

排气装置的模型试验与研究

成都发动机公司 陈立德^{* *}

【摘要】 在低 Ma 情况下, 对两种方案的排气扩压器和排气管 1/5 模型进行了试验与研究。一种是大扩压角内有分割锥的扩压器; 一种是小角度扩压器, 其扩压比分布在直扩压段和转向叶片两个部分上。得出了不同的试验结果, 同时对一方案的不同结构分别测定了压力损失系数和总压恢复系数, 并进行了分析。文中引用了 Sovron 等人推荐的曲线进行研究, 又解释了预旋叶片的作用, 得出一些有益的设计思想。

关键词: 排气装置 扩压角 预旋叶片

航发在进行地面和舰艇改装时, 需增加动力涡轮、排气装置、输出轴等地面设施。其中排气装置是将燃气轮机作过功的废气排入大气而设置的管系和管道, 通常将动力涡轮后面一段到转向段的装置称排气管, 而直接排入大气和筒系称排气道。本文仅研究排气管中的损失。排气管有不同结构型式, 一般应包含两个部分—扩压器和集气管。对扩压器而言, 过去燃机采用了较保守的设计, 其面积扩压比仅为 1.7, 如配上一个集气壳, 最小压力损失在 Ma 为 0.3 时, $\Delta P/P$ 为 2.9% 左右。目前从试验证明面积比为 3 的扩压器, 其压力损失可降到 1.9% 以下。本文对两种面积比为 3 的扩压器进行了试验分析, 同时也对预旋叶片应用范围作了分析。

1 试验方案与模型

重要问题在于确定了面积比等于 3 后扩压长度如何确定。如按一般规律设计, 实际扩压长度需要 3200mm, 于是产生了两种缩短扩压长度的试验方案。一种是采用安装同心分割锥的方法, 以求在 1/3 长度上达到同样扩压能力, 分割锥将短的大锥角扩压器细分成优化的系列小扩压器, 参考资料能查找到的有二维多层分割锥非圆形扩压器^[1], 其影响因素尚未考虑全面。另一种是将扩压分两部分进行, 在直扩压段和转向叶片内分别扩压。用这两种方案制成 1/5 模型作为试验用。模型安装在气流管路中, 试验是在美国某公司改造过的压气机试验台上进行的。空气吸入后在排入大气前通过了模型件和孔板截面, 设备可在 $Ma=0.2\sim0.35$ 范围内调整, 其不稳定性小于 $\pm 0.2\%$ 。用控制进口速度来模拟进口流量。对总压损失平均值测量的重复性在 $\pm 2.5\%$ 范围内。在扩压器前后和集气壳出口都安置了测头, 共有 96 个压力探针和 13 个温度探针, 孔板安放在流场下游直线段管道内, 管子直线长度与管径比为 12, 定孔板流量所需探针是按 ASME 标准设置和测量并按其规定的公式计算。孔板流量系数是用安装在模型进口校正管上装有附面层探针测得的校正流量值来确定。由于附面层的存在而影响了模型进口总压 P_i^* 探针的准确性, P_i^* 则由进口静压 P_{s1} 和速度 V_1 计算而得, V_1 可由测量的 P_{s1} 和流量确定。HP 自动数据收集系统与计算机相接, 采集所有数据加以编辑、简化, 以使数据精确。

第一方案 1/5 模型在扩压器前端装有一段圆环形平直段, 可安放预旋叶片和直导流片, 预旋叶片旋转 21.5° 。扩压段约 200mm, 外壁扩压锥角为 18.19° ; 内壁为 12.23° ; 内外壁之间安放 3 个同心分割锥, 将气流分割成 4 部分, 分割锥前缘支在 4 个整流板尾部, 位于相同的面积上 ($< 4\%$), 后缘焊在支撑上, 由内到外通道面积与前缘处之比例各为 2.93、3.51、3.66 和 2.94。9 个转向导流片安装在角度为 54.53 的角撑上, 以使气流在弯管中心以 90° 旋转, 垂直轴线排出管外。取扩压段 $A_2/A_1 = 3.17$, 集气弯管出口面积 $A_3 = A_2$ 。

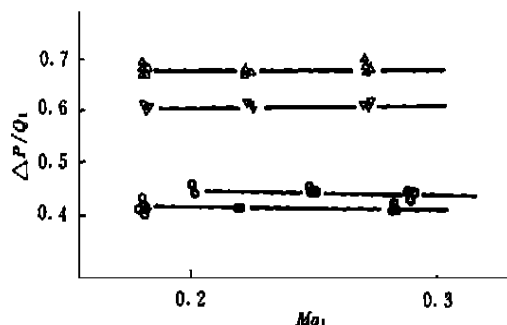
第二方案 1/5 模型进口尺寸与第一方案一致, 二者可在同一试验器上进行。直扩压器锥角为 7° ; 长度约 350mm, 气流经扩压段进入转向段继续扩压。转向段是由 5 排环形导向片组成, 使气流改变方向沿径向流动, 最外排导流片流动长度最短, 流通能力最弱, 它的凸面会形成很厚的附面层, 抑制了气流流动。最内层流通能力最好。据此, 外通道扩压面积比选 1:1.1, 内通道选 1:1.67, 中间按直线插值选得。直扩压器面积比 $A_2/A_1 = 2$, 转向段 $A_3/A_1 = 3.05$ 。

2 试验结果

扩压器性能可用压力恢复 C_P 和压力损失系数 $\Delta P/Q_1$ 来比较, 其中: $C_P = (P_{s2} - P_{s1}) / [(1/2) \rho V_1^2]$, $\Delta P/Q_1 = (P_1^* - P_{s2}) / [(1/2) \rho V_1^2]$ 。 Q_1 为进口速度头, P_{s2} 为出口静压。按理论计算, $C_P = 1 - \Delta P/Q_1$, 但因多种误差影响, 往往有 2% 的测量误差。

图 1 给出了 4 条曲线, 说明压力损失在不同结构下与 Ma 的关系。从曲线可知 (图 1 中: ● 扩压器出口截面, ○ 扩压器进口截面, △ 有预旋叶片无直叶片, ▽ 无预旋叶片和直叶片), 安装了预旋叶片而未装直叶片, 或者二者皆未安装都使扩压器增加了损失, 另外扩压器加上集气弯管仅增加 0.005 的损失。

图 2 给出了一方案扩压器有、无分割锥的 C_P 变化曲线。测量点设在外壁与内壁不同长度距离上, 此曲线明显地反映了在无分割锥的情况下, 气流分离将显著增加, 说明分割锥对性能的影响是很大的。分割锥应安排合适, 本试验的分割锥中间部分面积比要大些, 其目的就是减少气流损失, 如安排不妥还会起负作用。



相比, 二方案损失要小得多, 说明采用了分割锥的大扩压角仍比分为两个部分来扩压的设计损失大, 二方案采用了巧妙的集气弯管, 损失大幅度减少。但是这种结构的扩压器尚需增加一个集气箱, 以保证气流由顶部集气口排入集气管道。此型扩压器外形相对而言稍长和稍大些。

3 排气装置的设计曲线

对于直的扩压段长度和面积比最优选择, 如果考虑弯管, 问题要复杂得多。由于壁面附面层的存在, 在设计排气段 (其中包含扩压段、集气箱和排气管道) 时, 往往以排气段的理论效率曲线作为选择扩压面积的根据, 图 4 给出了一组理论效率曲线, 表示了效率、压力损失和扩压面积比之间的关系^[2], 一维流动效率可用下式表示: $\eta = (1 - \Delta P/Q_1) / (DF^2 - 1/AR^2)$ 。DF 为进口畸变因子, 它表示在附面层影响下最大速度与平均速度之比, AR 为扩压面积比。

从图 4 可看出扩压面积比选择为 3 压力损失已降至最低点, 面积比再加大影响已经不明显了。图中标出 3 个试验点, 有一方案、二方案和二方案加集气箱, 相比之下二方案设计得比较合理, 它们落在较高的效率线上。

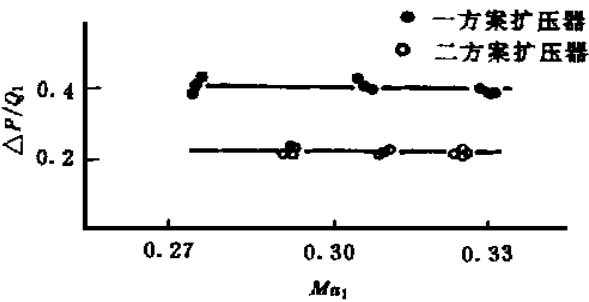


图 3 二方案扩压器 $\Delta P/Q_1$ 随进口 Ma 的变化

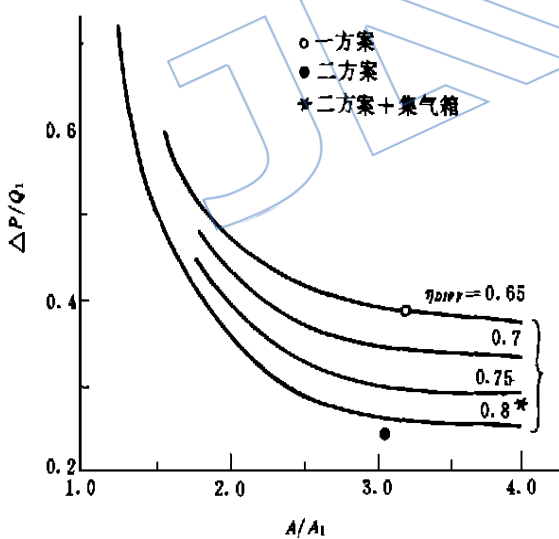


图 4 排气段损失与扩压面积比关系曲线

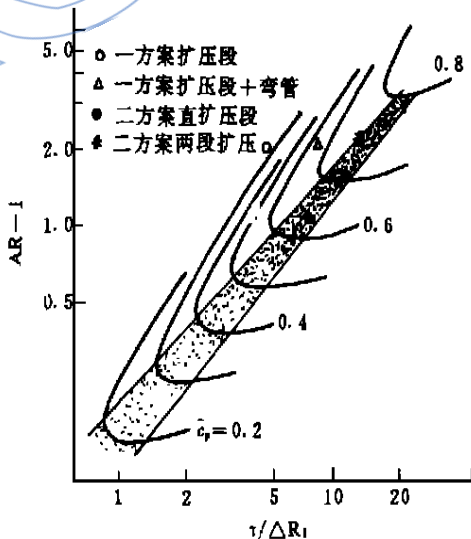


图 5 环形扩压器性能图

排气段性能好坏首先取决于扩压比与扩压器轴向长度的选择是否合适。

图 5 推荐了一组曲线, 在其阴影范围内选择的扩压比及长度将是最优的。这组曲线适用于阻塞比 $\beta = 0.02$, 不过经试验证实阻塞比在一定范围内变化对排气段性能并不起很大作

用^[3] (τ 为轴向平均长度, ΔR_i 为进口径向长度)。图 5 也表示了二方案是设计在优化范围内, 而一方案不够理想, 造成损失增加。这两组曲线 (图 4 及图 5), 提供了设计扩压器的依据。

在本试验中对比了预旋叶片的作用 (见图 1), 证明了安装预旋叶片对减小损失起了较大效果, 它可以减少气流分离, 提高 C_p 值。文献 [4] 说明了不同预旋角在不同扩压角下对 C_p 的影响。从中看出, 当全锥角为 30 时, 安装 15 预旋叶片时扩压器性能有很大改进。扩压角小于 20 时, 由于叶片本身增加了阻塞比, 相比之下预旋叶片对性能有利的影响反而不明显了。要研究预旋叶片的作用, 也需考虑它占有的一定空间, 即有有利的一面, 也有不利的一面, 在使用时要根据扩压角大小合理安排, 才会得出有效的结果。也可考虑与动力涡轮出口角配合设计。

4 结 论

(1) 尺寸较为紧凑的一方案扩压器, 由于的扩压角度过大, 扩压器长度过短, 压力损失明显增加。

(2) 在扩压角度较大的扩压段增加几层分割锥, 可使分离改善, 损失减小。

(3) 采用分段扩压方法, 减少扩压段的扩压角, 使分离区缩小, 压力恢复系数提高。

(4) 扩压器长细比和面积比应参照图 5 设计, 才能得到效率较高的排气段。

(5) 预旋叶片安置在进口处, 对扩压角较大的扩压器可提高 C_p 。

致谢 谨对 PW 公司 Colletti & Nikkanen 以及 Elliott 公司 Perera 提供的试验报告表示谢意!

参 考 文 献

- 1 Japikse D. Turbomachinery Diffuser Design Technology. Concepts ETI, Inc. Norwich, Vermont, 1984
- 2 Thakker A. Evaluation of Conical Diffuser Performance. ASME Paper No. 85-IGT-27
- 3 Sovran G. Fluid Mechanics of Internal Flow. Elsevier Publishing Company, Amsterdam, 1967
- 4 Engineering Science Data Item. No. 76027; Aerodynamic Sub-series, Nov. 1976

(责任编辑 魏星禄)

EXPERIMENTAL RESEARCH ON A SEMI-WATER-GAS-FIRED GAS-TURBINE

Zhou Kangcheng (*Wuxi Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A turboshaft aeroengine WZ5 was modified into a gas turbine working with semi-water-gas. The features of its modification and its fuel gas supply system are described, testing program and results of its performance tests are discussed. It is shown that its starting reliability, burning stability, acceleration response, distributional quality of the exit temperature field and the operating performance are reasonable, some of them are even better than the original WZ5 engine working with aviation kerosene.

EXHAUST SYSTEM MODEL TEST AND RESEARCH

Chen Lide (*Chengdu Engine Company*)

ABSTRACT

At Mach numbers ranging from 0.2 to 0.35, two schemes 1/5th scale models of exhaust diffusers and elbow-exhausts have been researched. The first scheme was a diffuser with wide cone angle. In order to reduce the separation losses, the concentric splitter cones were set to augment the diffusibility. The splitter cones were made by subdividing the short wide-angle diffuser into a series of smaller, more optimal ones. The second scheme was a diffuser with smaller cone angle, in order to reduce the length, the diffuser ratio was distributed between the linear diffuser and the turning vane to improve the overall performance. The results of the model test show that total pressure recovery coefficient C_p of the second scheme is rather high and the pressure loss coefficient $\Delta P/Q_1$ is reduced. At the same time, the $\Delta P/Q_1$ of different constructions of the first scheme were measured separately, and the measurements were analysed. The function of the splitter cones was demonstrated. Several test curves were used to prove the certain effect of the pre-swirl cascade in some diffuser angle ranging. Therefrom the beneficial design ideas are obtained.