

分叉尾喷管气动性能实验研究

南京航空航天大学 张元** 余少志 徐辉
国营兰翔机械厂 郭成疆 黄燕

【摘要】 某涡轮发动机尾喷管由环形转接段和双管急弯收扩段组成,其形状呈“裤衩”形。在模拟涡轮出口旋流的条件下进行了喷管模型内流气动试验,采用双向总压探针测量喷管内大回流区,发现从 33 截面开始的大分离区对喷管性能有重大影响。在给定流量条件下,通过该流量的喷管进出口压比 P_3^*/P_6 远比无分离的理论值要高。试验证明导流板是减少喷管气流分离、提高扩压比、降低进口总压的有效措施。 P_3^*/P_6 可降低 1.7% 左右。

主题词: 涡轮轴发动机 喷管流动 性能 内流试验

分类号: V235.12

1 喷管进口旋流场的模拟、喷管模型和测试方法

发动机工作时喷管入口流场是有旋的。沿径向气流旋流角从 14 变到 -1°。除旋流外,总、静压变化幅度较小。本文采用叶片环式旋流场模拟器来模拟给定的目标流场,同时又采用束流环兼顾 Ma 数沿径向分布。试验中采用三孔探针耙来测量气流旋流角等参数。探针耙经变 Ma 数标定^[1]。实测表明,整个测量系统测角误差不大于 0.5°;测点处 Ma 误差不大于 0.05。在 $Ma = 0.41, 0.42, 0.43, 0.44$ 四种来流工况下进行了旋流模拟试验。图 1 上显示了目标旋流角与模拟器实测值。与目标流场相比,最小与最大均方根误差分别为 0.6 和 2.4°。气流流过该旋流发生器总压恢复系数为 0.98 左右。

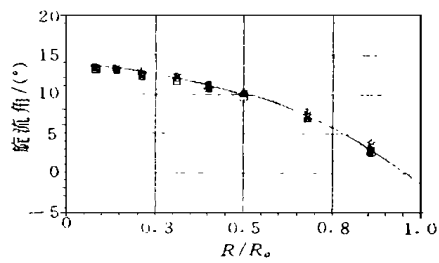


图 1 旋流模拟结果

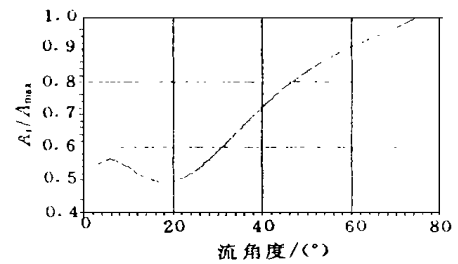


图 2 喷管截面变化规律

试验模型为 1/3 缩比,内壁面布置了 52 个静压孔测量喷管沿流向静压分布。喷管截面积变化规律如图 2 所示。沿流向在扩张的同时,流向角急转了 75°(XZ 平面)。从 21 截面开始至 45 截面当量扩张角大于 15°~24°;转向的最小曲率半径为 0.92 左右。模型采用真空泵吸气式

方式工作。试验中测量了 4 种工况下模型沿程静压分布、左右喷管出口截面静压分布、各截面总压分布。此外,专门设计了用于分离流测量的双向总压探针,用此探针测量喷管内分离区范围^[2]。据实测的前、后向探头总压值 P_{t1} 、 P_{t2} 及静压,便可算出其正反向流动 Ma 数和零速度线来。如果 $P_{t1} > P_{t2}$ 则表明当地时均速度法向分量为正向,若 $P_{t1} = P_{t2}$ 则表明当地时均速度的法向分量为零,一旦出现 $P_{t1} < P_{t2}$ 则表明当地时均速度的法向分量为负,即出现了倒流,试验中测量了 21、33、45、57 和 75 五个截面正、反向总压分布,找出分离区内零速度包线。此外还采用流动显示技术,观察模型内气流回流区范围。

2 带旋流的喷管内流特性试验结果

图 3 给出工况 1 的壁面静压和面平均“总压”沿流向分布。可以看出,从喉道后开始,左右喷管静压都是逐步升高的,到某一截面后压力下降,但开始下降的截面左右喷管不同。这说明喷管自 45 截面至 57 截面后,失去了扩压作用,实际有效流动面积在减少,从而导致气流加速减压,这是喷管内气流发生分离的一个佐证。从进口截面到喉道截面,静压分布起伏很大,可以看出左右侧喷管气流严重不对称,这是进气流的旋流造成的。图 3 上部两条曲线为面平均“总压”

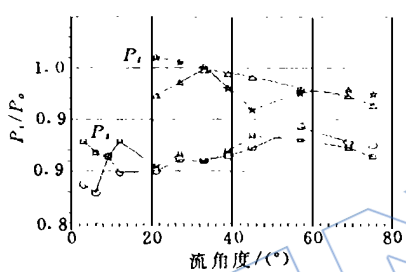


图 3 左右喷管沿程总静压变化

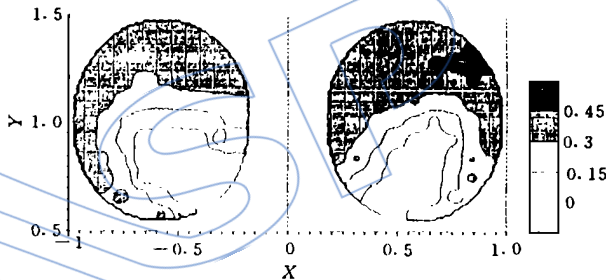


图 4 75 截面(出口) Ma 数分布

压”沿流向的分布规律,这是由常规总压探针全场扫描而得的面平均值。由图可见,喷管内出现了“总压”上升的怪事,其原因在于当地气流流向与截面法向,即探针指向,有相当大的差异。在倒流区,常规总压探针测出的就根本不是当地气流总压,其值与当地的流向角和气流的脉动分量有关,可是在求面平均总压时,在分离区内的所谓“总压”值也包括在内。当分离区缩小时,则探针在正向流区内测点增加,因而面平均总压也就升高。

从 5 个测量截面的正反向总压分布,发现每个截面均存在倒流区。尤其从 33 截面开始到 75 出口截面的 4 个截面中,存在大范围的倒流区。图 4 为其中的典型 Ma 数分布。33 截面上所发现的倒流区顺流向不断扩展,在出口截面,倒流区大约占出口截面的 30% 左右。右喷管的倒流区在发展过程中,有微小顺时针转动的趋势,而左喷管则反之。在出口截面,分离流不仅没有再附,而且还从喷管下游吸入一股气流顺倒流管逆向进入尾喷管,部分倒流气流深入 33° 截面前的分离线附近。倒流气流穿过零流面与主流掺混后再随主流排出喷管。因此,实际排出喷管的气流流量就必然大于来自动力涡轮的燃气流量。这就给流量计算、出口截面的总压测量带来麻烦。出现如此大范围的分离区原因有二:一是 33–57 截面是道通面积急剧扩大的地区,当量扩张角超过 15°;二是流道拐弯剧烈。分离区的周向转动是与最大曲率所在位置基本上一一对应的。存在这一对分离区的影响巨大,它使流道有效流通面积大大减小,使气流的主流道不但没有减速扩压,反而加速减压,这一点与静压沿程分布相吻合,使喷管扩压效率大为

下降,从而直接影响到动力涡轮功的大小。除了这一大分离区外,在 21 截面的一侧喷管下方还发现有一小范围的分离包。

由于空间的限制,在 21 截面上游没有采用双向探针来探测倒流区,但是从模型表面的流迹看,进口鼻梁与内环、外环结合部都发现有气流局部分离的痕迹,分离区形成一个封闭的分离包。对主流场的影响范围不大。综上所述,在喷管内共发现 3 类分离区:左、右鼻梁与内、外环结合面的分离;21 截面右喷管上方的气流分离,以及从 33 开始的大分离区。3 类分离区形成各有自己的原因,对喷管性能的影响也各不相同。

试验中发现喷管扩压比 P_6/P_5 远低于理论值。如果在模型试验时,保持压力比 P_6/P_5 为理论值,则进口 Ma 数就将远低于规定的设计值,亦即流量必须大为减少。试验发现要保持理论压比,将有近 10% 的理论流量无法通过。尾喷管分离区的存在,将迫使发动机自身进行热力循环调整,以牺牲涡轮功率为代价,自动提高喷管进口总压,使喷管能将燃气顺利排出。从这意义上讲,喷管“吃掉”了部分本来可以利用的涡轮功率。精确地对比同一工况两侧喷管的流量比,存在一定困难,因为回流区存在时,难以精确地确定连续流量的主流边界。初步计算显示,右喷管与左喷管流量比大约是 0.45 : 0.55 左右。

试验表明在喷管内加导流板是减少喷管气流分离、提高扩压比、降低进口总压的有效措施。图 5 即为加导流板后喷管出口截面的 Ma 数分布。与不加导流板的原模型相比(图 4),出口面上倒流区明显缩小,面平均 Ma 数大幅度降低,出口静压得以升高。静压的绝对增量大约为 1.5% 大气压左右,相当于 1472 Pa。对工况 1 及工况 2 进出口总压静压比 P_5^*/P_6 分别降低 1.64% 及 1.78%,因此涡轮输出功率可相应增加,或在同样的功率下涡轮前温度 T_3^* 可以降低。

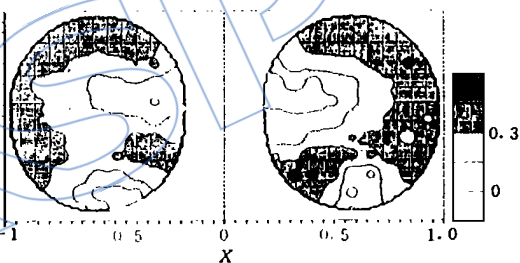


图 5 加导流板后出口截面 Ma 数分布

3 结 论

(1) 在有旋流进口条件下,两侧喷管流动不对称很显著。流道中出现的分离区大小、形状及流量分配有较大的差异。两侧喷管流量比经估算约为 0.45 : 0.55。(2) 喷管内从 33 截面开始的大分离区对主流流动有重大影响。(3) 喷管总压恢复不高。(4) 在给定流量条件下,通过该流量的喷管压比 P_5^*/P_6 远比理论值要高,流量亏损达 10% 左右。(5) 试验证明导流板是减少喷管气流分离、提高扩压比、降低进口总压的有效措施。初步试验显示对工况 1 及工况 2, P_5^*/P_6 分别降低 1.64% 及 1.78%。

参 考 文 献

- 1 林峰,张元,彭成一.五孔探针的标定技术.航空动力学报,1990,5(3)
- 2 Zhang K Y, Hedogott. Experimental Investigation of Backward-Facing Step Separated Flow with Blowing in Bottom Comer. DLR Report IB222 93- A22