

突扩区/火焰筒头部流动特性研究

南京航空航天大学 赵坚行** 胡 劲 丁万山
航空工业总公司 608 研究所 赖寿昌 邓淑文 邓 武

【摘要】 本文试验研究某型直流短环燃烧室突扩区/火焰筒头部流动特性, 测量突扩区, 火焰筒内外环气流通道及整个燃烧室的总压损失和燃烧室各股气流通道的分流比, 采用 LDV 多谱勒激光测速仪测量突扩区流场。通过对二种燃烧室和七种不同结构方案的突扩扩压器流场测定, 综合分析突扩扩压器主要几何参数对流场参数, 总压损失及分流比等燃烧室性能参数影响规律, 为燃烧室的研制和改进设计提供有用的试验依据。

主题词: 燃烧室 流动特性 测量

分类号: V231

1 总压损失及分流比的试验

本文所研究的燃烧室与一般涡喷发动机所采用短环燃烧室^[1]不相同, 为了与离心压气机

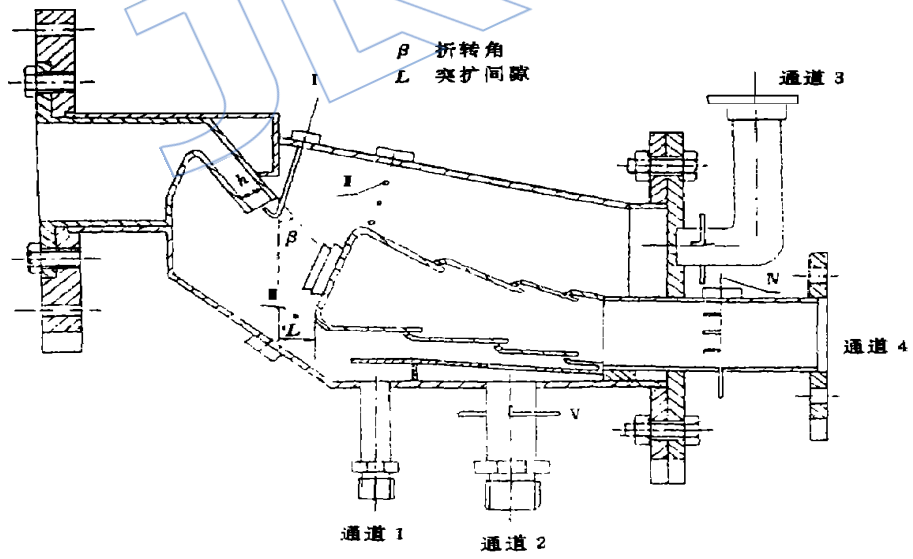


图 1 燃烧室结构示意图

相连接,其扩压器出口轴线与火焰筒轴线并不重合,而是相交一定角度,火焰筒设置的位置靠近燃烧室内壁离扩压器出口有一定距离(见图 1)。

燃烧室的总压损失和分流比是燃烧室设计中二个必不可少的重要参数,本文研究燃烧室前置扩压器几何参数 β 和 L 以及进口气流 Ma 数对这 2 个性能参数的影响规律。

试验件共分 5 个测量截面来完成燃烧室总压损失的测量(见图 1),这 5 个截面分别为扩压器出口,内外环 2 个突扩区界面以及 2 个出口截面(火焰筒和内环通道)。在测量总压过程中气流方向的偏差对总压值影响较大,为了能够准确测量总压,我们设计了旋转式单点和 3 点套筒式总压管分别布置在扩压器出口和燃烧室出口以及突扩区界面。各测量截面的压力耙都按等环面积规律分布。由于总压损失与各股气流的分流比有关,因此在测总压时通过调整各通道出口阀门,控制了出口反压使各流道的流量分配达到设计分流比,然后进行总压测量。各截面的总压值可取其各测量点的算术平均值。总压损失系数 ξ 和阻力系数 λ 可按下式计算:

$$\xi_j = (\bar{P}_1^* - \bar{P}_j^*) / P_1^* \quad \lambda = (\bar{P}_1^* - \bar{P}_j^*) / (1/2) u_j^2 \quad (1)$$

式中:下标 1 为扩压器出口截面 I-I, j 为 II, III, IV 截面。

本试验还探索了燃烧室各股气路分流比的变化规律,从离心式压气机出口排出的气流经呈锥面倾斜的短直壁突扩扩压器进入突扩区。在突扩区分成三股气流:一股流入燃烧室外环,这股气流在燃烧室尾部又分出一少部分气流用于冷却涡轮导向叶片;一股流经旋流器和火焰筒头部冷却孔进入燃烧室内部;一股流向燃烧室内环,这股气流又被隔板分成二股气流,其中一股经燃烧室内环进入火焰筒内部,另一股流向涡轮盘用于冷却涡轮盘和涡轮叶片。目前,国内外的研究工作者在进行分流比研究时,都没有模拟火焰筒的进气情况,本试验则是在扩压器后部放置了真实火焰筒,研究燃烧室几何参数和气动参数的变化对分流比的影响,由于每股通道的反压对流量分配有直接影响,本试验进行分流比时为了保持出口反压不变,在测量分流比时,调节各流道的出口阀门,使其出口压力一定。

2 激光测速试验

本试验的试验件为扇形,激光测速的截面为通过火焰筒旋流器中心的剖面,由于试验件两侧的光学玻璃倾斜导致玻璃面法线与激光光束轴线成一定夹角,使激光器的四束光束不重合不相交于一点,这样测出的两个速度分量并不是空间同一点的速度分量,为此本文采用光束交点偏移修正法^[2],对光路进行了修正。所得中心纵剖面上径向速度 $V'_r = V_y \cos \alpha$ 式中: V_y 为测得的径向速度, α 为中心纵剖面偏转角度。

在整个测量过程中,必须保证光束交点落在旋流器中心纵剖面上,而实际上,由于光的折射,光束穿过石英玻璃后,二束光的传播方向发生变化,使交点位置改变,为此可用下式来求得透镜到交点的实际距离 F ^[2]

$$F = F_D + t(1 - \operatorname{tg} k_w / \operatorname{tg} k_f) + d_1(1 - \operatorname{tg} k_a / \operatorname{tg} k_f) \quad (2)$$

式中: F_D 为透镜的焦距, t 为玻璃的厚度, d_1 为透镜到窗口的距离, k_a 为光束入射角, k_f 为光束折射角, k_w 为光束在石英玻璃内折射角。在本试验中,设 $k_f = k_{a0}$ 。

在试验中入射光与玻璃的夹角一定,因此 F 为定值。首先可在试验中心纵剖面上设一个基准点,调整入射光交点与基准点重合,其他测点按其相对位置移动坐标架,这就确保了每个测点在中心剖面上。

3 试验结果与分析

本文所用扇形短环燃烧室试验件为两种: 1 号和 2 号。扩压器试验件共有 7 个, 其中扩压器出口轴线与垂线夹角 β 分别为 31° ; 40° ; 49° 和 58° ; 突扩间隙 L/h 分别为 0.6, 0.8, 1.0, 1.2; 进口气流 Ma 数分别为 0.1, 0.12, 0.14 和 0.16。

前置扩压器出口折转角 β , 突扩间隙 L 和燃烧室进口 Ma 数变化对总压损失系数, 阻力系数和分流比的影响, 其部分试验结果见图 2~图 5。

图 2 为总压损失系数 ξ 随 Ma 数的变化关系曲线。由图可见, 随着 Ma 数的增加, 燃烧室总压损失也相应增加。这是因为马赫数增大, 扩压器出口速度增加, 气流撞击火焰筒头部所产生的压力损失也增大的缘故。

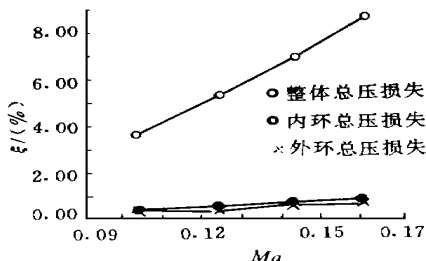


图 2 总压损失系数 ξ 随 Ma 数的变化

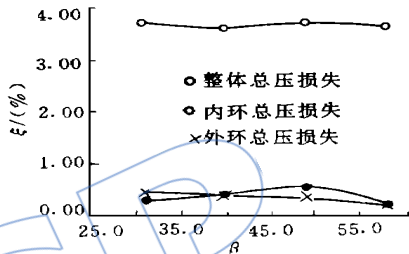


图 3 总压损失系数 ξ 随 β 角的变化

图 3 为总压损失系数 ξ 随 β 角的变化。由图可知折转角 β 对总压损失影响不大, 其损失变化范围在 0.2% 左右。这说明燃烧室对扩压器出口气流方向变化不敏感, 可以预见如果这种燃烧室的火焰筒由于热膨胀而使火焰筒与扩压器的相对位置发生变化时, 其燃烧室性能不会发生明显地恶化。

图 4 表示阻力系数 λ 随着无量纲突扩间隙 L/h 的变化曲线, 当 L/h 很小时, 总压损失明显增大, 阻力系数也加大。这是因为此时火焰筒离扩压器出口很近, 气流急剧转弯, 导致气流的剪切应力和损失都增加。当 L/h 为 0.8 时, 燃烧室的总压损失降低, 阻力系数也相应减少, 而随着 L/h 继续增大, 燃烧室的总压损失和阻力系数也略有增加, 最后当火焰筒远离扩压器出口时, 燃烧室阻力系数保持不变。

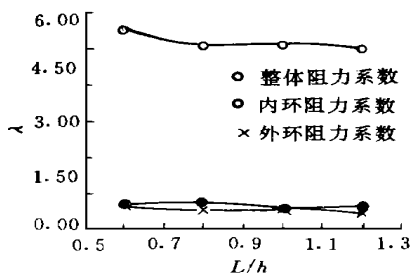


图 4 阻力系数 λ 随 L/h 的变化

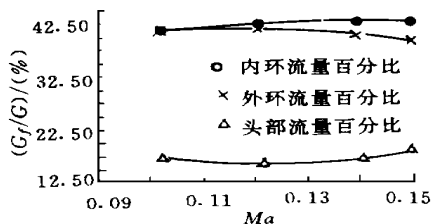


图 5 燃烧室各股进气量百分比 G_f/G 随 Ma 数的变化

图 5 为进气速度变化对分流比的影响,由图可知,内环和头部总气量随进口气流 Ma 数增加略有加大,而外环总气量略有下降。但是,总的看来,流量分配随进口 Ma 数变化较小。

本文采用 LDV 激光测速仪测量燃烧室头部突扩区流场,研究扩压器的几何参数 β 和 L 以及进口 Ma 数对突扩区/火焰筒头部气动流动特性的影响。

图 6 为 2 号燃烧室突扩区流谱图,由图可知,在扩压器出口两侧有两个较大的稳定旋涡,这两个旋涡形成两个气动壁面,迫使从扩压器流出气流沿着较窄的流路,以较大的速度流入火焰筒内外环通道,气流流动比较稳定总压损失也较小。通过一系列测验表明:

(1) 两种燃烧室几何尺寸不相同,但当其折转角和间隙相同时,所得流谱基本相似。

(2) 当 β 角由 31° 增加到 58° 时,突扩区流场也有较大相应变化, β 角太大或太小都不能形成合理的流场,只有 β 角为 40° 时,在扩压器出口形成两个稳定的旋涡。

(3) 突扩间隙 L/h 变化,使扩压器出口气流对火焰筒头部冲击损失不相同,气流转弯方向也不同,因而突扩区流场也不同。当 $L/h=0.6$ 火焰筒头部靠近扩压器出口,气流冲击损失较大旋涡不稳定。而 $L/h=1.2$ 时,火焰筒离扩压器出口较远,因而气流受火焰筒影响小,此时旋涡趋向于稳定,但是旋涡强度减弱。只有 $L/h=1.0$ 时流场稳定,总压损失也小。

(4) 随着进口气流 Ma 数增大,流谱未见明显变化趋势,只是旋涡尺寸略有加大,而且由于扩压器出口速度增加使得气流撞击火焰筒头部加强,气流的紊流强度也增加,流场略有畸变,燃烧室头部的旋涡趋于不稳定,同时,由于撞击压力损失也有所增加。

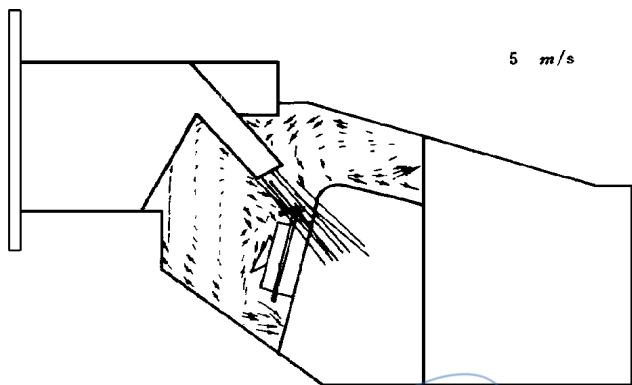


图 6 2 号燃烧室模型 A 流谱图 ($Ma=0.12, \beta=40^\circ, L/h=1.0$)

参 考 文 献

- 1 Carotte J, Stevens S J. The Performance of a combustor Pre-Diffuser Incorporating Compressor Outlet Guide Vanes. A-IAA 1990-2165
- 2 胡劲.: 突扩区/火焰筒头部一体化设计试验研究:[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 1997

(责任编辑 杨再荣)

tion research indicates that this new method can monitor the crack fault more effectively.

Key Words Blades Cracks Faults Acoustic measurements Monitoring simulation

PREDICTION FOR NONLINEAR PERIODIC SOLUTIONS OF UNBALANCED ROTOR BEARING SYSTEM

Liu Heng, Yu Lie, Xie Youbai

(*Lubrication Theory and Bearing Institute, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710048*)

Yao Fusheng

(*Ministry of Mechanical Engineering, Beijing 100823*)

ABSTRACT

A new prediction method for periodic solutions of unbalanced bearing rotor system is provided, which uses the steady state and transient state information of the periodic solutions to solve Jacobi matrix. Then this method can predict and trace the periodic solution of the system. At the same time, the Floquet multiplier of the periodic solution can be obtained from Jacobi matrix to judge its nonlinear stability. Because the steady state and transient state information of the periodic solution can be observed in practice, the method would be used widely. A rigid unbalanced bearing rotor system is taken as an example, the T periodic solution of this system is predicted and traced.

Key Words Rotors Bearings nonlinearity Periodic solutions Prediction

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF HEAD IN SECTOR ANNULAR COMBUSTOR

Zhao Jianxing, Xu Jin, Zhan Xuewei

(*2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016*)

Lai Shouchang, Deng Shuwen, Deng Wu

(*Nanhua Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002*)

ABSTRACT

The aerodynamic characteristics of sudden expansion region between the prediffuser exit and the head of the flametube in relation to its geometric parameters are investigated with the purpose of the annular combustor optimization. The mass flow ratio, total pressure loss of outer and inner annulus, and whole combustor are measured with different total pressure probes and flowmeters, respectively. Flow velocity profiles in the asymmetric sudden expansion region are measured by Laser Doppler anemometry. Experimental results of flow field total pressure loss and flow ratio for two types of combustor and seven configuration sectors show that two eddies occur in the sudden expansion regions; the prediffuser geometric parameters, such as deflection angle; relative sudden gap L/h and inlet Mach number, have an effect on the airflow patterns, drag coefficient and mass flow ratio.

Key Words Combustion chambers Flow characteristics Measurements