

小尺寸双级跨音轴流压气机试验研究

南华动力机械研究所 李良明^{* *}

本文叙述了一台叶尖速度 436m/s 的小尺寸双级跨音速轴流式压气机性能。在机械调试达到设计转速 45000r/min 后,进行了性能试验,主要性能指标都达到或超过了设计值。本文讨论了径向轴向间隙,探针堵塞,级间配合和一些测试技术对压气机性能的影响。

一、小尺寸跨音轴流压气机的特点

在中小航空发动机中,跨音轴流压气机作为组合压气机的前面级得到了广泛的应用。虽然多级轴流压气机比单级离心压气机的多变效率平均高 $4\sim 5\%$,但对小流量压气机来说,由于末级叶片很短,损失大,特别是高压比压气机单纯采用轴流压气机是不合适的。目前世界上的小发动机有的采用双离心,有的采用组合式,在压比 10 左右,采用轴流—离心组合式压气机比单纯离心压气机的效率高 2% 。小尺寸跨音轴流压气机除了与大型跨音轴流压气机共有的性质外,还有诸如流道中主流区范围相对缩小,附面层堵塞相对增大,径向间隙要求严格,叶型尺寸公差严,需要小型受感部和高转速压气机试验台等。

二、试验件和试验设备

试验件进口有整流支板,接着是可调进口导流叶片,后面是两排转子和两排静子。静子叶片有内环,转子采用两支承方式,后支点了弹性支承的挤压油膜轴承,设计点折合流量为 $3\sim 4\text{kg/s}$ 。试验是在南华动力机械研究所 B203 跨音速压气机试验台上进行的,该台以改型的涡轴发动机为动力,适用于正反向试验件,转速达 $55000\sim 57000\text{r/min}$,流量 $0.6\sim 10\text{kg/s}$,最大连续功率 607kW ,扭矩 $0\sim 200\text{N}\cdot\text{M}$ 。

为了使测试数据可靠,转速、流量、压比和效率都采用了两套测试系统进行对比,分析误差直到二者差值达到给定的精度为止。大气压力用 BQY-1B 型数字式无汞气压计测量,大气温度用 4 支装在进口防尘网四周的铜电阻温度计测量。流量用两种办法测量,一是按国标设计标准流量喷嘴角接取压,测出喷嘴前的静压 P_1 和喷嘴前后压差 ΔP ,然后按经验公式计算流量系数 α 和膨胀系数 ϵ ,代入流量公式 $G = \alpha \epsilon A_o \sqrt{2\rho_1 \Delta P}$,其中 A_o 是流量喷嘴开口面积。另一种办法是用进口流量管,在测量截面测 4 点静压和 10 点附面层总压后计算流量,两者相差 0.6% 以内。效率的测量也用两种方法,一是用英国扭矩计公司生产的 ET25HS 扭矩计测扭矩,精度是 0.1% 。扭矩计要进行静校和动校,还要扣除试验件的机械损失,对压比小的压气机更为重要。要计算基元级的效率还离不开用温升法测效率。在单双级压气机试验中,由于温升小,

温差法误差较大,为此采用了测压气机进出口温差 ΔT^* 的办法来取代分别测 T_1^* 和 T_2^* , 然后算出 ΔT^* 。其方法是用 2 支回路电阻相同的 T_1^* 热电偶并联后与 T_2^* 热电偶反串,提高了测量精度。转速在两处测量,一是在扭矩计轴上的音轮测量,二是在动力转接段轴上的音轮测量,乘上增速比,二者相差 10r/min 左右。壁面静压从进口到出口 6 个截面上测量,在测场的基础上进口总压用 1 支 5 点总压管测量,出口总压用 1 支 7 点总压耙测量。出口总温用 1 支 5 点总温耙测量,过渡态用动态压力传感器测 P_2^* 和流量管测静压 P_o ,示波记录。全部性能数据由微机采集处理,打印输出,然后用计算压气机试验性能的 FORTRAN 程序在 WAX 机上计算出结果。此外,还进行了振动测量,动应力测量和轴的挠度测量。

三、试验结果与讨论

为了测量第一级的性能,将第一级和第二级之间的轴向间隙放大 5 倍,以便安装总温和总压感受部。径向间隙对压气机性能,尤其是对小尺寸压气机性能影响较大。试验了相对径向间隙 1% 和 2.3% 时的压气机性能。作为一台新设计的压气机,为防止转子叶片与机匣相碰也需放大径向间隙。由于离心力,气动力和热膨胀的作用,转子另件和机匣都会发生变形。压气机工作时实际径向间隙与装配间隙明显不同。径向间隙的存在对转子叶片的工作有很大影响。在叶片压力面和吸力面压差的作用下,部分空气通过径向间隙发生溢流。压气机叶片端面与机匣的相对位移对机匣表面的附面层产生“搅拦效应”,助长了空气的溢流。因此要严格控制径向间隙,既不能在旋转时相碰又不能过大。对大型压气机,叶尖间隙一般为 0.5~1.5mm 左右,约占通道面积的 0.5%。小尺寸压气机若取上述间隙值则占通道面积的 3~4%,显然太大。某些试验表明,此间隙从 0.3mm 加大到 0.4mm 效率下降 1%,沿工作线的流量减小 0.8%,喘振裕度下降 5%。据统计小型轴流压气机转子叶尖间隙一般范围是 0.35~0.60mm,约占通道面积的 1~2%。试验中当相对径向间隙从 1% 加大到 2.3% 时,设计点的峰值效率下降 2.5% (见图 1)。

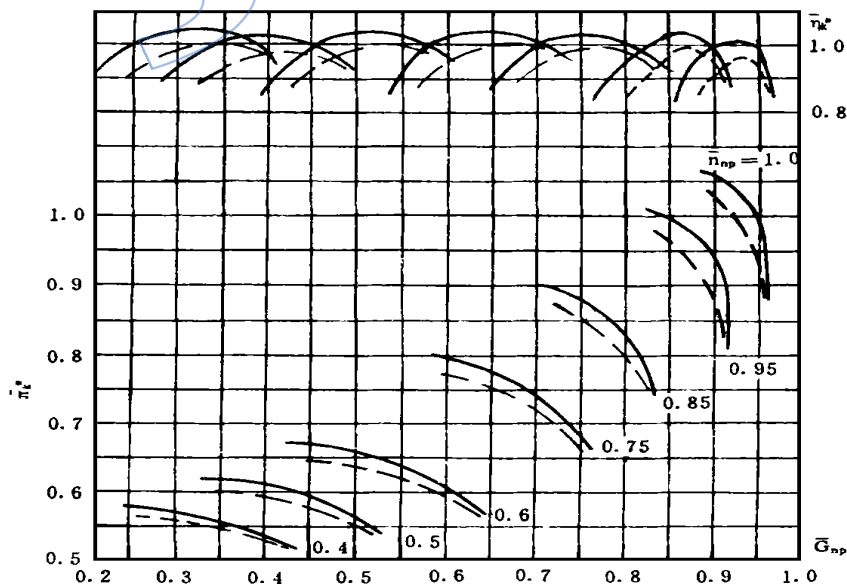


图 1 间隙对压气机性能的影响 (—正常间隙, --放大间隙)

由于尾迹的存在, 从前面叶栅出来的气流在轴向间隙中其速度场是不均匀的, 试验表明这种速度场的不均匀度可达 20%, 方向上的偏差可达 10%。增大轴向间隙使进入后排叶栅的气流较均匀, 但对锥形流道必须控制轴向位置, 而且轴向间隙太大, 轴系加长, 重量大, 转子临界转速问题严重, 要全面衡量选择合适的值。在径向和轴向间隙放大的条件下, 测取了第一级性能, 在设计压比 1.461 和相对折合转速 $\bar{n}_{np} = 1.0$ 时, 其效率值比设计值低 0.4%, 折合流量比设计值低 11%。这说明第一级取得了比较满意的结果, 但此时双级性能比设计值差得较多, 这与级间配合和探针堵塞有关。

有无探针堵塞的研究是在 $\bar{n}_{np} = 0.5, 0.75$ 两条特性线上做的, 在第一级出口装与不装总温耙和总压耙做比较。当装上一支 5 点总温耙和一支 7 点总压耙后特性线向左下方移动。 $\bar{n}_{np} = 0.5$ 时, 峰值效率下降了 1.3%。 $\bar{n}_{np} = 0.75$ 时, 对同一 π_k , G_{np} 下降了 9%。若取同一 G_{np} 来看 π_k , 则压比下降了 2.5%。所以对小尺寸压气机来说, 应尽量减少探针数量, 最好采用激光测速仪进行非接触测量, 减小对流场的干扰。

零级可调叶片不仅可以降低进口叶尖马氏数以减少激波损失, 而且也是试验调整性能参数的有力手段。当零级导叶安装角从零度开大 3.5 度后, 设计点的流量增加了 12%, 而效率只下降了 1% 左右。

压气机出口总压场比较均匀, 周向总压场的不均匀度 h_{ex} 一般为 5~10%, 实测值为 0.5~5.7%。 P_2^* 沿径向的分布是随半径的增加而增加, 这是由于加功量随半径的增加而增加造成的。由于附面层的影响, 靠近内外壁略有减小。压气机出口总温场也较均匀。 $\bar{n}_{np} = 1.0$ 时 4 支梳状管对应的最大差值为 2℃, T_2^* 沿径向的分布是中间小两端高, 最大差值为 10%。压气机进出口壁面附面层的测量表明, 出口附面比进口大一倍左右。

四、结 论

1. 自行设计的小尺寸双级跨音速轴流式压气机是成功的, 机械运转达到 47500r/min ($\bar{n}_{np} = 1.05$), 性能达到或超过了设计指标。
2. 加大径向间隙使效率明显下降, 应严格控制占通道面积的 1% 左右。
3. 探针堵塞对压气机性能的影响在小尺寸压气机中尤为严重, 应尽量减少探针数目, 采用微型受感部和非接触测量。
4. 自行研制的 B203 小功率跨音速压气机试验台为高转速小尺寸压气机研究提供了有力的手段, 填补了国内的一项空白。

参加该项试验工作的还有董延、周颂东等。

DIGITAL REAL-TIME SIMULATION OF A TWIN- SPOOL TURBOJET

Liu Shangming, Wang Xueyu, Zhu Xingjian
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A digital real time simulation by means of single micro computer has been developed for an actual two spool afterburning turbojet engine. In order to overcome the contradiction between the computation precision and the speed necessary to digital real time simulation technique, the characteristics of engine components have been reasonably simplified and modified and 80286 macro assembly, 80287 float arithmetic parallel processing method and some programing techniques have been adopted. A non-linear, large deviation digital real-time simulation has been obtained. The results of this simulation are compared with the measured data. It is shown that its calculation accuracy and speed are suitable for the real-time simulation.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A SMALL TWO- STAGE TRANSONIC AXIAL COMPRESSOR

Li Liangming (*Nanhua Powerplant Institute*)

ABSTRACT

A small-dimension two stage transonic axial compressor has been designed with blade tip velocity 436m/s and design revolution 45000r/min. Its tests has been carried out to investigate the performance of this compressor. It is shown that its performance attains or exceeds its design specifications. This paper also considers the effects of radial and axial clearances, probe blockage, step matching and measuring techniques on the performance of the compressor.

NUMERICAL STUDY OF END- WALL BOUNDARY LAYER AND BLADE FORCE DEFECT IN CASCADES

Wu Hu, Liu Songling, Chen Fuqun (*Northwestern Polytechnic University*)

ABSTRACT

A detail research has been completed for calculation of end-wall boundary layers within an axial compressor cascade. A new calculation model for blade force defect is proposed, which is associated with development of primary flow and transverse flow. A unique feature of this method lies not only in capability to calculate the development of end wall boundary layers inside the cascade passage without any assumption about the exit of cascade, but also in ability to take into account the influence of its tip clearance. The calculational results of three heavily loaded cascades show that this model is superior to other existing models.

IMPROVEMENT IN SOLUTION OF EIGENVALUES WITH TRANSFER MATRIX METHOD ON COMPUTER

Li Yan (*Nanhua Powerplant Research Institute*)

ABSTRACT

A measure is taken based on secant method and tangent method to improve the computational method of eigenvalues with transfer matrix method on computer. In the new measure