

小发动机涡轮的气动设计问题

南华动力机械研究所 石 靖 韩鉴元

【摘要】 先进的小发动机涡轮的流量小, 叶片短, 展弦比低, 二次损失及叶尖漏泄损失大, 效率低, 温度高冷效差。与大发动机相比, 尽管其工作原理相同, 但它有其独特的矛盾, 设计难度大, 需作为一个独特的领域有组织有计划地开展设计研究工作。本文论述了小涡轮的特点指出了提高小涡轮效率的技术途径, 提出了设计研究的设想。

一、前 言

六十年代前, 航空发动机涡轮设计被认为是成熟的技术, 效率一般在 0.88 ~ 0.91 范围内。这对不冷却及级负荷较低的大涡轮基本如此。然而对于高负荷冷却涡轮, 尤其对于小发动机涡轮就不尽然了。

性能先进的高推重比发动机要求涡轮朝着高压 (高达 25 个大气压) 高进口温度 (1600K 以上) 高级负荷方向的发展, 单级压力膨胀比达 3.5 ~ 4.0, 叶片高度一般在 40mm 左右。这类涡轮级负荷高气流转折角达 120°, 出口气流马赫数达 1.2 左右为跨音速涡轮。展弦比有较大降低, 损失有所增大, 进口温度高需要的相对冷量大, 冷气与主流掺温亦带来一些损失。这一系列新问题摆在设计者面前, 国内外对此开展了大量的研究已取得了一定的进展。

小功率发动机是急待开发前景广阔的重要领域。轻型与中型直升飞机、轻型运输机 (行政机、通勤机)、农业飞机、坦克、机车、舰船、电力的小燃气轮机动力及大型飞机的辅助动力装置需要 294 ~ 1471KW (当量) 的高性能涡轴、涡桨、涡扇发动机。大飞机的启动涡轮发动机、座舱调节动力、地面野外测试电源动力则需要 59 ~ 294KW 的涡轮发动机。这些发动机的流量从零点几到 5 ~ 6kg/s。小涡轮与大涡轮相比, 大发动机涡轮的设计经验设计关系不尽适宜, 设法提高小涡轮效率的任务尤为突出。

二、小涡轮的主要特征

小涡轮与大涡轮相比, 性能、结构强度、冷却诸方面都出现了一些新的特征。

1. 尺寸小 早期的大涡轮平均半径在 270mm, 叶高在 90mm 左右。高性能的大涡轮由于追求低的油耗, 循环压比增大, 叶高在 40mm 左右。而小涡轮平均半径在 80mm, 叶高在 20mm 左右。平均半径仅为大涡轮的 1/3 左右, 叶高为 1/5 到 1/2。这使得小燃气发生器涡轮可以安排在回流燃烧室的肚子里。流量为 1kg/s 的小涡轮尺寸还要更小。尺寸小将带来一系列问题。从气动设计来讲, 为使通道有一定的高度, 要尽量压低通道半径。因要安排轴系、支承, 小涡轮的轮盘孔径与轮缘半径比比大涡轮来得大, 导致盘心厚度较大, 随之相对重量增加, 这

将带来不利影响。在结构设计上要求小发动机结构特别紧凑。在加工上, 尺寸小加工精度要求高。为减小漏泄在工艺上需要采用整体精铸的导叶、动叶, 工艺难度大。从试验测试上讲, 流道小测试探头对流场的干扰堵塞严重, 对探头的微型化复合化及无接触测量的需求更为迫切。

2. 循环参数受“尺寸效应”影响大 随着技术的进步要求小发动机具有较高的单位功率、较低的耗油率、较长的寿命及较轻的重量。这些要求迫使小涡轮也朝着高压、高进口温度的方向发展。对于大涡轮这个趋向基本上可不受尺寸的影响。然而小涡轮却不然。这是因为发动机的热力性能除了取决于循环压比、温度外, 还跟部件效率有关。提高压力涡轮流路将更小, 超出现有技术的极限, 涡轮与压气机效率都将有较大的降低, 使得期望提高循环压比所获得的性能改善为部件效率的降低所抵销。例如 1471kW 轴功的 PW100 发动机, 不考虑尺寸效应最佳循环压比可达 30, 考虑尺寸效应最佳循环比仅为 20。可见最佳循环压比将随功率的减少而有所降低。提高进口温度可较大地提高单位功率。温度增高流路可增大。但功率一定单位功率的提高其流量将减小, 最终流路将减小。因此考虑尺寸效应后, 使得提高温度对耗油率降低的影响比较平缓。此外, 随着流路的减小, 轮盘重量相对加大, 进口温度高到一定程度, 期望通过提高温度来加大单位功率, 经因流路过小轮盘过重其意义也就不突出了。但对于带回热器的燃气涡轮动力为增大回热效率则往往选取较高的涡轮进口温度。总之, 尺寸效应使小涡轮的进口最佳参数低于大发动机涡轮。

3. 转速高 涡轮做功需一定量的线速度 $u = (n\pi/30) r_{\phi} \cdot r_{\phi}$ 减小, n 需增大。大涡轮的转速一般为 12000r/min。而功率在 735kW, 流量在 3kg/s 左右的燃气发生器涡轮转速在 45000r/min 左右。流量、功率更小的涡轮, 转速可高达 60000~70000r/min。高转速在临界共振、高速轴承、轴系、支承、叶片盘的疲劳强度等方面都带来了一系列新的问题。

4. 冷效差 叶片短而薄, 相对外表面积比大涡轮来得大, 而内部冷却孔型很难布置, 且冷气流程较短, 因而冷却效果随尺寸减小而降低。735kW 以下的小涡轮工作叶片一般不冷却。在这种意义下, 小发动机涡轮更期望材料耐热性能的提高及定向结晶、单晶技术的采用。但是很多机种把进一步提高涡轮进口温度作为增大功率改善性能的重要手段。因此对小发冷却的研究丝毫没有放松。为解决冷效低的矛盾多采用加大给气流程及紊流柱等强化换热的技术途径。冷效低, 叶片相对受热表面又大, 同时隔热、封严相对用气量也较大, 致使小涡轮的相对冷气量大, 冷气与主流掺混带来的影响也就较大。使得主流更加复杂, 损失也加大了。

5. 流动复杂 小涡轮叶片短叶型转折大, 低能量流体大量向低压面传输, 再加上径向压力梯度的诱导作用及叶尖漏泄的影响, 低压面上的脱流将席卷整个叶高, 其三维特性及粘性影响很突出。这一切发生在两立方厘米的空间内其复杂程度是相当大的。叶片设计采用复合倾斜、子午面收缩等措施, 运用全三元粘性设计计算的迫切性更为强烈。

6. 效率低 小涡轮的叶型损失与大涡轮相当。尾迹损失随 $2t_e/a$ 的加大而加大, 而小涡轮尾缘厚度受强度及加工的限制不能太小, 因而尾迹损失较大。小涡轮叶片短展弦比小, 而二次损失近似地与展弦比成反比, 致使小涡轮二次损失所占总损失的比重高达 60~70%。不带冠叶片的叶尖漏泄使级效率的相对下降值随相对间隙加大而增加。大涡轮叶尖间隙通常是叶高的 1~1.5%, 考虑到小涡轮在启动到停车期间温度的变化与膨胀, 叶尖间隙需 2.5%。因此小涡轮的叶尖漏泄损失也有所增加, 约占总损失的 20%。小涡轮主要由于二次损失与叶尖漏泄损失的加大, 级效率较低, 仅为 0.84~0.85。

综上所述,小涡轮尺寸小转速高冷效差效率低流动复杂,加深对复杂的非定常粘性三维有旋流动物理本质的了解,抓住主要矛盾有效地有针对性地控制三元流场是摆在设计者面前的艰巨任务。

三、提高小涡轮级效率的技术途径

提高涡轮级效率必须有效地控制三元流场和叶尖的漏泄以减小二次损失及叶尖漏泄损失。对小涡轮尤其如此。对冷却涡轮还必须有效精细地安排冷气的排放。

1. 抑制二次流,减小二次损失的技术措施 二次流是由主流所造成的压力梯度同端壁附面层交互作用所形成的,因此抑制二次流,减小二次损失从原理上讲应从以下三个方向着手:

(1) 端壁附面层是低能量流体的主要发源地,它的状况取决于初始附面层厚度和在端壁附近叶栅槽道中的发展。燃烧室出口均匀的速度分布将使导叶进口附面层减薄,同样导叶出口均匀的速度分布也将有利于转子性能的改善。设法控制端壁附面层的加厚或抽走附面层或增加附面层里流体的动能都能改善性能。

(2) 横向压力梯度是造成通道涡的动力源。流面上周向压力梯度可表示为:

$$\frac{1}{\rho} \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \varphi} = - \frac{W_m}{r} \frac{\partial (V_{ur})}{\partial m} \quad (1)$$

因此减小横向压力梯度需减小两端的气动负荷,因而必须采取变功设计。对平面叶栅来说,流线法线方向的压力梯度可写成:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial n} = \frac{W^2}{R} \quad (2)$$

从此式可看出,减小横向压力梯度须减小两端壁的气流速度并具有较高的流线曲率半径。

(3) 径向压力梯度将决定着两端二次流的增强或削弱及其沿叶高的扩展程度。工作叶片 s_2 流面上的径向平衡方程为:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{(V_{ur})^2}{r^3} + \frac{W_m^2}{r_m} \cos \varphi - V_m \sin \varphi \frac{\partial V_m}{\partial n} + F_r \quad (3)$$

从(3)式可看出,控制径向压力梯度可通过环量、流线斜率曲率(包括端壁子午面形状)、流面等来实现。

2. 减小漏泄损失 除设法减小叶尖间隙采用有效的封严、带小冠等措施外,还应在流场控制方面予以考虑,诸如减小动叶进出口压差及减小周向负荷等。

3. 提高级效率的主要技术途径

(1) 一元流路设计上采用先进的气动设计概念。为了得到尽可能高的叶高和较高的切线速度(即低的流量系数 Ca/u 和较低的载荷系数),采用高的 AN^2 值设计。它可提高展弦比减小气动负荷提高气动性能。但是叶根拉伸应力与 AN^2 成比例, AN^2 的增加将受到强度的限制。

(2) 采用高反力度设计。反力度提高可使动叶进口马赫数降低避免了进口前缘激波的不利影响,还使动叶进、出口气流角差加大,气流转折角减小,气流加速性加大,从而较大地减小了动叶的损失。

(3) 采用最佳的流型规律。二次流叶尖漏泄发源于两端壁扩展到叶高其他区域,所谓最佳流型就是设计者根据对损失机理的认识,有目的地改变主流沿叶高的变化形式,从而调整各个径向截面上的叶型,以缓解两端不利的流动状况提高效率,也就所谓的“可控涡”设计^[1,2]。对于小涡轮叶片短主流区很小,致使功量、导叶出气角沿叶高呈抛物线型分布。

(4) 子午面收缩的导叶轮廓。子午面收缩导叶轮廓的采用从原理上降低损失是由于:

(a) 导叶前段流通面积大, 气流在低速下转折, 可得到较低的横向压力梯度。(b) 由端壁型线的曲率迫使气流流线造成的第二向心加速度 $(V_m^2/r_m) \cos \varphi$ 的径向分量与 $\bar{q}/\partial$ 抵销一部分, 减缓了导叶后半段及其出口径向压力梯度, 减缓了出口平面附近叶背上低能量流体的积累。(c) 减薄了端壁附面层。这项技术的可行性首先由 Deich 的试验所证实^[3]。对小涡轮其效果更为明显, 不少小涡轮已采用这种设计。

(5) 复合倾斜叶片。其外形如图 1 所示。它通过叶型本身周向位置的偏置有目的地在叶片上、下部形成方向相反的径向流面分力, 造成有利的径向压力分布来抑制二次流的发展, 它是一种简便易行付出代价较小的巧妙方法。三元计算表明, 复合倾斜叶片不仅径向压力梯度有所改变, 两端的横向压力梯度也减小了, 从而减缓了端壁附面层中低能量流体向吸力面的传输, 这就从根本上为减小两端损失创造了条件。一高负荷跨音涡轮的试验结果证实了复合倾斜叶片可获得良好的结果^[4]。国外一些机种已采用这种设计。

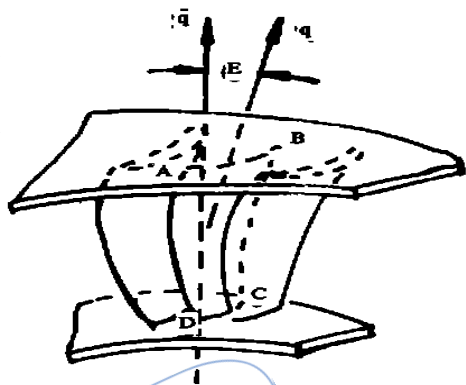


图 1 复合倾斜叶片

(6) 其他。减小二次损失还可以采取其他方法, 诸如如吸附面层, 在端壁上加隔片或阻尼器, 在端壁附近叶型上加板障以及向端壁附面层再加能, 喷射高能气体等。这些措施付出的代价太大或带来附加损失, 实现起来困难较大。

(7) 带小冠。小涡轮转速高, 带全冠难以实现。带小冠气动性能上可得到收益, 付出的重量寿命上的代价也不大, 是一个较好的折衷方法。小冠将迫使气流流过叶冠上较长的距离并使其流向较远的下游。不同的封严形式也将对漏泄产生不同的影响。

(8) 向心涡轮。流量更小压力较高的小涡轮 (441KW 以下) 希望采用向心涡轮。其间由于存在较大的径向位置变化, 作功能力较大, 气流的相对速度较小, 损失较小。因受冷却限制在高压涡轮中应用受到限制。采用层板式的向心高温涡轮可望得到发展。

四、高负荷小涡轮设计试验研究的设想

高负荷低展弦比小涡轮设计研究工作力求从理论与实践的结合上探索各种设计技术措施下小涡轮内部流动图象及损失, 建立其对性能影响的定量关系。我们设计了四套跨音速平面叶栅, 四种导叶 (平通道、子午面收缩通道、锥形通道、复合倾斜), 三种动叶 (普通叶片、带小冠、复合倾斜)。这些叶片都计算了它的三维流场。试验件已加工完毕、高速试验台也安装调试完毕目前正在进行试验。

参 考 文 献

- [1] Dorman, T. E., etc, "The Application of Controlled-Vortex Aerodynamics to Advanced Axial Flow Turbines", Trans ASME Power July 1968.
- [2] 石靖、朱铭福等, "控制环量设计涡轮的实验研究", 工程热物理学报, 1 卷 4 期, 1980 年。
- [3] Deich, M. E., etc, "Method of Increasing the Efficiency of Turbine Stage with short Blades", Teploenergetika No. 2, Feb. 1960.
- [4] Shi Jing, Han Jianyuan, etc, "An Investigation of a Highly Loaded Transonic Turbine Stage with Compound Leaned Vanes", Trans ASME Engineering for Gas Turbines and Power April 1986.

treatment is similar to that of isolated rotor with casing treatment. According to the analysis of downflow, a new flow phenomenon is clarified: the dangerous stall locates at the blade hub and near the pressure surface. The mechanism to extend stability for a hub treatment with circumferential groove is also considered.

CALCULATION OF THREE-DIMENSIONAL LAMINAR BOUNDARY LAYERS ON ROTATING BODIES

Zu Guojun and Chen Maozhang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

The three-dimensional boundary layer equations with rotation terms are formulated in general tensor form. The effects of rotation including $\partial p / \partial y \neq 0$ and its consequence have been investigated. The results show that in some cases it is essential to take $\partial p / \partial y \neq 0$ into account to obtain accurate boundary layer parameters. A new method to solve this equation system is proposed. The method has been verified through several examples, showing its effectiveness and applicability.

INFLUENCE OF DOWNSTREAM DISTORTION ON PERFORMANCE OF AXIAL COMPRESSOR

Hu Jun, Tang Guocai, Zhang Huimin

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

The development of a new method to predict the unstalled characteristics and the onset of flow instability is described for an axial compressor operating in a circumferentially distorted downflow. This method adopts the "semi-actuator disk" to replace the blade rows of the compressor and the downstream distorting component, and assumes the flow fields outside the disks to be two-dimensional, ideal, compressible and unsteady. The effects of total pressure distortion coefficient and spacing between the compressor and the distorting component on the performance of a compressor have been investigated in detail by means of this method. It is found that the losses of both pressure rise and axial flow coefficient at instability increase linearly with the distortion coefficient, this conclusion is similar to that for the inlet flow distortion. And the spacing has crucial effect on the losses of both pressure rise and axial flow coefficient too.

AERODYNAMICAL DESIGN FOR SMALL GASTURBINES

Shi Jing and Han Jianyuan

(Nanhua Powerplant Institute)

ABSTRACT

The advanced small gasturbines feature small mass flow ratio, short vanes and blades with low aspect, high second flow and blade tip leakage losses, and low efficiency. According to the detail investigation on the advanced small gas turbines, some technical design approaches for improving the efficiency of a small gasturbine, such as vanes with meridional-plane contraction contour, compounded leaned vanes and blades, small blade shroud and so on.