

质量、材料、工艺规范)等方面,应简明、清楚地反映出与低成本要求相适应,针对性要强。

b. 简化结构。采用整体式涡轮导向器和涡轮转子,最大限度地减少零件数目。

c. 每一零件要用最适用的方法加工,以减少加工量,尽量采用一般材料和已验证过的工艺。

(2) 在设计中要求尽可能地减少涡轮部件的尺寸和重量,为了达到一定的功率,不得不提高转速,一般小涡喷发动机转速达到  $30\text{kr}/\text{min}\sim 40\text{kr}/\text{min}$  以上,小涡扇高压级转速甚至达到  $60\text{kr}/\text{min}\sim 70\text{kr}/\text{min}$  以上。由于尺寸小,流量小,转速高,导致涡轮部件二次流损失和叶尖泄漏损失加大,一般级效率较低,仅为  $0.84\sim 0.85^{[3]}$ 。因此,在设计中要采取各种措施降低损失,提高效率,但也必须看到其性能目前还达不到大发动机的水平。此外,转速提高后,转子动力学问题突出。涡轮转子在超临界区工作,振动较大,不得不采取各种措施降低振动水平,涡轮转子动平衡精度要求提高,各零部件工艺精度要求提高,工艺难度加大。转速高后,还需要有高速试验设备,测试设备、传感器要求小型化。

(3) 弹用小型涡喷发动机一般有 5 年至 10 年的贮存期要求,在此期间发动机要求少维护或不维护。因此,在涡轮部件的设计中要充分考虑到这点,提高零部件的可靠性,保证零部件在此期间内正常工作。

(4) 由于弹用涡喷发动机在启动点火前,一般均有一定的初速,要求涡轮部件能够承受一定的过载(约  $15g$ ),在涡轮静子机匣、联接件和支承件设计时必须充分考虑这一影响。

(5) 在研制方法上,要考虑高性能、多品种与经费有限的矛盾及技术复杂,周期长与需求少、更新快的矛盾。涡轮部件的研制必须采用系列化、标准化、模块化、通用化、预备改进的研制设计方法。

### 3 设计研制过程

#### 3.1 气动设计

由于推力要求较小,设计中选用单级涡轮,按照中等负荷 ( $0.57$ ) 低展弦比叶片设计。

要提高小型涡喷发动机涡轮级效率,可以采用一些比较新的设计手段,其中最为有效的可能是基于三元流理论的各种设计方法,但对于一次性使用发动机来说,首先要考虑经济性。为了降低研制风险和成本,缩短研制周期,按“最低限度满足设计要求”的原则,在制订原型效率目标时,选取较低的涡轮效率 ( $84\%$ )。这样在叶型和径向扭曲规律的选取上,就可以采用比较成熟的技术;设计基本上是基于简化径向平衡方程进行的,在涡轮导向器前流道设计中采用了子午收缩技术,以降低涡轮级损失,提高效率。这是在小型涡喷发动机中比较成熟的技术,其效果比较明显,也易于实现。气动设计完成后通过了  $S1$  和  $S2$  流面、三元可压缩流校核计算和环形叶栅风洞试验考核。

在气动设计中,一方面,各参数均选取较低值,使设计裕度较大。涡轮级非设计点性能设计相对较高,以便于在发动机改型时,涡轮级可以不用或只作少量改动,即可满足改型发动机设计要求,以降低改型费用,缩短研制周期,降低研制风险;另一方面,在原型设计的同时,开展涡轮级改型设计研究。主要是进行三元流理论在涡轮级上的应用研究,以提高效率,改型设计效率目标为  $88\%$ 。这样,在需要的时候,可以应用此研究成果,进行发动机改型,提高性能。

#### 3.2 结构设计

涡轮级在结构形式上采用了非冷却整体式轴流涡轮导向器和涡轮转子, 涡轮导向器兼作静子机匣, 涡轮转子叶尖不带冠。

采用整体式结构是基于短寿命、低成本的要求, 是弹用小型涡喷发动机设计中普遍采用的形式, 如 J402、F107-WR-400 等发动机均采用了此种结构形式<sup>[4,5]</sup>。与传统叶轮部件加工方法相比, 可以大大减少零件数目, 减轻重量, 缩小结构尺寸, 提高性能和可靠性, 节省了大量资金、设备, 缩短了加工周期, 降低了成本, 当然也加大了加工难度。

涡轮部件与其它零部件的联接设计, 采用了尽可能简单的联接方式, 以简化结构:

(1) 涡轮导向器与燃烧室机匣的联接采用悬臂结构形式, 使零件在受热温差较大时, 沿轴向热胀冷缩是自由的, 不受结构的限制, 有效地降低了导向器的应力水平。

(2) 与燃烧室火焰筒相接处, 采用了搭接的形式, 使火焰筒可以沿轴向有轻微移动量, 保证在高温下火焰筒可以自由伸长。

(3) 涡轮轴与压气机轴的联接, 采用刚性联接, 整个轴系采用了柔轴设计。

发动机后支承点位于涡轮轴上, 涡轮转子为悬臂结构, 减少了轴向尺寸。考虑到过载的影响, 以及为了避免新型高速轴承的研制, 轴承  $D \cdot n$  值设计选取降低 ( $1 \times 10^6$ )。此时, 由于涡轮转子转速较高, 涡轮轴径设计较小。密封采用了简单的密封环密封。

涡轮导向器外环内径与涡喷转子叶尖间隙设计, 约为叶高的  $1.4\% \sim 1.5\%$ , 与大涡轮 ( $1\% \sim 1.5\%$ )<sup>[3]</sup> 基本相当, 比一般的小涡轮要小 ( $2.5\%$ )<sup>[3]</sup>。叶尖间隙也可以采用间隙控制技术进行控制, 如 F107-WR-100<sup>[5]</sup>, 以降低叶尖漏气损失, 但出于降低成本、简化结构的思想而未采用。

### 3.3 强度设计

根据短寿命的特点, 各部分强度储备系数选取相对降低: 为  $1.25 \sim 1.30$ , 只是在涡轮转子轴与压气机轴的联接处局部加大了储备系数。这样, 可以减少几何尺寸, 减轻重量。

### 3.4 材料选择

在充分对比国内各种材料的价格、重量、工艺成熟性和可靠性以及对各种材料性能的熟悉掌握后, 决定选用国产 K418 高温合金。通常此材料适用于  $900^\circ\text{C}$  以下工作的涡轮转子叶片、涡轮导向器叶片<sup>[6]</sup>。涡轮前最高温度设计值为  $1300\text{K}$  左右, 在此工况下涡轮导向器和涡轮转子工作温度均超过其正常使用范围, 基于弹用涡喷发动机短寿命的特点, 可以认为对性能影响不大, 并充分利用了材料的潜能。如果涡轮前温度进一步提高可改用新型材料。由于弹用小型涡喷发动机短寿命的特点, 涡轮前温度基本为  $1000^\circ\text{C}$  左右, 其涡轮部件的发展方向就目前情况看, 基本上不是采用新型材料大幅度提高涡轮前温度, 而是采用新型材料, 如陶瓷材料等, 在进一步降低涡轮部件的重量等方面作文章。

### 3.5 加工方法选择

在小型涡喷发动机上, 整体式涡轮导向器和涡轮转子的结构形式一般有两种: 一种是采用焊接形式, 将各部分分别加工出来后, 采用焊接的方法连接起来; 另一种方法是采用整体式无余量精密铸造技术生产, 叶片和气流通道是无余量的, 不再加工。

与第一种方法相比, 采用第二种方法可以进一步减少零件数目, 简化结构, 降低成本, 但质量稍大 (采用第二种方法可以降低成本  $51\%$ , 但质量增大  $10\%$ )<sup>[4]</sup>, 当然加工难度相对也要大。由于在当时, 大尺寸 (直径  $330\text{mm}$ ) 整体式无余量精密铸造技术在国内尚未掌握, 加工具有一定的难度。在基于涡轮部件的设计特点、特殊设计要求和国内技术水平的充分了解

的基础上, 最终决定采用整体式无余量精密铸造技术加工涡轮导向器和涡轮转子。由于机加工面的加工余量较小, 提高了成品的质量与原材料质量之比, 材料的利用率得到了提高, 进一步降低了成本。

由此可见, 在当前技术条件下, 采用整体式无余量精铸技术加工涡轮导向器和涡轮转子是最为合适的加工方法。

### 3.6 试验与测试

由于转速高, 转子振动大, 涡轮转子动平衡精度要求高, 设计值为双面动不平衡量要求不大于  $0.16\text{g} \cdot \text{cm}$ , 要求小型高精度动平衡机。

涡轮转子试加工件加工完成后, 必须通过超转试验的考核, 要求小型高速超转试验台。实际工作中选用德国 SCHENCK 的 B120 超转试验台, 最大转速  $120\text{kr}/\text{min}$ , 试验件最大直径  $500\text{mm}$ , 最大重量  $50\text{kg}$ 。

涡轮导向器喉道面积的测定, 由于零件直径小, 喉道面积小, 如采用机械法测量, 测量误差较大, 难于满足设计要求。为此建立了水流测试台, 采用水流法测量涡轮导向器喉道面积, 取得了较好的效果。

### 参 考 文 献

- 1 郑 涛. 弹用涡喷、涡扇发动机发展概况. 推进技术, 1995, 16(1)
- 2 崔济亚. 小航空发动机国外现状及发展趋势. 中国航空学会(动力)第四届气动热力学学术讨论会, 1991.
- 3 石 靖, 韩鉴元. 小发动机涡轮的气动设计问题. 航空动力学报, 1991, 6(1)
- 4 Wilson F E, Lehnhardt D S. Propulsion system requirements for expendable low cost turbine engines for missile application. The 3rd International Symposium on Air Breathing Engines: Munich, Germany, 1976. 3: 7~12.
- 5 Wills T K, Wise E P. Development of a new class of engine—the small turbofan. AIAA 76-618
- 6 夏恭枕编. 工程材料实用手册(第二册). 北京: 中国标准出版社, 1989.

# 涡喷发动机压气机三种 $S_2$ 流面 计算程序的比较\*

袁 宁 张振家

顾中华 冯国泰

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074) (哈尔滨工业大学动力系, 哈尔滨, 150001)

**摘 要:** 在目前压气机  $S_2$  流面准三元的工程设计中, 广泛采用流函数法、流线曲率和欧拉法三种计算方法。从方程体系、计算方法上进行了比较, 同时对某三级轴流压气机进行了校核, 并对三种方法的计算结果进行了比较分析, 给出了六条相应的结论。但到目前为止, 仍没有足够的实验数据表明哪一种方法更好。建议在设计过程中应抓住问题的主要矛盾, 灵活运用三种方法分析问题。

**主题词:** 涡轮喷气发动机, 轴流式压缩机, 气动特性, 数值计算

**分类号:** V235.113

## A COMPARISON OF THREE KINDS OF CALCULATION PROGRAM OF $S_2$ STREAM SURFACE IN THE COMPRESSOR OF AERO-ENGINE

Yuan Ning Zhang Zhenjia

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Gu Zhonghua Feng Guotai

(Dept. of Power Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin, 150001)

**Abstract:** In the design of the quasi-three dimensional of  $S_2$  stream surface in compressors, three calculation methods namely the flow function method, the streamline curvature solution method and the Euler method have been adopted widely. In terms of the system of equation and the method of calculation, these methods were compared with each other and with the result of a three-stage axial flow compressor. At last, six related conclusions were drawn. At present, there are not enough data to show which method is better. It was suggested that these methods should be used properly in terms of the basic contradiction in design.

**Subject terms:** Turbojet engine, Axial flow compressor, Aerodynamic characteristic, Numerical calculation

### 1 引 言

轴流式压气机内部的气体流动是一个极复杂的三元流动。在压气机考虑总体参数和参数沿径向分布的设计中,  $S_2$  流面准三元计算成为工程设计的主要手段。其中最具有代表性的计

\* 收稿日期: 1997-04-13, 修回日期: 1997-06-24