

航空燃气涡轮叶片的造型

2

〔俄〕B. M. 阿洛诺夫 等著

古桂明 译 陈金宝 校



国防工业出版社

V211.6/06

456482

航空燃气涡轮叶片的造型

Б. М. 阿洛诺夫

М. И. 茹可夫斯基 著

В. А. 茹拉符列夫

吉 桂 明 译
陈 金 宝 校

456482



国防工业出版社



C0193859

内 容 简 介

本书叙述了涡轮叶片的计算和设计方法。研究了叶片环内燃气的一维流动和二维流动理论。介绍了基于利用大量统计资料并考虑到航空燃气涡轮制造经验的叶片造型方法，还介绍了应用电子计算机的计算，形成叶片工作部分表面的解析造型算法。

可供从事燃气涡轮设计和研究的工程技术人员以及高等院校有关专业的师生参考。

ПРОФИЛИРОВАНИЕ ЛОПАТОК АВИАЦИОННЫХ
ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Б. М. Аронов

М. И. Жуковский

В. А. Журавлев

Москва «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1975

*

航空燃气涡轮叶片的造型

吉桂明 译

陈金宝 校

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₃₂ 印张 77/16 154 千字

1980年5月第一版 1980年5月第一次印刷 印数：0,001—1,100册

统一书号：15034·1982 定价：0.79元

前 言

航空燃气涡轮发动机的进一步发展，在很大程度上取决于叶片机气体动力学的完善程度。因此，设计时必须利用气体动力学的最新成就和基于应用计算技术而发展的现代解析计算方法。

书中叙述了涡轮叶片工作部分的理论及其计算和设计的方法。除了根据大量试验资料和使用经验的叶片工程造型法以外，为使涡轮更趋完善，书中介绍的叶片机内空间流动的理论计算方法是很有意义的。书中着重论述了利用电子计算机进行计算而使叶片造型自动化的方法。

第一章提出了在叶片造型之前所要进行的涡轮级的设计计算，详细规定了造型的基本任务。

第二章阐明了求解叶片机空间和平面流动的气体动力学的反问题和正问题的理论方法，指出了在航空涡轮机制造的实践中应用这些方法的可能性。

第三、四、五章阐明了叶型设计的图解法和解析法，特别着重于叶型几何参数的选择，使之满足气体动力学和强度的要求。

第六章叙述了整个叶片的造型方法，包括设计叶片叶身的图解法和解析法。

目 录

导言	1
第一章 涡轮设计的气动力计算	5
1.1 问题的提出用于气动力计算的原始数据	6
1.2 通道形状的选择	7
1.3 转子叶片强度的估算	10
1.4 平均直径的涡轮级计算	18
1.5 沿叶高速度三角形的计算	23
1.6 在发动机工作状态变化时, 涡轮导向器叶栅和转子 叶栅的速度与进气角变化范围的估算	30
1.7 子午面内流线曲率的考虑	32
1.8 涡轮前截面内温度场不均匀性的考虑	38
1.9 冷却涡轮气动力计算的特点	42
1.10 通道方案的修正和叶片造型原始数据的准备	45
第二章 叶片环内流动的确定及叶片造型的理论方法	52
2.1 S_2 流面的正问题	54
2.2 变厚度的流层内 S_1 流面上的正问题	62
2.3 S_2 流面上的反问题	64
2.4 S_1 流面上的反问题	66
2.5 平面叶栅内气流的气动计算	71
2.6 气体在平面槽道内的流动计算	82
2.7 叶栅内叶型能量损失的计算	85
第三章 涡轮叶片的图解造型法	91
3.1 设计方法的分类	91
3.2 利用二次和四次曲线构造叶型轮廓	93

3.3	用样条曲线拟合法进行叶片造型	96
3.4	用于强度计算的叶型几何特性的确定	101
第四章	所设计叶型叶栅参数的计算确定	107
4.1	问题的提出及其求解的途径	107
4.2	叶栅最佳相对栅距的确定	113
4.3	几何进口角和几何出口角的选取	117
4.4	叶间槽道喉部的计算确定	127
4.5	用于估算确定叶片强度的叶型几何特性的统计关系式	134
4.6	前、后缘半径和尖角的计算	139
4.7	叶型在叶栅内安装角的确定	142
4.8	涡轮叶栅内叶型损失的预先估算	147
第五章	借助于电子计算机上的计算实现涡轮 叶栅叶型设计的自动化	151
5.1	在给定各种组合的原始数据时, 叶型及叶 栅参数的计算确定	152
5.2	利用双曲螺线构造叶型的轮廓。反力式叶型的造型	156
5.3	冲击式叶型轮廓的组成	168
5.4	叶型特性的确定和修正	172
5.5	利用幂次多项式构造叶型	180
第六章	导向器叶片和转子叶片的图解造型法和 自动化造型法	203
6.1	对叶身形状总的要求。导向器叶片和 转子叶片的造型方法	203
6.2	沿叶高各截面造型的计算方法	208
6.3	叶身表面的解析描绘	215
6.4	叶片的验算。航空燃气涡轮叶片自动化造型的效果	226
参考文献		229

导 言

在根据气动参数和强度要求设计或修改涡轮时，当需要改变叶片的工作部分时，设计师们就会碰到叶片的造型问题，这是一项繁重的工作，并且需要有熟练的、具有高度技巧的人员来完成这项工作。

造型过程很复杂和繁重，其原因在于与气流相互作用的叶片工作部分（叶身）应当满足气体动力学、强度和结构工艺等方面许多不同且彼此互不相关的要求。此外，为了使所设计的涡轮保证发出要求的功率和具有高的效率，涡轮的叶片环应该以尽可能小的能量损失，在通道的所有半径上，实现计算的气流转折和加速。

航空燃气涡轮在气体动力学方面所能达到的高度完善程度，受到对其尺寸及重量要求的限制。为要减轻结构重量，就必须采用很高的气动负荷，结果，气流具有很大的转折角和很高的速度，往往达到或超过音速。在燃气温度很高时，还必须对叶片进行冷却，这也使得涡轮难以获得高效率。

由于对结构重量的苛刻要求，以及叶片处于高温燃气的绕流之中，故很难保证叶片的强度和可靠性；冷却系统、防振的叶冠或拉筋都使得叶片的结构更复杂。

要满足叶身的结构工艺要求，还需要在其设计过程中，考虑到表面的具体加工方法。在许多情况下，加工方法将影

响到叶背和叶盆的形式、前后缘的形状以及叶片各个横截面叶型的外廓。

叶片造型过程的特点是要通过多次检查来逐次修正叶型形状，可以把这一过程分成两个必要的阶段：

设计叶身各截面的平面叶栅的叶型，叶栅的栅距符合于截面的径向布局。

各个叶型彼此沿径向叠加，以得到整个叶身。

按照这两个阶段的要求，在叶片造型的过程中须解决两个基本问题：

第一个问题：已知所设计叶栅进、出口处的气流参数、叶栅的特征线性尺寸（栅距），并且已知由截面的强度要求所决定的叶型的特征参数（面积或截面模数）。要求设计出叶栅的叶型，使其在满足叶型强度参数下保证叶栅出口处的设计气流参数。

第二个问题：已知所设计叶片环子午面通道的形状及尺寸、叶片环进出口处气流参数的分布以及相应的通过叶片环的燃气流量；已知所设计叶片的结构特点（冷却、防振措施等）；已知材料的强度特性和准备采用的叶片加工工艺所提出的要求。要求设计出叶片的叶身以及叶片环，使其保证通过给定的燃气流量和出口处的气流参数；叶身应由满足工艺要求的表面构成，并且要在涡轮的整个工作寿命期间保持其强度特性。

用叶片机气体动力学的习惯术语，可以把上述两个问题叫做反问题。但是如果说，第一个问题的解决方法有足够的理论根据和鉴定分析的话，则要严格解第二个问题，由于提出了各种性质的要求，就有很大的困难。

上述情况促使了图解造型法的发展，这些方法依据气体在叶片环内的简化了的流动模型和综合的试验资料。

在制造涡轮的工作中，科学研究机构为帮助设计师而出版的叶型图册具有宝贵的参考价值，这些图册包含了已经完成和研究的叶栅的叶型。但是在航空涡轮叶片造型时，一般来说，不能从图册中借用一组叶型以形成叶身。一方面，所用的气流角及压降的范围很宽广；另一方面，必须以很高的精度保证叶片环的通过能力，因而要保证叶栅的出气角；最后还必须根据强度条件来利用宽广的叶型相对厚度范围，并同时保证刚性的要求，即保证给定的面积值及重心的位置；这一切就使得，实际上所设计的每一台涡轮都要重新造型。

现在设计师们在设计叶身方面已积累了大量的经验，从而可以设计出在气体动力学和强度方面高效能的叶片。

随着电子计算机的发展，通过运用计算（解析）方法得到叶型，已能使叶片造型的过程自动化。除了减少繁重的工程工作外，在本书中给予特别注意的解析造型法必将保证使设计得到更深入的研究，从而能够提高涡轮的性能和可靠性。另外，解析造型法还为与叶片的设计和制造有关的所有设计及工艺工作的一体自动化创造了先决条件。

第一章 涡轮设计的气动力计算

在涡轮的设计过程中所作的计算，可以分为两部分——设计计算和验算。

设计计算是在拟定方案的阶段进行的，这时所设计的零件其主要的几何形状、气动力和强度特性都还未确定。在叶片造型以前进行的气动力设计计算的任务，是确定涡轮通道的最佳尺寸和通道图，以及叶片环之间间隙内的气体参数和速度三角形。

验算则是根据通道有关零件的已完全确定并接近于最终设计的几何形状和尺寸进行的。验算的目的是检查对效率、应力以及其它一些预先选定值的估算的正确程度，并在必要时，对叶片环的形状和尺寸进行修正。

目前在工程实践中采用一些比较简单而又省力的设计计算方法，使得设计者在寻求最佳解时可以进行大量的方案计算。

与此同时，为了给设计打下一个良好的基础，所用的设计方法应当充分反映所研究现象的物理本质，并且不包含粗略的简化。

燃气涡轮的基本原理和拟定气动力设计的计算方法所应遵循的一些推荐公式已在 B. X. 阿比安茨^[1]、K. B. 霍尔雪夫尼可夫^[71]、Г. Ю. 斯捷班诺夫^[61]、И. И. 基里洛夫^[88]、Г. С. 日里茨基^[28]、Я. И. 施奈^[75]和其它一些人的著作中已

有阐明。

下面提出的航空涡轮气动力设计计算方法，不仅适用于手算，而且适用于编制电子计算机计算程序。

1.1 问题的提出用于气动力计算的原始数据

根据发动机总体热力计算，在开始设计航空燃气涡轮发动机的涡轮之前，要确定若干使用工作状态下的涡轮功率、工质流量和参数（温度和压力），规定级数，解决与选择涡轮主要零件的结构材料有关的一些问题，研究采用叶片、轮盘和机匣冷却的必要性。

在初始计算后，要选择和压气机匹配的涡轮每一级的转速。

在设计涡轮所必须的数据中，除了发动机台架工作状态外，通常还要包括一些主要的飞行状态，诸如最大空气流量、最高涡轮前燃气温度、最大涡轮膨胀比、最小流量以及希望得到最高涡轮效率的状态。

对于所有工作状态，从初步的发动机特性计算中，应当知道下列各值：

涡轮每一级转子的转速—— n ，转/分；

通过涡轮的燃气流量—— G ，公斤/秒；

涡轮前燃气的温度和压力—— T_0^* K 和 p_0^* ，牛顿/米²。

每公斤燃气流量的有效功；

整个涡轮（或级组）的有效功—— L_r ，焦耳/公斤；

涡轮每一级的有效功—— L_{cr} ，焦耳/公斤。

工质的热力学性质。

在计算工质温降很大的多级涡轮时，通常要考虑燃气比

热随温度的变化。但是在一级范围内，为了简化计算，可以取绝热指数 $k = c_p/c_v$ 为常数。在这种情况下，根据涡轮每一级内燃气的平均温度来选取 k 值。

为了选择涡轮通道形式和作进一步的计算，通常从上面提到的各种工作状态中取一种（多半为台架状态），作为计算状态。属于这一状态的参数，以后将根据计算来命名。

1.2 通道形状的选择

在现代航空燃气涡轮发动机制造的实践中，采用各种不同的燃气涡轮结构形式。航空燃气涡轮通道子午截面形状的一些可能的方案如图 1.1 所示。

等外径的涡轮通道（见图 1.1， a ）方案的优点是，在给定的外廓直径和旋转角速度下，保证在所有的级内圆周速

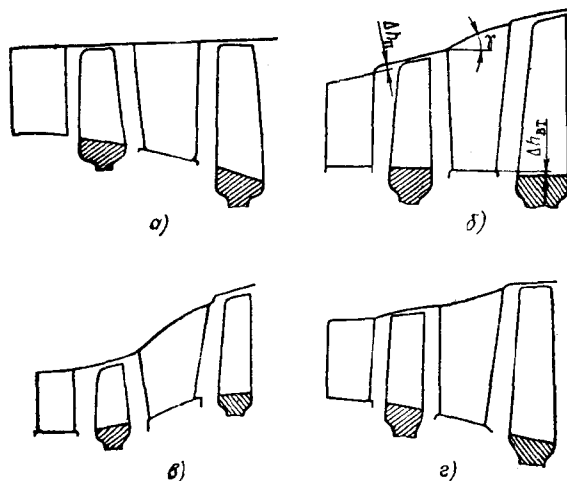


图 1.1 涡轮通道的示意图

度为最大值。类似的涡轮通道方案最早曾用于AM-3发动机。

外径逐渐增大的涡轮通道方案（见图1.1, б, в），适用于双转子发动机，这种发动机相应于各自发出的功率，高压转子的旋转角速度比低压转子的大，因此，为了在低压涡轮转子的叶片上得到可以接受的圆周速度，必须加大这一级的直径。

通过增大外径和减小内径得到的扩张式通道（见图1.1, г），在大多数现代燃气涡轮发动机的高负荷涡轮中是有代表性的。其中，导向器叶片的扩张角 γ 可以做得比转子叶片的大，这是因为导向器叶片内的流动本质上是收敛的，由此而减少了气流从通道的内壁和外壁分离的可能性。

在现代的双转子和三转子航空燃气涡轮发动机中，涡轮的级数达到六级。这时，上述四种形式的涡轮级通道的各种方案自然均可能是合理的，方案的选择不仅取决于气体动力学，而且还取决于整个发动机的总体布置和结构。

在第一次近似中，根据公式

$$F = \sqrt{\frac{TR^*}{k} - \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{G}{q(\lambda) p^* \sin \alpha}$$

估算出第一级导向器叶片后面和涡轮出口处的环形截面面积以后，即可以选择涡轮通道的形式。

在计算第一级导向器后的面积时，要用到设计状态下的涡轮前燃气参数值。确定该截面内燃气流动方向的 α 角，通常取为 $18^\circ \sim 22^\circ$ ，而气动函数取 $q(\lambda) = 0.95 \sim 1.0$ 。

为了确定涡轮末级出口处的面积，利用由热力计算得知的涡轮后燃气的压力和温度，气流角 α 取为 90° （燃气轴

向流出), 而 $q(\lambda)$ 选在 $0.7 \sim 0.8$ 的范围, 它相应于该截面内的马赫数为 $0.45 \sim 0.55$ 。

要检查在涡轮前、后最大压比状态下涡轮末级以后的马赫数, 通常不允许该马赫数超过 $0.6 \sim 0.65$ 。

在规定涡轮通道的直径尺寸时, 以级的载荷系数为依据是比较方便的:

$$\nu = L_u / u^2$$

式中 L_u ——轮缘功;

u ——圆周速度。

轮缘功 $L_u = c_{1u} u_1 + c_{2u} u_2 = \frac{1}{\eta_3} L_e$ 与轴上的有效功 L_e , 所差的是因径向间隙内燃气的溢流而引起的能量损失值。

考虑到由于燃气通过径向间隙的溢流而引起的损失系数 η_3 之值, 初步可取为 $0.97 \sim 0.99$, 或按下式估算:

$$\eta_3 = 1 - 2 \frac{\delta_p}{h}$$

式中 δ_p ——在工作状态下, 径向间隙沿周向的平均值。

涡轮通道的直径, 要选择得使在给定的转子转速下, 得到的圆周速度保证每一级叶轮轮毂处的载荷系数不大于 $2.2 \sim 2.3^{[42]}$ 。此外, 还应当注意到通常不要把叶轮的轮毂比 $\bar{d}$ ($\bar{d} = d_{\text{外}}/d_n$) 做得小于 0.55 。

在选定涡轮通道的直径以后, 可以规定初步的叶片宽度和叶片环之间的轴向间隙, 这是因为最终的叶片宽度要在根据发动机的主要使用状态、考虑到弯曲应力的大小进行了叶片详细的强度计算后才能确定。

叶片宽度的初步规定, 根据设计者所掌握的已经使用的涡轮的结构, 或是利用曲线图 (图 1.2) 来作出。在引自文

献〔47〕的曲线图上示出了叶尖与叶根处●叶型弦长之比与参数 d_{cp}/h 的关系。带冠转子叶片的相对高度 h/l_{cp} 通常是不带冠叶片的 1.5 倍。

在给定导向器叶片和转子叶片之间的轴向间隙时，要考虑到在轴向力以及轴和机匣的热膨胀的作用下，涡轮转子和导向器之间可能的相对位移，这些位移取决于发动机的结构，可能达到很大的数值。在

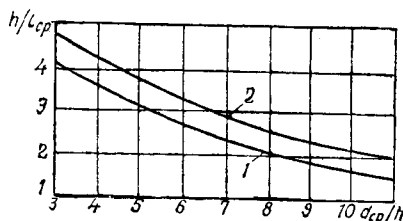


图1.2 叶片的相对高度与参数 d_{cp}/h 的关系

1—导向器叶片；2—转子叶片。

制定级的通道图时，可以把轴向间隙的数值规定在导向器叶片弦长尺寸的 10~20% 范围内。

在设计涡轮通道的内外轮廓时，还要适当地规定叶片根部和尖部处的余高 Δh (见图 1.1)。

1.3 转子叶片强度的估算

叶片强度的主要指标是最小安全系数

$$K = \sigma_n / \sigma$$

式中 σ_n ——材料的持久强度极限；

$\sigma = \sigma_p + \sigma_n$ ——叶片叶型部分的总应力；

σ_p ——离心力引起的拉伸应力；

σ_n ——由气动力和离心力引起的弯曲应力。

● 原书中文字的表述与图 1.2 不符，文字中是指叶根，而图中的符号 l_{cp} 是指叶片平均截面。——译者

持久强度极限取决于沿叶高变化的材料温度(图1.3), K 的最小值可以与 σ 的最大值不一致, 因此, 安全系数最小的截面, 要在对叶片强度进行最终验算时确定。

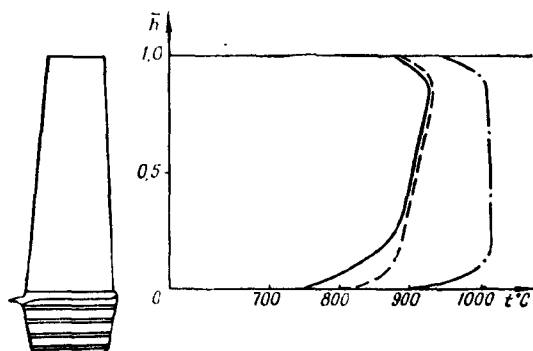


图1.3 温度沿叶片高度的变化
— · — 涡轮前的燃气温度; - - - 叶片上的燃气温度; — 叶片温度。

转子叶片的强度根据叶根截面的应力来进行初步估算, 它对于涡轮通道几何尺寸的选择给出了足够正确的数据, 这是因为在合理设计的叶片中, 从叶根截面到平均截面, 安全系数的值变化很小。

大家知道^[42, 78], 对于沿径向各个截面面积不变的转子叶片, 其拉伸应力可根据下列公式确定

$$\sigma_p = \frac{1}{2} \rho u_n^2 (1 - \bar{d}^2)$$

或者

$$\sigma_p = 2 \pi \rho n_c^2 F$$

式中 ρ —— 叶片材料的密度;

u_n —— 叶尖的圆周速度;