

燃气渦輪工作过程的 研究

Б. А. 契尔卡索夫等著



国防工业出版社

燃气涡轮工作过程的研究

吴达、陈克勤译



国防工业出版社

目 录

前言	3
符号	45
多级燃气涡轮特性的计算	Б. А. 契尔卡索夫 9
燃气涡轮分级的临界工作状态及极限工作状态	О. Н. 叶明 30
反力度对涡轮分级载荷的影响	Б. А. 契尔卡索夫 48
轴向间隙值对燃气涡轮特性的影响	Е. В. 索洛亨娜 57
涡轮级空间流动的某些特点	Б. А. 契尔卡索夫 70
对不同叶型设计规律的涡轮喷管环通过能力的 比较	Н. Н. 伯科夫 78
利用成批生产的涡轮喷气发动机在抽出空气作 空气动力研究时的特性计算	О. Н. 叶明 90

前 言

这本论文集是专门讲述燃气涡轮工作过程研究的第二部选题论文集，它反映了莫斯科航空学院发动机教研室在燃气涡轮领域内所进行科学研究工作的一些成果。

在B. A. 契尔卡索夫的“多级燃气涡轮特性的计算”这篇论文中，所用的算法，系将莫斯科航空学院所提出的单级涡轮特性算法应用于多级涡轮特性的计算，应用这种算法便有可能着手估计沿各级的最恰当的分配，查明双轴装置中各级的相互影响及确定最恰当的巡航状态。

在O. H. 叶明的“燃气涡轮分级的临界工作状态和极限工作状态”这篇论文中，研究了在喷管环及工作轮叶栅中进入临界流动状态区域时的涡轮特性，同时也研究了斜切口膨胀能力完全利用的情况（极限状态），以及零转速状态（起动状态）。

在B. A. 契尔卡索夫的“反力度对涡轮分级载荷的影响”这篇论文中，将减少反力度作为提高涡轮级载荷的途径之一而加以探讨。文中说明了低反力度对主要气流参数及涡轮特性的影响。

在E. B. 索洛亨娜的“轴向间隙值对燃气涡轮特性的影响”这篇论文中，叙述了两个模型燃气涡轮的实验研究的结果，简要地说明了实验装置及进行实验的方法，证实了作者以前对单级燃气涡轮所确定的在效率上为最恰当的轴向间隙值。

在B. A. 契尔卡索夫的“涡轮级空间流动的某些特点”这篇论文中，基于已完成的实验，它证明了亚音速涡轮工作轮槽道根部的扩散流动的不稳定，并且由于气体的径向过流，使截面平面具有几何扩散度的槽道中亦造成空间收敛流动。

在H. H. 伯科夫的“对不同叶型设计规律的喷管环通过能力的比较”这篇论文中，探讨了通过能力的解析算法及图解算法，并对某些喷管环叶型设计法比较了计算数据及实验数据。

在 O. H. 叶明的“成批生产的渦輪噴气发动机在抽出空气作 空气动力研究时的特性計算”这篇文中，引出了在压气机后抽气的发动机特性計算法，这种特性綫的作法最宜于設計試驗台和确定作为压缩空气气源的发动机的最佳参数。

論文集中对各篇論文的排列是这样的，其中前三篇以一元流理論为基础，对工作过程进行了分析研究，后三篇是完全以試驗为基础，或是为了証实試驗数据，对渦輪的工作过程作了研究，这反映了三元流的特点。最后一篇，就其方針而論稍不同于其余几篇，但对于那些正在建立試驗台及遇到气源方面困难的单位來說，可能是有用处的。積極参加燃气渦輪組工作及收集本論文集的各篇論文的有：主工程師 B. K. 甲雅青科；初級科学工作人員 И. Г. 罗札諾夫；一級实驗員—四年級学生 B. H. 巴庫林和 B. П. 布尔达科夫。

Б. А. 契尔卡索夫

符 号

气流的热力参数和气动力参数

- p ——压力;
 T ——温度;
 ρ ——质量密度;
 γ ——比重; 涡轮通道的扩展角;
 l ——热焓(焓);
 S ——熵;
 c_p ——等压比热;
 c_v ——等容比热;
 k_r, k_n ——燃气(空气)的绝热指数;
 R_r, R_n ——燃气(空气)的气体常数;
 G_r, G_n ——燃气(空气)的每秒流量;
 c ——气流绝对运动速度;
 w ——气流相对运动速度;
 α ——绝对运动气流角;
 β ——相对运动气流角;
 σ ——音速; 最窄截面的尺寸;
 a_{kp} ——临界截面中的音速(临界速度);
 g ——重力加速度;
 φ ——喷管速度系数;
 ψ ——工作轮中的速度系数;
 σ ——压力系数;
 δ_{Rn} ——二次损失系数。

气流的相似参数

- M ——气流的马数;
 Re ——雷诺数;
 λ ——速度系数。

气动力函数

- $q(\lambda)$ ——折合流量;
 $p(\lambda)$ ——压力的气动力函数;
 $T(\lambda)$ ——温度的气动力函数。

涡轮和压气机的参数

- D ——截面直径;
 r ——截面半径;
 h ——叶片高度;
 z ——叶片数;
 b ——叶弦;
 Δ ——轴向间隙;
 λ ——表征叶片相对长度的值;
 r ——截面的相对半径;
 F ——通道环形截面的面积;
 t ——叶片栅距;
 $H_{\text{т}}$ ——涡轮的内功;
 $H_{\text{тн}}$ ——涡轮的理论功;
 $H_{\text{а.т}}$ ——涡轮中燃气的等熵膨胀功;
 $H_{\text{а.т}}^*$ ——按滞止参数得出涡轮中燃气体的等熵膨胀功;
 $h_{\text{а.т}}$ ——涡轮的等熵焓降;
 $h_{\text{а.т}}^*$ ——按滞止参数得出的涡轮的等熵焓降;
 $N_{\text{т}}$ ——涡轮功率;
 $M_{\text{к.р}}$ ——涡轮扭矩;
 $M_{\text{с}}$ ——喷嘴器扭矩;
 $\delta_{\text{т}}$ ——涡轮压降;
 $\delta_{\text{т}}^*$ ——达到出口滞止压力的涡轮压降;
 p_{ro} ——涡轮反力度;
 $\rho_{\text{т}}$ ——运动反力度;
 $\eta_{\text{т}}$ ——涡轮的功率效率;
 $\eta_{\text{т}}^*$ ——按滞止参数的效率;
 $\eta_{\text{а.т}}$ ——涡轮的绝热效率;
 $\pi_{\text{к}}^*$ ——压气机的增压比;
 $\eta_{\text{к}}$ ——压气机效率;
 n ——转数;
 u ——圆周速度。

下 注 角

发动机参数

- 0 ——发动机进口;

- 1——压气机进口;
- 2——压气机出口;
- 3——燃烧室;
- 4——涡轮后;
- 5——喷管切口处。

涡轮参数

- 0——涡轮进口;
- 1——涡轮轴向间隙;
- 2——涡轮后;
- c ——绝对运动; 喷管器;
- w ——相对运动;
- p, p, κ ——工作轮;
- τ ——整个涡轮;
- τ_m ——基元级;
- π ——等熵过程;
- I, II……—多级涡轮中的级号;
- j ——涡轮的第 j 级(中间级);
- sr ——平均直径;
- корн——叶片根部;
- нар, периф——叶片尖部;
- κ ——构造参数;
- $\kappa_p, \kappa_{кр}$ ——临界状态参数。

矢量的分量

- a ——沿涡轮轴向;
- r ——沿径向;
- u ——轮周方向;
- θ ——法向分量。

上注角

- *——表示滞止气流的参数。

多級燃气渦輪特性的計算

導 論

目前对航空燃气渦輪的計算及参数選擇的方法(在工程上可用的)已达到非常完善的程度。这一点可由燃气渦輪有很高的效率这一事实得到証明。大家都知道,計算燃气渦輪先要求定渦輪通道中平均直徑处的气流参数及渦輪的尺寸。計算时通常給出渦輪功率、气流量及燃气温度。求出圓周速度及轉速,求出沿气流通道长度各处的气流速度及气流角、气体压力及温度、叶片高度、分級及整体渦輪的效率。

为了由气流角推导出叶片的几何角,將渦輪通道按假想流綫分为几个环形段,对每一段求定气流参数。然后对通道的每个截面选配平面叶栅,并按其实驗数据修正渦輪的計算。已获得的結果,表明了所謂燃气渦輪額定工作状态的特征。在許多情况下,除了額定状态的参数以外,还必须知道燃气渦輪在全部工作情况下的特性。在航空发动机中这首先是指单軸及双軸的渦輪螺旋桨发动机,以及双轉子的渦輪噴气发动机。同样地,这也指双軸运输用燃气渦輪发动机的燃气渦輪。在这些发动机中渦輪跟傳动輪相联系,其工作状态范围很寬。

特性的研究及分析作法,如果是十分可靠的話,显然是研究燃气渦輪从起动开始的工作状态寬广变化范围内工作过程的最方便而又十分簡單的方法。研究了渦輪特性便有可能找出多級燃气渦輪各級焓降的最恰当分配,便于看出双軸装置中各級的相互影响,及更正确地求得最恰当的巡航状态及燃气渦輪发动机最恰当的調节程序。

多級燃气渦輪特性的計算法是单級渦輪特性計算法的进一步发展●●。本文所論方法的基础就是下面的假設,渦輪中所发生的过程

- Б. А. Черкасов, В. Л. Эпштейн, Е. В. Солохина, Аналитический метод построения характеристик газовых турбин, Труды МАИ, №19, Оборонгиз, 1953.
- Б. А. Черкасов, О. Н. Емин, Аналитический расчет характеристик газовой турбины с учетом потерь по данным продувок плоских решеток, Сборник статей по газовым турбинам, Труды МАИ, №268, Оборонгиз, 1956.

受基元气流柱的规律所支配，对于基元气流柱我们可用连续方程、能量方程及动量方程。计算是以利用各级平面固定叶栅或圆形固定叶栅的吹风实验结果为基础而建立起来的。近似算法中采用 φ 及 ψ 为常数。因之所推荐的方法在解问题时不必逐步逼近，而且还有可能利用气动力函数表。

一、计算多级涡轮以及计算单级涡轮时假设

1. 任一级平均直径处的气流参数与气流的平均参数相符。
2. 燃气涡轮通道中的气流特征与 Re 数无关。
3. 各级气流角 α_1 及 β_2 保持不变，或按平面叶栅吹风实验数据取得。
4. 气流是稳定的轴对称流。
5. 在喷管环及工作轮的叶栅中只有叶型损失。
6. 绝热指数 k 及比热 C_p 认为是常数，不随温度而变。

如果所谈涡轮工作状态，其 Re 数并没有处于自动模化区域内，那么基于这些假设而计算得的特性应加上二次损失[●]的及 Re 数影响的修正量。这样以后所得到的特性便可看作是涡轮真实特性的初次近似。

二、求定各级气流参数的程序

多级燃气涡轮，或两个没有运动联系，但有共同通道的涡轮（即双轴涡轮螺旋桨发动机或双转子涡轮喷气发动机的涡轮）的气流参数的求定程序如图1所示，其为一般情况下各级平均直径不同的燃气涡轮的计算简图。

在焓熵图（图2）中表示双级燃气涡轮的工作过程。借此图便能确定两相邻级参数之间的关系。

对任何 i 级来说，下面各关系式都是正确的[●]：

● Б. А. Черкасов, Вторичные потери и их влияние на характеристику турбины, Сборник статей по газовым турбинам, Труды МАИ, №68, Оборонгиз, 1956.

● 见第九页下注第●条。

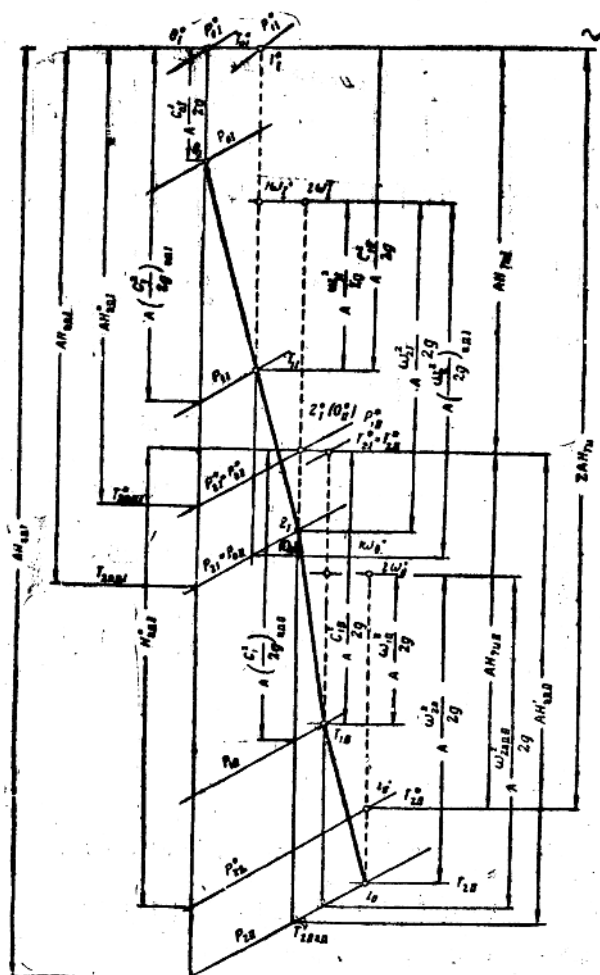


图2 双级汽轮机的焓-熵图

或借图3所示的曲线求得。图4给出折合流量随速度系数 λ_1 (或 λ_{2w})及速度系数 φ (或 ψ)的关系。

再来确定两相邻级的总温、圆周速度以及圆周速度系数之间的关系

系。滯止溫度比可由以下关系式求出：

$$\frac{T_{0i+1}^*}{T_{0i}^*} = \left(\frac{a_{\kappa p 0 i+1}}{a_{\kappa p 0 i}} \right)^2 = 1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{\text{тн}}}{a_{\kappa p 0}^2} \right)_i \quad (7)$$

如果相邻級有同样的轉速，那末圓周速度便取决于直徑比

$$u_{i+1} = u_i \frac{D_{i+1}}{D_i} \quad (8)$$

設若相邻級的轉速不同(各級屬於不同的渦輪)，則有下面关系式

$$u_{i+1} = u_i \mu_i \frac{D_{i+1}}{D_i}, \quad (9)$$

式中

$$\mu_i = \frac{n_{i+1}}{n_i} \circ$$

由方程(9)可知，双級渦輪的工作可认为是有不同轉速的两个

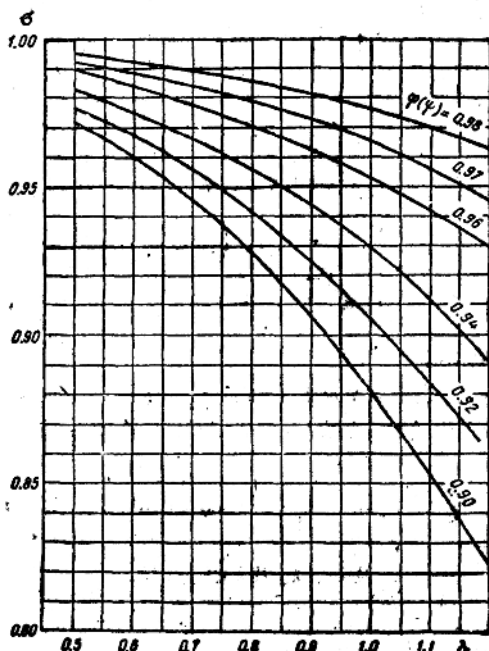


图3 σ 随 λ 及 φ (或 ψ) 而变的关系

單級渦輪共同工作的特殊情況。

由方程 (7)、(8)、(9) 得出後面一級的圓周速度系數隨前面一級圓周速度系數而改變的關係式

$$\lambda_{w_{i+1}} = \lambda_{w_i} \frac{D_{i+1}}{D_i} \sqrt{1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{Tn}}{a_{KP0}^2} \right)_i}, \quad (10)$$

$$\lambda_{w_{i+1}} = \lambda_{w_i} \frac{D_{i+1}}{D_i} \sqrt{1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{Tn}}{a_{KP0}^2} \right)_i}. \quad (11)$$

級的膨脹比及效率可按下式求得：

$$\delta_i^* = \frac{1}{\sigma_i \left[1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{Tn}}{a_{KP0}^2} \right)_i \right]^{\frac{k}{k-1}}}; \quad (12)$$

$$\eta_{Tn_i} = \frac{1}{\frac{k-1}{k} \frac{1-\sigma_i}{\frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{Tn}}{a_{KP0}^2} \right)_i} + \sigma_i \frac{k-1}{k}}; \quad (13)$$

$$\eta_{Tn_i} = \frac{\frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{Tn}}{a_{KP0}^2} \right)_i}{1 - \sigma_i \frac{k-1}{k} \left(\frac{T_{n_i}^*}{T_0^*} \right)_i \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{w_i}^2 \right)}, \quad (14)$$

式中 $\sigma_i = \sigma_{c_i} \sigma_{p_i0}$

由此可見，若系數 φ 及 ψ 已知時，則表示燃氣渦輪各級工作的所有值可借級相似準則的參數 λ_{0i} 、 λ_{1i} 、 λ_{w_i} 及 λ_{2w_i} 來求定，許多著作^{●●}中已指明這一點。

多級渦輪就像單級渦輪一樣，只有兩個相似準則可以任意選定。其餘的都是這兩者的函數。可取

$$\lambda_{0_1} \text{ 及 } \lambda_{w_1}, \lambda_{11} \text{ 及 } \lambda_{w1}, \lambda_{2w1} \text{ 及 } \lambda_{w11}$$

● 見第9頁頁下注第●。

● П. К. Казанджан, "Нерасчетный режим работы авиационной газовой турбины" 1951.

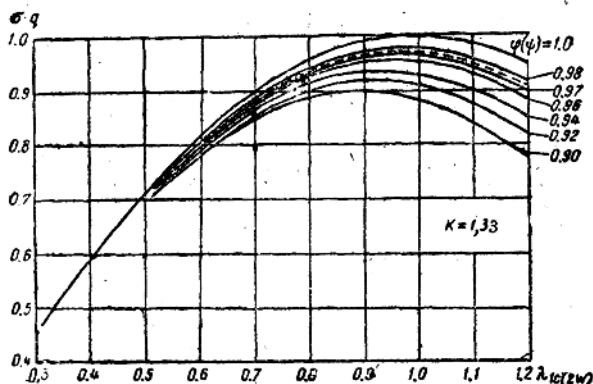


图4 乘积 $\sigma q(\lambda)$ 随 λ 及 φ (或 ψ)而变的关系

作为独立的任意选定的准则。为了进一步推导起见，取 λ_{01} 及 λ_{01} 作为独立准则，前者以函数 $q(\lambda_0)_1$ 的形式表明通过涡轮的气流量，而后者则表明圆周速度。

现在要找出第一级与任一 i 级参数之间的关系式。为此我们来考察一下联系第一级喷管环与 i 级喷管环的流量方程。

$$G_1 = F_{01} a_{\kappa p 01} \gamma_{\kappa p 01} q(\lambda_0)_1 = F_{1i} a_{\kappa p 0i} \gamma_{\kappa p 0i} \sigma_{\epsilon_i} q(\lambda_1)_i \sin \alpha_{1i} \\ = F_{1i} a_{\kappa p 0i} \gamma_{\kappa p 0i} \sigma_{\epsilon_i} q(\lambda_1)_i \sin \alpha_{1i} \circ$$

由此方程得出

$$F_{01} q(\lambda_0)_1 = F_{1i} \frac{a_{\kappa p 0i}}{a_{\kappa p 01}} \frac{\gamma_{\kappa p 0i}}{\gamma_{\kappa p 01}} \sigma_{\epsilon_i} q(\lambda_1)_i \sin \alpha_{1i} \circ \quad (15)$$

大家都知道，

$$\frac{a_{\kappa p 0i}}{a_{\kappa p 01}} = \left(\frac{T_{0i}^*}{T_{01}^*} \right)^{\frac{1}{2}} \circ$$

温度比可写成下式

$$\frac{T_{0i}^*}{T_{01}^*} = \frac{T_{0i}^*}{T_{0i-1}^*} \cdot \frac{T_{0i-1}^*}{T_{0i-2}^*} \cdots \frac{T_{0i1}^*}{T_{0i1}^*} \cdot \frac{T_{0i1}^*}{T_{01}^*} \circ$$

于是利用方程(7)便得到

$$\frac{a_{\kappa p 0_i}}{a_{\kappa p 0_1}} = \left\{ \left[1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{\tau u}}{a_{\kappa p 0}^2} \right)_1 \right] \left[1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{\tau u}}{a_{\kappa p 0}^2} \right)_{11} \right] \right. \\ \left. \cdots \left[1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{\tau u}}{a_{\kappa p 0}^2} \right)_{i-1} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (16)$$

我們可用总压比及总溫比的乘积来代替临界比重的比值

$$\frac{\gamma_{\kappa p 0_i}}{\gamma_{\kappa p 0_1}} = \frac{\gamma_{0_i}^*}{\gamma_{0_1}^*} = \frac{p_{0_i}^*}{p_{0_1}^*} \frac{T_{0_1}^*}{T_{0_i}^*}$$

总压比可写成下面形式

$$\frac{p_{0_i}^*}{p_{0_1}^*} = \frac{p_{0_i}^*}{p_{0_{i-1}}^*} \frac{p_{0_{i-1}}^*}{p_{0_{i-2}}^*} \cdots \frac{p_{0_{11}}^*}{p_{0_{11}}^*} \frac{p_{0_{11}}^*}{p_{0_1}^*},$$

或

$$\frac{p_{0_i}^*}{p_{0_1}^*} = \frac{1}{\delta_1^*} \frac{1}{\delta_{11}^*} \cdots \frac{1}{\delta_{i-1}^*} \frac{1}{\delta_i^*}$$

加以变换以后，方程 (15) 便可化成最后形式如下

$$F_{0_1} q (\lambda_0)_1 = F_{1_i} (\sigma_1 \sigma_{11} \cdots \sigma_{i-1}) \left\{ \left[1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{\tau u}}{a_{\kappa p 0}^2} \right)_1 \right] \right. \\ \left. \cdots \left[1 - \frac{2(k-1)}{k+1} \left(\frac{gH_{\tau u}}{a_{\kappa p 0}^2} \right)_{i-1} \right] \right\}^{\frac{2(k-1)}{k+1} \sigma_i} q (\lambda_1)_i \sin \alpha_{1_i} \quad (17)$$

由方程 (17) 可求得 i 級速度系数 λ_{1_i} 。

后面討論一下联系第一級噴管环及 i 級工作輪的流量方程。

$$G_r = F_{0_1} a_{\kappa p 0_1} \gamma_{\kappa p 0_1} q (\lambda_0)_1 = F_{2_i} a_{\kappa p 2w_i} \gamma_{\kappa p 2w_i} q (\lambda_{2w})_i \sin \beta_{2_i},$$

由此得出

$$F_{0_1} q (\lambda_0)_1 = F_{2_i} \frac{a_{\kappa p 2w_i}}{a_{\kappa p 0_1}} \frac{\gamma_{\kappa p 2w_i}}{\gamma_{\kappa p 0_1}} q (\lambda_{2w})_i \sin \beta_{2_i} \quad (18)$$

将此式加以变换。式中

$$\frac{a_{\kappa p 2w_i}}{a_{\kappa p 0_1}} = \left(\frac{T_{w_i}^*}{T_{0_1}^*} \right)^{\frac{1}{2}};$$

$$\frac{\gamma_{\kappa p 2w_i}}{\gamma_{\kappa p 0_1}} = \frac{p_{w_i}^*}{p_{0_1}^*} \frac{T_{0_1}^*}{T_{w_i}^*}$$