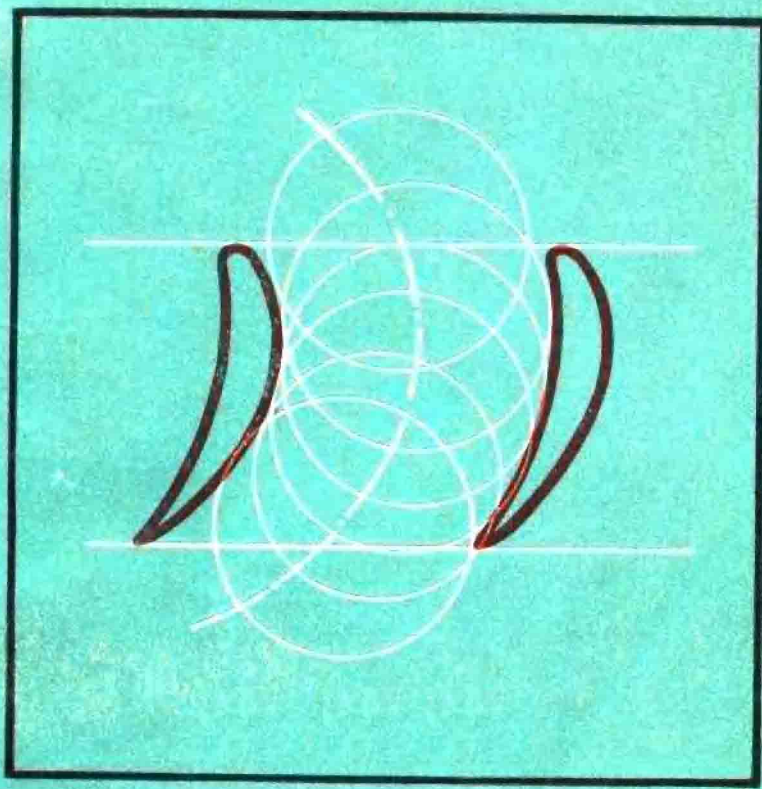




航空发动机 涡轮计算

国防工业出版社

航空发动机涡轮计算

(气动计算及叶片造型)

[苏] C. 3. 柯别列夫、H. Д. 吉洪诺夫 著

施永立 译 杨燕生 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书所阐述的是航空发动机涡轮的基本理论问题和气动计算方法,有关涡轮级基本设计参数对涡轮级效率的影响问题作了详尽的分析,同时,对涡轮通道方案的选择和尺寸的确定也作了一般的介绍。

本书对涡轮级气动计算方法,导向叶片和转子叶片造型方法作了详细的叙述,同时并考虑了强度要求及其制造工艺。

书中对叶片气冷方法及其温度的确定方法都作了详细的阐述,援引了一些气冷叶片和多级涡轮的计算实例,同时并对非设计状态下的涡轮工作状况也进行了分析。

本书仅供航空工业专业人员参考,对航空院校的学生亦可能有所裨益。

РАСЧЕТ ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
(ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПРОФИЛИРОВАНИЕ ЛОПАТОК)

С. З. Копелев, Н. Д. Тихонов

Москва «Машиностроение» 1974

〔苏〕机械工业出版社 1974年

航空发动机涡轮计算

(气动计算及叶片造型)

〔苏〕С. З. 柯别列夫、Н. Д. 吉洪诺夫 著

施永立 译 杨燕生 校

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可證出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

上海商务印刷厂排版 国防工业出版社印刷厂印装

787×1092 1/32 印张9 3/4 215千字

1978年6月第一版 1978年6月第一次印刷 印数:0,001—3,600册

统一书号:15034·1667 定价:1.00元

绪 言

鉴于航空燃气涡轮发动机日臻完善及其设计、制造和使用经验的不断丰富,很有必要对这方面的经验加以系统的总结,并在广大的专业人员中间加以推广。

我们认为,对涡轮级气动计算,导向叶片和转子叶片造型以及冷却叶片计算的各种方法给以估价是必要的。

本书总结了航空发动机涡轮计算的一些实际经验,分析了涡轮外廓尺寸特性和重量特性及其与发动机基本参数的关系,阐明了涡轮气动参数和强度参数之间的关系,同时并考虑了其结构特点和制造工艺,这点对通路方案和尺寸的选择以及叶片的造型来说尤为重要。上述这些问题将在本书有关航空燃气涡轮设计综合计算一节中加以阐述。

为了便于对本书所阐述的问题的理解,书中根据给定的原始参数数据引证了一些具体计算例题,这些例题只适用于涡轮喷气发动机的单级和多级燃气涡轮。

作者认为,最好能将航空涡轮喷气发动机涡轮基本参数计算方法的计算链适合于在电子数字计算机上编排计算程序。

本书所引用的非设计状态下的涡轮基本参数的确定方法,均用涡轮螺桨发动机系统非设计状态的单轴三级涡轮计算例题加以阐明。

本书所有计算例题均基于假设的原始数据,因而只有方法上的意义。

目 录

第一章	燃气涡轮理论概要	1
1.1	涡轮方案和基本几何参数	1
1.2	涡轮基元级及级的基本方程	4
1.3	涡轮损失及其计算。涡轮效率	13
1.4	涡轮级反力度概念	23
1.5	涡轮级基本定性参数	25
第二章	涡轮基本参数及其对涡轮效率的影响	29
2.1	涡轮级载荷比	29
2.2	涡轮出口气流速度和流向	38
2.3	涡轮级的气流运动学	42
第三章	涡轮通路方案的选择及其基本尺寸的选定	48
3.1	级数的确定和级间功率的分配	48
3.2	涡轮出口通路基本尺寸的确定	51
3.3	涡轮通路方案的选定	64
3.4	转子叶栅和导向器叶栅宽度的确定	68
3.5	叶环间的轴向间隙	77
3.6	叶环间的余高	79
3.7	位于导向器前的物体所造成的损失	83
第四章	涡轮级气动计算	85
4.1	沿平均直径对涡轮级的计算	85
4.2	涡轮级气流参数沿半径的变化	96
4.3	涡轮级内半径和外半径气流参数的确定	110
第五章	涡轮叶片造型	119
5.1	叶栅和叶型基本参数的选定	119
5.2	叶型的绘制	129

5.3	各单独叶型截面的协调和叶身型面的绘制·····	137
5.4	机械加工叶身型面的造型方法·····	141
5.5	冷却叶片造型·····	145
第六章	燃气涡轮叶片的冷却·····	149
6.1	开式气冷方案·····	149
6.2	内对流冷却叶片·····	157
6.3	横流方案叶片的冷却效果和换热·····	165
6.4	横流方案叶片冷却空气流量的确定·····	173
6.5	冷却叶片温度的确定·····	181
第七章	带冷却叶片的涡轮级载荷比·····	197
7.1	冷却叶片温度与涡轮级载荷系数的关系·····	197
7.2	涡轮级载荷增大时冷却叶片安全系数的变化·····	202
第八章	多级涡轮气动计算·····	209
8.1	多级燃气涡轮基本特点和计算程序·····	209
8.2	涡轮喷气发动机两级涡轮的气动计算例题·····	217
8.3	涡轮喷气发动机两级涡轮气动近似计算例题·····	236
8.4	涡轮叶片造型·····	239
第九章	涡轮非设计状态下的工作·····	248
9.1	涡轮工作状态和特性的基本概念·····	248
9.2	涡轮工作状态变化时,其基本参数的变化规律·····	254
9.3	非设计状态下的涡轮基本参数的确定·····	262
9.4	非设计状态下的涡轮参数计算例题·····	275
附录	·····	287
参考文献	·····	305

第一章 燃气涡轮理论概要

1.1 涡轮方案和基本几何参数

燃气涡轮就是一架将燃气流的势能转换成在涡轮轴上作机械功的叶片机。

航空燃气涡轮发动机的涡轮是用来驱动压气机，空气螺旋桨和发动机附件。同时，还经常出现在起动装置系统中，用来起动燃气涡轮发动机的转子。燃气涡轮基本组合件为不旋转的静子和旋转的转子。

涡轮不旋转部分称为静子，它由外壳、导向器和涡轮的其它不旋转构件组成。导向器可以把燃气的势能转换成动能。它是由许多位于两个同心轮箍之间的径向方向的叶片组成（图 1.1）。

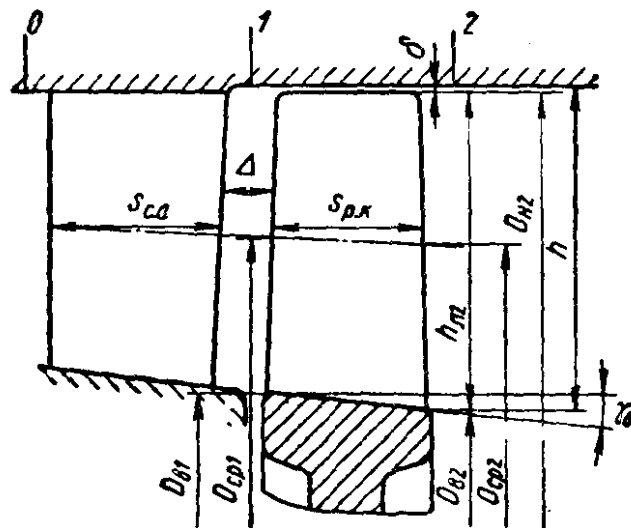


图 1.1 单级涡轮通路示意图

转子是由旋转的叶片、轮盘和轴组成。

一个导向器和一个转子的总合称之为涡轮级。由导向器进口到转子出口的环形通道称之为涡轮通路，其形状在涡轮纵向截面上则称之为通路的子午剖面。

现代的涡轮喷气发动机使用一级、两级至三级涡轮。涡轮螺桨发动机及涡轮风扇发动机的涡轮除了要驱动内函的压气机外，还要驱动空气螺桨或外函的风扇，要使用多级涡轮，四级至六级，甚至更多级。

多级涡轮各级燃气能量的转换过程，就其性质来讲是一样的。所以涡轮作功的原理和能量转换过程用一个级或单级涡轮的例题来进行分析就可以了。

在分析涡轮工作过程和进行涡轮计算时，分析燃气流参数和基本结构尺寸一般只分析涡轮级通路的三个计算截面，其代表符号如下：

“0”——导向器前参数 $\ominus$ ；

“1”——导向器和转子之间轴向间隙参数；

“2”——转子后参数；

I, II, III 等数字表示级的序号。

按通路子午面的形状及通路的气流流向，涡轮又可分为轴流式涡轮，径流式涡轮和斜流式涡轮。我们只分析轴流式燃气涡轮，这种涡轮的通路接近圆柱形，没有径向分速度，或者说它比轴向分速度和切向分速度小。

涡轮级基本几何尺寸用下列符号表示：

D_{H} ——外径(叶尖直径)；

D_{B} ——内径(叶根直径)；

$\ominus$ 在某些情况下，如分析发动机系统中涡轮所惯用的那样，涡轮前燃气温
度用 T_0^* 表示。

$D_{cp} = \frac{D_H + D_B}{2}$ ——涡轮平均直径——通过叶片中截面的圆

周直径 (还有时按公式 $D_{cp} = \sqrt{\frac{D_H^2 + D_B^2}{2}}$

求得的直径也作为 D_{cp});

h ——涡轮通路的高度;

h_{π} ——叶片长度 (高度);

F ——涡轮通路截面面积;

Δ ——轴向间隙;

δ ——径向间隙;

$s_{c,a}$ 和 $s_{p,\kappa}$ ——导向器和转子叶栅的宽度;

b ——叶片弦长;

γ_H 和 γ_B ——分别为叶尖和叶根处的通路扩张角;

$\bar{h} = h_{\pi}/b$ ——(或 $\bar{h} = h_{\pi}/s$)——叶片长度比;

$\bar{d} = D_B/D_H$ ——轮毂比。

涡轮叶片相对长度用叶片平均直径与叶片长度之比表示

$$\bar{D} = \frac{D_{cp}}{h_{\pi}} = \frac{D_H + D_B}{D_H - D_B} = \frac{1 + \bar{d}}{1 - \bar{d}}.$$

上述各个参数另外还用代表各级计算截面序号的角注来表示。例如, 转子进口通路的尺寸用 D_{H1} , D_{B1} , D_{cp1} , F_1 , $h_{\pi1}$ 表示, 而转子出口通路尺寸则用 D_{H2} , D_{B2} , D_{cp2} , F_2 , $h_{\pi2}$ 表示。

在某一半径 r 上, 我们可以用其轴圆柱面将涡轮叶片截断, 然后再将这一截面展成平面。由此, 我们可以得到导向器和转子平面叶栅。

叶栅的基本几何参数 (图 1.2 和 1.3) 为:

b ——叶型弦长;

t ——栅距;

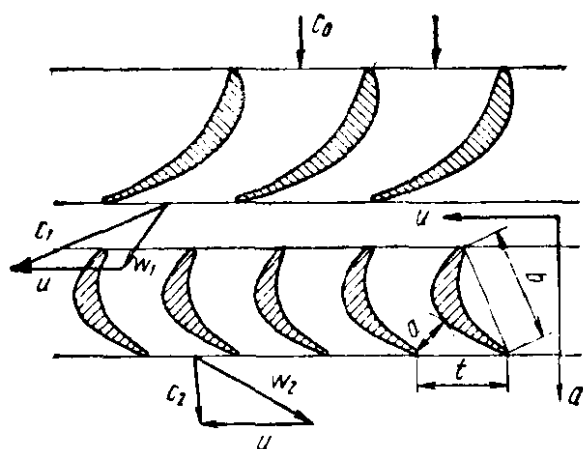


图 1.2 涡轮级叶片环形
截面展开图

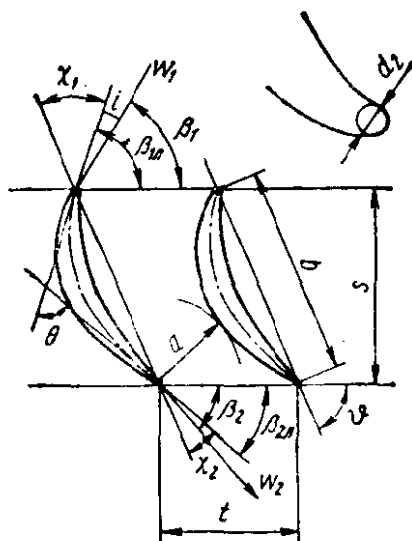


图 1.3 叶栅几何参数

$\bar{t} = t/b$ ——相对栅距;

$\bar{b} = b/t$ ——叶栅稠度(与相对栅距成反比的值);

δ ——叶栅上的叶型安装角;

$\beta_{1,x}$ ——叶型前缘中线切线与叶栅前额线所形成的
叶型进口角;

$\beta_{2,x}$ ——叶型后缘中线切线与叶栅后额线所形成的
叶型出口角;

$\beta_{2p} = \arcsin \frac{a}{t}$ ——叶栅出口角。

导向器叶栅的出口角和进口角用字母 α 和相应的截面角
注表示 $\ominus$ 。

1.2 涡轮基元级及级的基本方程

涡轮的燃气流具有空间(三度)性质。为了便于对涡轮的
工作和计算进行分析, 可用近似流线谱代替燃气的实际流线

$\ominus$ 原文为出气角。——校注

谱。可以认为，燃气在涡轮中是以与涡轮轴同心的圆柱层流动，其轴线与涡轮轴线是一致的。每一这样无限薄的流动层相当于一个涡轮的基元级，它是一个半径上的导向器和转子叶栅的总合。涡轮圆柱截面的平面展开图通常称为涡轮的平面基元级。

基元级的燃气参数沿叶片高度可以认为是常数。这样就可以将基元级看作是平面叶栅，从而可以大大简化对涡轮级燃气流参数的分析和计算。

当每一基元级的气流参数为已知数时，积分叶片高度上的这些参数即可求得整级参数的平均值。在许多情况下(例如当叶片高度上的功值为常数时)，该平均参数接近于涡轮平均直径的燃气参数。

1.2.1 涡轮基元级的气流动力学

我们可以认为，叶栅进口和出口的气流是稳定的，而且轴线对称，即顺叶栅额线整圈的各个小流股的流速和流向都是一样的。事实上，这种气流只有在栅前相当长一段距离以前的区域内，没有叶栅对均匀气流的影响，以及栅后较远处扰动的气流已经得到均匀化了的那些地方才会存在。直接靠近栅前和栅后，尤其是在叶间槽道内，气流是不均匀的。

如众所知，为说明基元级燃气流特性，一般使用绕叶栅的燃气流速度(三角形)图(图 1.4)。气流绝对速度矢量用字母

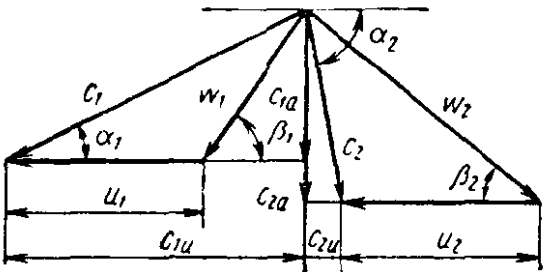


图 1.4 涡轮级速度平面图

c 表示, 相对速度矢量用 w 表示, 圆周速度值用 u 表示。

导向器叶栅用下列符号表示气流运动参数:

c_0, α_0 和 c_1, α_1 ——分别为导向器进口和出口的气流速度和角度;

转子叶栅则用下列符号表示气流运动参数:

w_1 和 β_1 ——叶栅进口气流相对速度和角度;

$i = \beta_{1\pi} - \beta_1$ ——攻角(当 $\beta_{1\pi} > \beta_1$ 时, 攻角为正值, 当 $\beta_{1\pi} < \beta_1$ 时, 则为负值);

c_2 和 w_2, α_2 和 β_2 ——在绝对运动和相对运动中, 叶栅出口气流的速度和角度;

$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_{2p}$ ——气流滞后角, 式中 $\beta_{2p} = \arcsin a/t_0$ 。

轴向方向的速度投影用角注“ a ”表示, 圆周方向上则用角注“ u ”表示, 顺气流方向及顺转子转动方向为正值。

叶栅运动参数间的关系可按速度三角形求得。

应当指出, 叶栅进口和出口的速度和流向在每个栅距范围内不是一样的。所以速度 c_1, w_1, w_2, c_2 和气流角 $\alpha_1, \beta_1, \beta_2, \alpha_2$ 可以理解为平均值。

涡轮级工作原理: 从燃烧室进入导向器的燃气流速为 c_0 , 压力为 p_0 和温度为 T_0 。导向叶片形成了收敛的曲线槽道, 在槽道中燃气产生膨胀过程, 并使气流转折。这时, 燃气的压力和温度减小, 而速度则由 c_0 增大到 c_1 。燃气由导向器以相对速度 w_1 进入转子叶栅。转子叶片在大多数情况下也形成收敛曲线槽道, 在槽道中气流产生转折, 燃气进一步膨胀, 其压力和温度随之下降。同时, 气流的相对速度由 w_1 增加到 w_2 。转子燃气的绝对速度由 c_1 降到 c_2 。转子绝对速度降低的原因是由于导向器和转子中燃气膨胀而形成的大部分燃气动能转换成了驱动转子的机械功。

当转子叶片产生绕流时, 由于气流在叶栅处转折, 叶片凹面上的压力变得比叶片凸面上的大 (图 1.5)。作用在叶面上的压力和摩擦力的合力就是气动力。作用在每一叶片上的圆周分力 (P_n) 形成扭转力矩并驱动转子旋转, 而轴向分力 (P_a) 则可决定作用在涡轮转子上的轴向力。

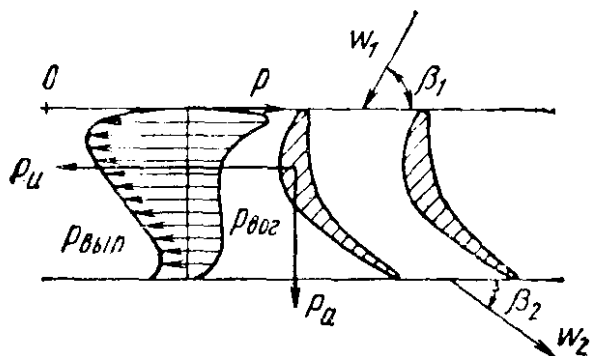


图 1.5 沿叶型的压力分布

很明显, 叶片上绕过的燃气速度愈大, 叶栅上的气流转折角愈大, 则作用在每个叶片上的气动力值愈大。

1.2.2 涡轮基元级的基本方程

涡轮通路各个不同截面的燃气参数间的关系可根据燃气流的基本方程和已知的绝热膨胀过程中的燃气状况参数间的热力学关系式加以确定。涡轮级基本方程为连续方程, 能量守恒方程, 伯努利方程和欧拉方程。在建立上述方程时, 为使方程的式子更加简化, 以便进行工程计算, 可作出一系列假设 (如气流流动假设是稳定而均匀的, 和外部介质没有换热等等)。基本方程的推导可参阅众所周知的热动力学教程和涡轮机理论 (见参考文献 9, 23, 24, 28 等等), 所以我们在这里只是分析一下这些方程对涡轮级燃气流的应用问题。

1. 流量方程 (连续方程)

对基元级和个别流束来说, 每秒燃气质量流量等于

$$\Delta G = \rho_0 c_0 f_0 = \rho_1 c_1 f_1 = \rho_2 c_2 f_2,$$

式中 f_0, f_1, f_2 ——分别为级各截面气流横截面面积;

ρ_0, ρ_1, ρ_2 ——分别为级各截面燃气密度;

c_0, c_1, c_2 ——分别为级各截面上与截面垂直的燃气分速。

涡轮级燃气流量等于

$$G = \int_{F_0} \rho_0 c_0 dF_0 = \int_{F_1} \rho_1 c_1 dF_1 = \int_{F_2} \rho_2 c_2 dF_2,$$

式中 F_0, F_1, F_2 ——燃气流横截面面积;

ρ_0, ρ_1, ρ_2 和 c_0, c_1, c_2 ——分别为各截面燃气密度和速度的局部值。

若每一截面上的气流参数为常数, 连续方程则为下式:

$$G = \rho_0 c_0 F_0 = \rho_1 c_1 F_1 = \rho_2 c_2 F_2$$

若连续方程代入的是按通路截面平均的气流参数值, 则该方程的形式与上面方程相同。

通过任何涡轮通路截面的燃气流量均可用密流的无因次函数表达

$$q(\lambda) = \frac{c\rho}{(c\rho)_{\text{кр}}} = f\left(\frac{p}{p^*}\right)$$

$$G = F_i c_i \rho_i = F_i (c_i \rho_i)_{\text{кр}} q^{(\lambda)} \ominus,$$

式中 $\lambda = c/a_{\text{кр}}$ ——速度系数;

$a_{\text{кр}}$ ——临界音速;

$$(c_i \rho_i)_{\text{кр}} = m \frac{p_i^*}{\sqrt{T_i^*}}; \quad m = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

若 $k=1.33$ 和 $R=289$ 焦耳/(公斤·°K)

$$m=0.0396(\text{公斤} \cdot ^\circ\text{K}/\text{焦耳})^{0.5}$$

⊖ i 表示任意截面的。——校注

则
$$G = m \frac{p_i^*}{\sqrt{T_i^*}} F_i q(\lambda_i)$$

2. 能量守恒方程

若和外部介质没有换热，涡轮的燃气流能量守恒方程则为下式

$$L_T = i_0^* - i_2^* = c_p(T_0^* - T_2^*)$$

或

$$L_T = c_p(T_0 - T_2) + \frac{c_0^2 - c_2^2}{2},$$

式中 L_T ——涡轮燃气所作的功；

i_0^*, i_2^* ——涡轮进口和出口的燃气总焓。

图 1.6 所示为涡轮燃气膨胀过程，图中 0-1-2 曲线为导向器和转子的燃气膨胀多变曲线；

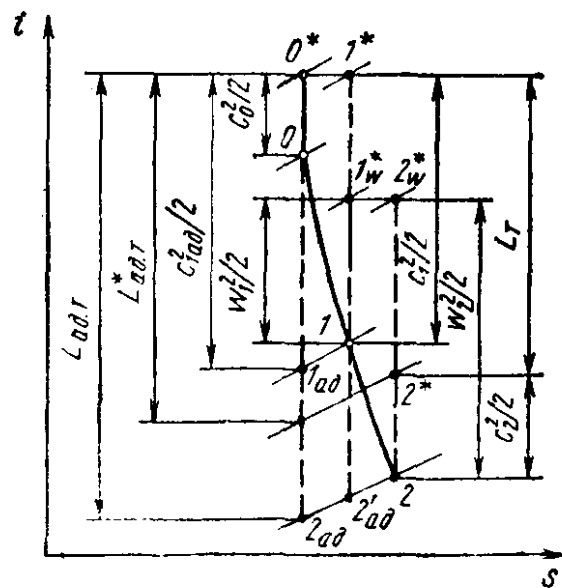


图 1.6 $i \sim s$ 图上的涡轮燃气膨胀过程图

$0^*, 1^*, 2^*$ ——分别表示涡轮级各截面上按绝对速度滞止的气流参数点；

$1_w^*, 2_w^*$ ——分别表示转子进口和出口处按相对速度滞止

的气流参数点。

导向器的能量方程为下式

$$i_0^* = i_1^* \quad \text{或} \quad c_p T_0^* = c_p T_1^* = c_p T_1 + \frac{c_1^2}{2} \quad (1.1)$$

从方程式 (1.1) 我们可以得出求燃气从导向器流出的速度公式

$$c_1 = \sqrt{2c_p(T_1^* - T_1)} = \sqrt{2c_p T_1^* \left(1 - \frac{T_1}{T_1^*}\right)}.$$

设

$$\frac{T_1}{T_1^*} = \left(\frac{p_1}{p_1^*}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{和} \quad p_1^* = \sigma_{c.a}^* p_0^*,$$

可得

$$c_1 = \sqrt{2c_p T_1^* \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0^* \sigma_{c.a}^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]},$$

式中 $\sigma_{c.a}^*$ ——导向器总压恢复系数。

导向器的流体压力损失常用速度损失系数 $\varphi = c_1/c_{1a\pi}$ 计算, 式中 $c_{1a\pi}$ 为绝热膨胀过程中导向器出口的速度;

$$c_{1a\pi} = \sqrt{2c_p T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}.$$

于是

$$c_1 = \varphi \sqrt{2c_p T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \quad (1.2)$$

转子能量方程:

a) 绝对运动

$$L_T = i_1^* - i_2^* = c_p(T_1^* - T_2^*);$$

6) 相对运动

$$i_{1w}^* = i_{2w}^*, \quad c_p T_{1w}^* = c_p T_{2w}^*$$

或
$$c_p T_{1w}^* = c_p T_1 + \frac{w_1^2}{2} = c_p T_2 + \frac{w_2^2}{2} \quad (1.3)$$

由能量方程可以得出转子出口燃气的相对速度表达式

$$w_2 = \sqrt{2c_p T_{1w}^* \left[1 - \frac{T_2}{T_{1w}^*} \right]}$$

设
$$T_{1w}^* = T_{2w}^*, \quad \frac{T_2}{T_{1w}^*} = \frac{T_2}{T_{2w}^*} = \left(\frac{p_2}{p_{2w}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

和
$$p_{2w}^* = \sigma_{p.k}^* p_{1w}^*,$$

可得

$$w_2 = \sqrt{2c_p T_{1w}^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{\sigma_{p.k}^* p_{1w}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (1.4)$$

式中 $\sigma_{p.k}^*$ ——转子总压恢复系数。

如果转子流体压力损失用速度损失系数 ψ 计算 (速度损失系数 ψ 等于转子流出的实际速度和绝热速度之比, 即 $\psi = w_2/w_{2ad}$), 则

$$w_2 = \psi w_{2ad} = \psi \sqrt{2c_p T_{1w}^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_{1w}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

或

$$w_2 = \psi \sqrt{2c_p T_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + w_{10}^2$$

3. 伯努利方程式

$$L_T = \int_2^0 v dp - L_r - \frac{c_2^2 - c_0^2}{2},$$

式中
$$\int_2^0 v dp = L_{\text{пол}} = \frac{n}{n-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]$$

——涡轮中燃气膨胀多变功;

L_r ——当 1 公斤燃气在涡轮中流动时, 为克服流体阻力所消耗的功。