

# 燃气涡轮级的工作过程研究

Б.А.契尔卡索夫主編



國防工業出版社

Б. А. 契尔卡索夫主編

# 燃气渦輪級的 工作过程研究

徐有方、倪陶然、張宗桴譯

凌志光、任 翔校



國防工業出版社

1 9 5 9

## 內 容 簡 介

本書是莫斯科航空学院發动机教研室对燃气渦輪級的工作过程研究的論文集。

書中詳細研討了渦輪特性曲綫的計算法，并指出計算与实验特性曲綫的差异原因，此外对渦輪級中各种副損失也作了分析。关于渦輪实验装置及研究工作的若干具体步驟也作了介紹。

本書适用于有关燃气輪專業的高等工业学校及研究机关工作人員，对有关工程技術人員也有裨益。

〔苏联〕Б. А. Чркасов 主編

Исследования рабочего процесса в ступени

газовой турбины

(Оборонгиз 1956 年)

Московский ордена ленина

Авиационный институт

им. серго орджоникидзе

Труды института выпуск 68

\*

國防工業出版社

北京市書刊出版业营业許可証出字第 074 号

北京西四 印刷厂印刷 新华書店發行

\*

850 × 1168  $1/32$  印張 4 插頁 1 99 千字

1959 年 4 月第一版

1959 年 4 月第一次印刷

印数：0,001—3,200 册 定价：(11)0.76 元

NO. 2339

## 目 次

|                                          |     |
|------------------------------------------|-----|
| 前言.....                                  | 4   |
| 燃气渦輪特性曲綫的解析計算（計入按平面叶柵風洞試驗數<br>据的損失）..... | 7   |
| 副損失及其对渦輪級的特性曲綫的影响.....                   | 45  |
| 燃气渦輪軸向間隙中气流参数的研究.....                    | 63  |
| 流体流过轉弯处时的副流及副損失.....                     | 87  |
| 模型燃气渦輪的实驗装置.....                         | 109 |

## 前 言

本書內所收集的論文是莫斯科航空學院發動機教研室在技術科學博士 H. B. 伊諾捷姆采夫教授（已故）的領導下對燃氣渦輪級中的工作過程所進行的理論研究和實驗研究工作的某些成果。

在 B. A. 契爾卡索夫及 O. H. 葉敏的“燃氣渦輪特性曲線之解析計算（計入按平面葉柵風洞試驗數據的損失）”論文中，進一步發展了莫斯科航空學院（МАИ）研究出的燃氣渦輪特性曲線的解析繪制法，並分析了渦輪級的理論特性曲線與實驗特性曲線間存在某些差異的原因。對計算工作輪中的臨界狀態給予了很大的重視，並舉出了特性曲線的計算示例。

B. A. 契爾卡索夫的“副損失及其對渦輪級的特性曲線的影響”一文研究了副損失的種類。論文中還指出，副損失最好用渦輪導向器及工作輪中的氣流平均參數及平均速度系數來計算。

E. B. 索洛夕娜在“燃氣渦輪軸向間隙內氣流參數的研究”一文中闡述了葉片不同截面上沿導向器柵距的尾迹計算法，介紹了渦輪流通部分內氣流參數的測量方法，並將計算數據與實驗數據作了比較。

O. H. 葉敏的題為“流體流過轉彎處時的副流及副損失”的論文專門對進口速度分布不均的氣流在轉彎時所產生的副流從理論上及實驗上進行了研究，它適用於燃氣渦輪導向器內的氣流流動。

對葉片邊界處附面層的狹窄區域內的速度不均性作了理論分析。這種情況下所得的副損失計算公式和許多作者的實驗數據準確地相符。論文中還列舉了模型導向器上副損失的實驗研究結果，並測量了總扭轉力矩。

H. H. 貝柯夫的論文研究了燃氣流模型試驗理論的基本原理，論述了怎樣選擇模型渦輪實驗研究裝置的型別。文中介紹了導向

器懸裝的渦輪裝置及測量系統并說明了裝置的校淮法，并对这种类型裝置的設計提出了若干建議。

因此，書內各論文的編排順序如下。首先是渦輪特性曲綫的計算方法，并說明現有的按平均直徑参数的計算方法沒有計入副損失值的变化，这就是計算特性曲綫及实验特性曲綫間所以存在差异的原因。其次是对各种副損失进行分析。对其中的两种副損失——軸向間隙內的交混損失及气流轉弯时的損失——作了詳細的研究。最后介紹实验裝置及实验研究的若干步驟。

技术科学碩士 C. 3. 柯彼列夫及 Л. A. 克瓦斯尼柯夫对本書中的論文手稿作了認真的审閱，并提供了許多宝貴的意見。为此，作者們对他們的帮助致以謝意。

Б. А. 契尔卡索夫



# 燃气渦輪特性曲綫的解析計算

## (計入按平面叶柵風洞試驗数据的損失)

技术科学碩士 Б. А. 契尔卡索夫

О. Н. 叶 敏

燃气渦輪發动机及其各个單独部件工作过程的研究，不能只局限于計算状态下的工作特点。

为了解决一系列的实用問題，必須知道發动机的特性曲綫。例如，为了确定压縮机和渦輪的共同工作状态以便防止喘震；或者，在一般情况下，为了选择調节規程、計算速度特性曲綫和高度特性曲綫以及其他目的等，都必須知道發动机主要部件——压縮机和渦輪的特性曲綫。

在很大的工作状态变化範圍內的渦輪特性曲綫，一般由下列方法获得：

1) 原尺寸渦輪試驗 由于需要功率巨大的压縮机和測功裝置，这种方法采用較少。

2) 模型燃气渦輪的冷空气或热空气試驗 这种方法普遍采用，因为在这种情况下需要的压縮机和測功裝置，其功率比第一种情况下小得多。模型渦輪試驗时的雷诺数  $Re$  值通常比实物渦輪工作时的值小，特别是在实验裝置“吸气”工作的情况下。在利用此方法求得特性曲綫时，必須考虑到这一点。

3) 解析計算法 (計入按平面叶柵風洞試驗数据的損失或相似級試驗数据的損失)。

在很大的工作状态变化範圍內 (从起动机状态开始)，繪制和研究特性曲綫的解析方法，当其足够可靠时，是研究渦輪工作过程的一种相当簡單而又方便的方法。

这种特性曲綫的研究能最全面地討論在計算渦輪时应怎样选



擇参数，正确地按級分配热焓，闡明双軸結構系統中級的相互影响。这在計算双軸式渦輪螺旋桨噴气發动机和双轉子压縮机渦輪噴气發动机的渦輪时特別重要。

本文叙述繪制燃气渦輪特性曲綫的解析方法（計入按平面叶栅風洞試驗数据的損失）。

这种方法是莫斯科航空学院發动机教研室研究出来的方法的进一步發展●。

### 一 特性曲綫的解析計算法概述

近年来，很多作者研究了航空燃气渦輪的非計算工作状态。

这些研究涉及到的問題有：各种系統装置中渦輪的可变动工作状态，非計算状态下流通部分內的流动情况、非計算状态下的損失計算方法和作为水力机械，燃气渦輪特性曲綫的解析作圖法等。

下面我們就簡要地談談这些研究中的某些問題。П. К. 卡贊德讓(Казанджан)的著作是研究燃气渦輪非計算状态的最早著作之一。为了求非計算状态下的渦輪参数，作者繪制了燃气渦輪的綜合特性曲綫，即效率和降压比与两个自变量——換算流量和換算轉数的关系曲綫。这两个自变量是渦輪的相似准則。在亞临界区域内，这些值单独地决定了燃气渦輪的工作状态。著作中分析了蒸气渦輪方面所运用的非計算状态研究法●；并指出，此时所作的假設往往不适用于航空燃气渦輪。

П. К. 卡贊德讓的著作中对問題的提法及其解法与早先有关这一問題的所有著作相比較是前进了一大步。

● Б. А. Черкасов, В. Л. Эпштейн, Е. В. Солохина, Аналитический метод построения характеристик газовых турбин, Труды МАИ, № 19, 1953.

● 在蒸气渦輪制造业中很早就运用了斯托陀拉、弗留盖尔、普里勃、基里洛夫以及其他学者們所提出的，非計算状态下的渦輪工作参数計算法。П. К. 卡贊德讓对許多这类方法进行了研究。

运用平面叶栅風洞試驗的数据可确定 П. К. 卡贊德讓求得的特性曲綫之近似性，此特性曲綫實質上是基元級的特性曲綫。当按等环量規律进行叶型設計时，由計算空气总流量的变化来估計气流的三元特性。

显而易見，著作的缺点是：由于計算有些复杂，所以在著作里，沒有詳細地研究导向器和工作輪中临界状态的出現情况以及如何繪制工作輪中之特性曲綫。

В. X. 阿比安茲<sup>●</sup>，在他的著作中，也研究了燃气渦輪特性曲綫的計算方法，并对所得到的規律性作了某些分析。

實質上这种計算也只是計算平均直徑上的基元級的特性曲綫，并沒有計入参数沿叶片高度的变化（叶端損失的影响，随后用已知的徑向間隙修正值加以計入）。

作者在繪制特性曲綫时所运用的主要方程跟通常一样，是由渦輪級流量方程和能量方程联立推导得出的。方程頗为复杂，求解时还需要作圖。为此，当給定級中降压比和圓周速度系数  $\lambda_u = \frac{u}{a_{кр0}}$  时（ $a_{кр0}$ ——导向器中的临界音速），还須給出几个导向器叶栅出口处的絕热絕对速度系数  $\lambda_{ад} = \frac{c_{ад}}{a_{кр0}}$ 。

然后，将方程的左右两边繪成曲綫，曲綫的交点就是所求的絕热絕对速度系数。此时，事先不能預知工作輪叶栅中临界状态的出現，因为工作輪叶栅上的压力降是在計算导向器流程之后决定的。由于工作輪中的超临界压力降，預先計算軸向間隙中的参数可能不正确。因此，在这种情况下必須运用另外的公式。本書里可貴的一点，是广泛地运用了簡化計算的气体动力函数。

作者指出，当工作輪中出現波阻时，渦輪上压力降的繼續增大并不影响导向器上的压力降。可是这种便于計算工作輪中超临界状态范围內的特性曲綫的原理，实际上沒有被作者运用。

Г. И. 普列德捷前斯基也提出了按平均直徑計算渦輪特性曲綫的方法。作者得出的基本方程是由流量方程和能量方程共同推

● В. X. Абнани, Теория газовых турбин, Оборонгиз, 1953.

导出来的，它表示导向器和工作輪上的压力降的关系。它的形式为六次代数方程。解此方程时需要准确地作圖。这种复杂性是由于想要避免逐次近似計算引起的，因逐次近似計算必須預先确定工作輪的出口气流状态及某一方程的可运用性。此时，特别是在工作輪中接近临界状态的区域内，要想求得准确的解是困难的，因为决定性的直綫接近于切綫。

作者詳細地研究了工作輪中临界状态的出現情况，并提出了这种情况下的渦輪参数的計算方法。但是，特别是在損失系数为可变值的情况下，还得用一系列逐次近似法进行計算。

作者在“AЧ-30Б”型渦輪-压縮机發动机上所进行的冲击式渦輪級的实验研究，得出效率小于計算效率的数值。作者用叶端損失正确的解釋了这一点。但遺憾的是，他沒有指出各个不同状态下这一差別的程度，而只局限于解釋轉数的影响。

按三个截面并运用相应的平面叶栅風洞試驗数据对气流参数进行計算后，作者使效率的計算值与实验值有某些接近。但此时仍沒有考虑空間通道中的端部效应。

M. K. 馬克苏多娃●在著作里闡明了非計算状态下，燃气渦輪参数的計算方法，正确地指出：自变量的选择直到如今仍沒有充分的根据；計算的方法也很麻煩。同时作者提出运用三个速度系数作为相似准則，但沒有說明渦輪的状态就是由其中两个系数單值决定的，而第三个系数的給定等于用解析法給出損失。

在这篇著作里也是研究平均直徑上的气流代替实际气流。此时，速度系数值 $\psi$ 按工作輪平面叶栅風洞試驗的結果取定。但是不能同意作者的断言，說直到如今对于速度系数依馬赫数 $M$ 、雷諾数 $Re$ 和攻角而变化的关系还没有統一的見解。显而易见，尽管叶栅風洞試驗和实验渦輪工作时的雷諾数不同，但是作者在計算特性曲綫时却連雷諾数 $Re$ 对叶型損失的影响也沒有考虑。例

● M. K. Максудова, Работа одноступенчатой газовой турбины на нерасчетных режимах. Канд. диссертация, Казань, КАИ, 1953.

如，雷諾數  $Re$  的影响在 B. X. 阿比安茲的著作里就作了闡述。

著作中的實驗部分是在所利用的渦輪上，用小的  $\lambda_u$  及  $\lambda_{ad}$  值進行的。必須指出，渦輪-壓縮機沖擊式渦輪級上實驗的結果，不能直接地應用在各種航空燃氣渦輪上。作者指出，著作里的理論結果與實驗結果能很好地吻合<sup>●</sup>。

M. K. 馬卡蘇多娃<sup>●</sup> 在她後來的一篇論文里，提出了任何工作狀態下的參數計算方法，計算時不需要繪制全部特性曲線場。可是，此時還得預先繪制臨界狀態的曲線圖，儘管繪制的不是全部曲線，但實質上是渦輪的特性曲線。

莫斯科航空學院發動機教研室也曾提出了特性曲線的解析計算方法<sup>●</sup>。這種計算方法也是以上面所作的假設為基礎的。

計算是針對平均直徑上的基元級進行的，損失系數和氣流角在各狀態下保持不變，與雷諾數  $Re$  無關。

在計算中廣泛地運用了氣體動力函數；函數圖表的運用大大地減少了計算工作量。

論文里提出了計算導向器和工作輪中臨界狀態的簡便方法。但是運用流量參數  $q(\lambda_0)$ <sup>●</sup> 作為一個自變量，不能計算導向器中具有超臨界狀態區域內的特性曲線。此時值  $q(\lambda_0)$  不變，而狀態是不定的。

將葉片各個不同高度上的數據相加結果，得到了整個級的特性曲線。

氣流軸對稱性的假設、計算特性曲線時可以運用圓柱截面的假設、以及在非計算狀態下沿葉片高度保持符合於計算狀態之功

● 這種情況等於否定了大小與葉型損失相同的端部損失。

● M. K. Максимова, Работа одноступенчатой газовой турбины на нерасчетных режимах, «Теплоэнергетика», №9, 1954.

● Б. А. Черкасов, В. Л. Эпштейн, Е. В. Солохина, Аналитический метод построения газовых турбин, Труды МАИ, № 19, 1953.

●  $q(\lambda_0) = \lambda_0 \left[ 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_0^2 \right] \frac{1}{k-1}$ 。

的分布和气流形状的假设，对上述方法是共同的。下述方法也运用这些基本假设，但没有上述的一系列缺点。

## 二 本方法的一般原理：渦輪流通

### 部分損失值的計算及其分类

运用相当于平均直径的平面叶栅風洞試驗結果的损失数据能确定計算所得的特性曲綫的近似性。

为了确定这种特性曲綫与实际特性曲綫（由試驗得到的）間的相应关系，首先作以下說明。

各个不同研究者的多次实验証明，当以下气动力准则相等时，基元級平均直径上的气流具有相似于平面叶栅的特性。

气动力准则有：

$M_1$ ——叶栅进口馬赫数；

$M_2$ ——叶栅出口馬赫数；

$Re$ ——雷諾数；

$\beta_1$ ——叶栅进口气流角。

当徑向串流不大时，这一原理使有可能用解析方法繪出平均直径上基元級的特性曲綫。此时可以运用平面叶栅風洞試驗結果的损失数据。它們表示损失系数和叶栅后的气流角与上列准则的关系式。

如果测出渦輪平均直径上燃气流的全部参数，則由实验方法也可得到这种計算特性曲綫。此特性曲綫相当于平均直径上气流的速度三角形。我們称此特性曲綫为“平均直径上基元級的特性曲綫”。

当运用这种特性曲綫作为一級近似值来大略估計时，可以假定，渦輪工作的平均数据等于平均直径上的相应数据。

为了得到精确的渦輪总特性曲綫（根据渦輪軸上的功和尾噴口进口气流的平均参数），必須考虑到总数据与平均直径上所测出的数据間的差別。为此，首先必須考虑到表示渦輪工作的主要参

数沿叶片半径的变化。

經研究后証明，对目前所运用的叶型設計規律來說，值  $G_b$  和  $H_{tu}$  沿半径的变化不是这两种特性曲綫差別的主要原因。

气流徑向边缘上的端部損失应归咎于这种差別的原因。

端部損失計有：

- 1) 徑向間隙損失；
- 2) 副流損失；
- 3) 气流外緣上的摩擦損失；
- 4) 輪盘的摩擦損失。

这些損失并不影响平均直徑上的流动参数，这就保证了有可能运用上述現象圖。它們的作用表現在，渦輪总特性曲綫与平均直徑上的特性曲綫有差別。

我們指出，除了渦輪中的叶型損失（平面叶栅風洞試驗时測定的）和端部損失外，还可以分出另一类損失，这种損失通常称为附加損失。

这种損失包括下面两种損失：一种是由于工作輪进口气流不稳定所引起的損失；另一种是工作叶片上的附面層在离心力作用下移动所产生的損失。

这些損失比較小，这特别是由于，当軸向間隙足够大时，場的不稳定性实际上不存在。此外，可以假定，位于离心力場內的附面層减薄，使場得以稳定，并补偿不稳定所产生的不良影响。根据所采用的分类法，叶片尖端上的附面層的下降可以列入端部損失內。

这样，根据影响的程度，可以将渦輪級中的損失作以下的分类。

I. 按平面叶栅風洞試驗測定的叶型損失。

II. 副損失●。

---

● 在下一篇“副損失及其对渦輪級的特性曲綫的影响”論文中列出了副損失所包括的各种損失。

1) 影响級平均直徑上气流特性的附加損失。

2) 不影响平均直徑上气流参数的端部損失。

III. 不影响流通部分中气流参数的机械損失。这些損失通常以机械效率来计算。

副損失可以用两种方法計算。

1) 导入某些系数計算 如  $\varphi_{ocp}$ ,  $\psi_{ocp}$ ,  $\alpha_{1ocp}$ ,  $\beta_{2ocp}$ , 使这样得到的渦輪总特性曲綫和具有原渦輪尺寸及該系数之某一假定基元級的特性曲綫一样。

注脚“ocp”表示各系数是取其平均值。

2) 借助某些綜合系数計算

$$\delta_{RK} = \frac{(H_T)_{ocp}}{H_{Tucp}} \text{ 和 } \mu_T = \frac{G_{B,ocp}}{G_{B,cp}} \quad (1)$$

这些系数實質上确定了在各个不同状态下求这些最重要参数的平均值的規律性。

綜上所述, 我們再強調一下, 得出的特性曲綫(計入按平面叶柵風洞試驗数据的損失)只是实际特性曲綫(根据綜合的, 取平均值的参数)的近似曲綫。可是, 这些特性曲綫即使附带这些条件, 仍具有一定的价值。这些特性曲綫在一級近似值中可以运用它們解决發动机非計算状态下的大部分問題。

按平面叶柵風洞試驗的参数繪制特性曲綫及其与实际特性曲綫的比較, 能对副損失及其对渦輪参数的影响进行有計劃的研究。因此可以認為, 进一步改进特性曲綫的計算方法(計入按平面叶柵風洞試驗数据的損失)是必要的。

### 三 基本方程·自变量的选择

下面的各个方程为計算渦輪全部工作状态下之渦輪参数的基本方程:

- 1) 截面 0—0 和 1—1 的流量方程;
- 2) 截面 0—0 和 2—2 的流量方程;
- 3) 截面 0—0 和 1—1 的能量方程;

4) 截面 1—1 和 2—2 的能量方程。

这些方程在任何气体动力学教程中都有, 在此就不再列出。

圖 1 为根据計算截面的渦輪級工作过程的 JS 圖。

从这些无因次方程的比較中以及相对和绝对运动中参数的关系上我們可得出二个联系渦輪参数的基本方程 (此处和下面都設渦輪流通部分是圓柱形的):

$$q(\lambda_0) = \sigma_c(\lambda_1) q(\lambda_1) \sin \alpha_1, \quad (2)$$

$$q(\lambda_0) = \sigma_c(\lambda_1) \sigma_{p.k}(\lambda_{2u}, \beta_1) \left( \frac{T_w^*}{T_0^*} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} q(\lambda_{2u}) \sin \beta_2, \quad (3)$$

式中

$$\left. \begin{aligned} \frac{T_w^*}{T_0^*} &= 1 + \frac{k-1}{k+1} [\lambda_u^2 - 2\lambda_u \lambda_1 \cos \alpha_1] \\ \lambda_u &= \frac{u}{a_{kp0}} \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

这些方程对渦輪的任何工作状态都是正确的, 用它們可以計算出非計算状态下的渦輪参数。

首先我們應該注意到, 这两个方程中有四个未知数:

$$\lambda_0, \lambda_1, \lambda_u, \lambda_{2u},$$

因而, 其中的两个必須認為是自变量●。

特性曲綫的各种解析作圖法相互之間的差別主要在于自变量 (特性曲綫的座标) 的選擇上和損失的計算方法上。

現在我們来較詳細地討論問題的第一部分。由于自变量的選擇具有重要的意义, 所以有必要提出它們的类别。現將这些自变量的可能配合分为下列各組:

1) 便于分析渦輪和压縮机共同工作和繪制發动机特性曲綫的自变量。例如, Б. С. 斯杰契金院士提出的参数就屬於这一类:

$$\frac{H_{T_u}}{n^2} \text{ 和 } \frac{G \cdot n}{p_0^*}。$$

● Б. А. Черкасов, В. Л. Эпштейн, Е. В. Солохина, Аналитический метод построения характеристик газовых турбин, Труды МАИ. № 19, 1953.



2) 便于渦輪實驗工作以及便于比較理論與實驗數據的自變量。屬於這類的是實驗過程中容易測量的值，例如，

$$\delta_r \text{ 和 } \frac{n}{\sqrt{T_0^*}}。$$

3) 可較簡便地解析繪制特性曲綫并容易估計非計算狀態下的損失變化和導向器及工作輪中超臨界狀態的特性的自變量。

用解析作圖法或圖解轉繪法可將一組自變量轉變為另一組。

本文在特性曲綫解析作圖時取以下各系數作為自變量：

$\lambda_1$ ——導向器出口絕對速度系數；

$\lambda_w$ ——圓周速度系數。

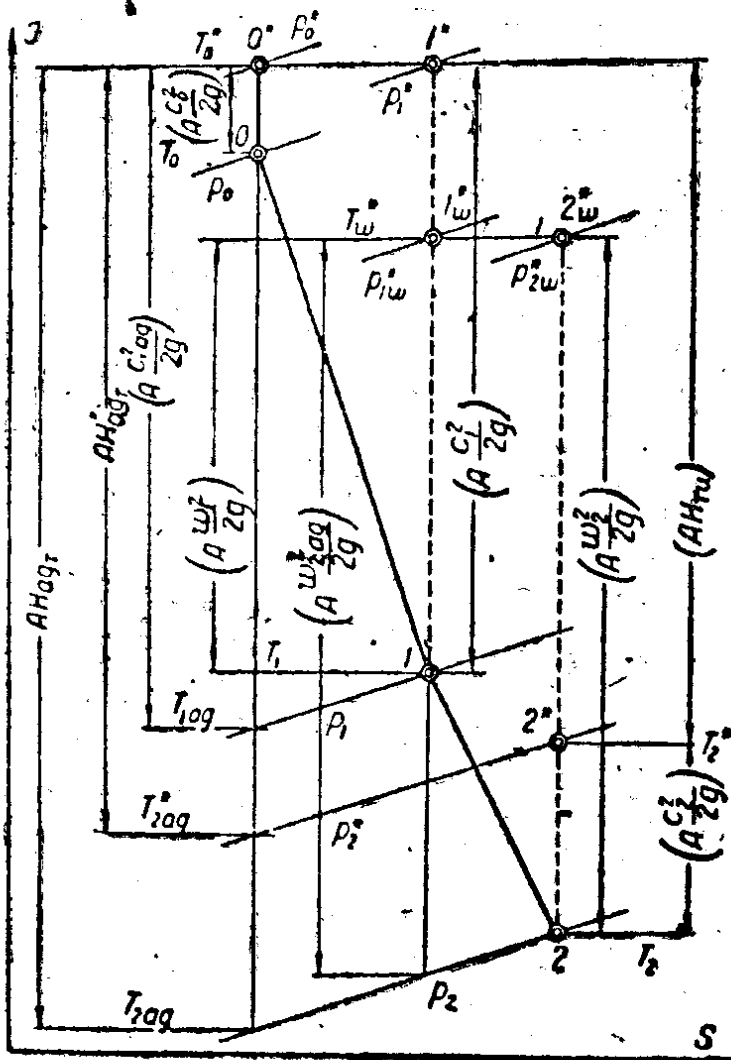


圖 1 單級渦輪工作過程的 JS 圖。

在下面的討論中可以看出這種選擇的合理性。在這種座標上繪制出葉輪中所有亞臨界工作狀態的特性曲綫。

下面將詳細說明，當工作輪內達到臨界狀態和超臨界狀態時，不採用  $\lambda_1$  和  $\lambda_w$ ，而採用  $\lambda_{1w}$  和  $\lambda_{2w}$  作為自變量是更合理的，其中  $\lambda_{2w}$ ——工作輪出口相對速度系數。

這樣，繪出的特性曲綫，在亞臨界狀態時表示渦輪主要參數和  $\lambda_1$  及  $\lambda_w$  的關係。當工作輪中出現超臨界狀態時，特性曲綫表示渦輪主要參數和  $\lambda_{1w}$  及  $\lambda_{2w}$  的關係（圖 2）。