

# 某型航空发动机压气机叶片气动负荷的近似计算

李春旺<sup>1</sup>, 孙强<sup>1</sup>, 尹宝俊<sup>2</sup>, 陈东林<sup>1</sup>, 张忠平<sup>1,2</sup>

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 西安交通大学, 陕西 西安 710049)

**摘要:**以某型航空发动机压气机四、五、六级动叶为研究对象,在缺乏叶片扭向设计参数的情况下,根据发动机在地面标准大气条件、设计转速下计算所得的气流参数——压力、温度和速度,应用压气机增压过程中的能量转换关系及级压缩功的表达式,并考虑到动叶受力远大于静叶受力、动叶故障率远大于静叶故障率的事实,近似计算了发动机设计转速下四、五、六级动叶的气动负荷随叶高的变化,从而找到了一种叶片气动负荷的近似计算方法,并为叶片强度校核及振动分析打下了基础。

**关键词:**压气机叶片;气动负荷;压力;温度;速度

**中图分类号:**V231.92 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)04-0001-03

航空发动机压气机叶片气动负荷计算是叶片型面设计的重要一环,同时也是叶片强度校核、振动分析<sup>[1]</sup>的重要依据;根据本文作者的最新研究成果,气动负荷同离心负荷、热负荷一样,也是影响叶片固有振动频率的关键因素,因此,叶片气动负荷的计算不仅必要,而且意义重大。

关于叶片气动负荷的计算,一方面可以根据空气动力学及流体力学理论,应用有限元数值计算方法<sup>[2]</sup>,计算叶栅通道中任一点的气流压强、温度、密度、速度,并进而求得作用在叶片上的气动负荷;另一方面,可以借助理论公式<sup>[3]</sup>进行近似计算。流场计算,结果精确但计算过程冗长;理论公式计算,结果近似但计算过程简洁,物理意义明确。也许正是由于这个原因,计算叶片的气动负荷时,人们还常常利用理论公式。然而,无论是进行流场计算还是应用理论公式近似计算,都必然涉及到叶片的扭向设计参数及其它设计参数,那么,在扭向设计参数缺乏的情况下,如何进行计算是值得研究的问题。

## 1 气动负荷的近似计算

气动负荷强度的理论表达式为

$$P_a = \frac{2\pi r}{z} [(\rho_2 C_{2a}^2 - \rho_1 C_{1a}^2) + (p_1 - p_2)] \quad (1)$$
$$P_u = \frac{2\pi r}{z} (\rho_2 C_{2u} C_{2u} - \rho_1 C_{1u} C_{1u})$$

式中: $P_a$ 、 $P_u$ 为作用于单位叶高上的气动轴向力和气动周向力,分别称为轴向负荷强度和周向负荷强度; $r$ 为离转轴的距离; $z$ 为叶片数; $\rho_1$ 、 $\rho_2$ 分别为叶片通道进出口处的气流密度; $C_{1a}$ 、 $C_{1u}$ 为叶片通道进口处轴向与周向气流速度, $C_{2a}$ 、 $C_{2u}$ 为叶片通道出口处轴向与周向气流速度; $p_1$ 、 $p_2$ 为叶片通道进出口处的气流压强。

式(1)为无粘性可压缩气流定常流动时叶型所承受的气动负荷强度的表达式,它一方面表明,气动负荷强度随叶型在叶片上的高度发生变化,同时还表明气动负荷强度是密度、速度、压强等气流参数的函数。

应用式(1)时,严格说来,气流密度、温度、压强、轴向速度需借助于压气机级增压比、级效率及其它设计

收稿日期:2003-12-10

基金项目:陕西省自然科学基金(2003E115)空军工程大学学术基金(2002X18)资助

作者简介:李春旺(1980-),男,陕西富平人,硕士生,主要从事航空发动机强度与寿命研究;  
张忠平(1962-),男,陕西澄城人,教授,主要从事航空发动机强度与寿命研究。

参数,通过气动热力计算来确定,而气流周向速度要由叶片的扭向规律(如等环量扭向、等反力度扭向或其它扭向)来确定。对于某型航空发动机压气机,由于种种原因,缺乏叶片扭向规律的设计参数,因此,上述常规办法行不通。

某型航空发动机在地面标准大气条件下,以最大工作状态工作时,压气机中气流参数(压力、温度和速度)随压气机级数的变化如图1所示,其中, $p$ 为气流压强, $T$ 为气流温度, $C$ 为气流速度。

根据图1中的 $P$ 、 $T$ 值及理想气体状态方程

$$\rho = p/RT \quad (2)$$

可得叶片通道进出口处的气流密度 $\rho_1$ 、 $\rho_2$ 。式中 $R=8.31$ 是普适常数。而式(1)中叶片通道进出口处的轴向气流速度,由流量方程

$$G = \rho C_a A \quad (3)$$

可知

$$C_a = G/\rho A \quad (4)$$

式中: $G$ 为空气流量,该发动机设计转速下的值为 $162 \text{ kg/s}$ ;  $A$ 为发动机轴线上任一点处的压气机通道横截面积,其大小可由叶片设计图近似求得。

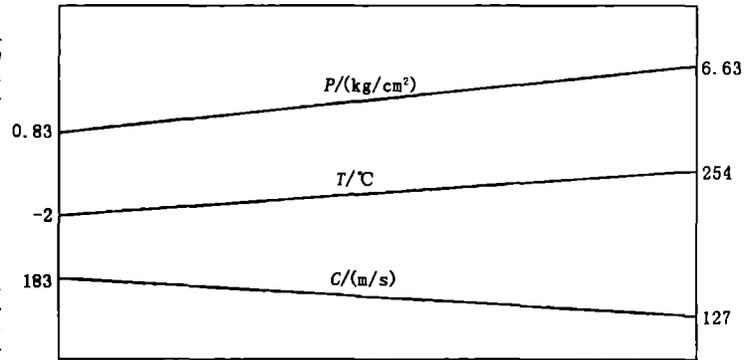


图1 气流参数随压气机级数的变化

在得到叶片通道进出口处气流的压强、密度及轴向速度后,问题的焦点便集中于气流周向速度的确定。实际上,图1中仅表示的是压气机中各级动叶的进口气流速度,由图1并通过下式

$$C_{u1} = \sqrt{C^2 - C_{a1}^2} \quad (5)$$

即可得到各级动叶进口处气流的周向速度,至于出口气流的周向速度,考虑到压气机增压过程中的能量转换关系,忽略流动损失,应用伯努利方程:

$$l = \int_{p_2}^{p_1} \frac{dp}{\rho} + \frac{1}{2}(C_2^2 - C_1^2) \quad (6)$$

及级压缩功的表达式:

$$l = u(C_{2u} - C_{1u}) \quad (7)$$

并考虑到 $C^2 = C_a^2 + C_u^2$ 后,可得:

$$u(C_{2u} - C_{1u}) = \int_{p_2}^{p_1} \frac{dp}{\rho} + \frac{1}{2}(C_2^2 - C_1^2) \quad (8)$$

式(7)、式(8)中的 $u$ 为圆周速度,由下式确定:

$$u = \pi D_m n / 60 \quad (9)$$

式(9)中的 $D_m$ 、 $n$ 分别为叶片的平均直径与发动机转速。式(8)中的变量 $\rho$ ,由图1可得

$$T = -2 + \frac{254 + 2}{15}X \quad p = 0.83 + \frac{6.63 - 0.83}{15}X \quad (10)$$

将式(10)代入式(2)可进一步得到变量 $\rho$ 的表达式。式(10)中的 $X$ 为从第一级导流叶片算起,到所研究叶片的级顺序数。

对于发动机设计转速下某一级叶片来说,发动机转速已知,叶片的平均直径可由叶片设计图求得,因此,式(9)所表示的圆周速度已确定。将所得的圆周速度及变量 $\rho$ 的表达式一起代入式(8)中,求解积分方程便可得到动叶出口气流的周向速度 $C_{2u}$ 。至此,式(1)中等号右侧各量已全部确定,从而,气动力随叶片高度的变化规律也随之而定。

根据前述讨论,可得某一级压气机动叶在发动机设计转速下的气动力近似计算步骤为:

- 1) 由图1得到所讨论动叶进、出口处的压强、温度及进口气流速度;
- 2) 由式(2)得到对应的气流密度;
- 3) 由式(4)得到动叶进、出口处的气流轴向速度;
- 4) 由式(5)得到动叶进口气流的周向速度;
- 5) 由式(8)得到动叶出口气流的周向速度

6)由式(1)得到气动力随叶高的变化。

## 2 计算结果

1)对压气机4级动叶,叶片数 $Z=63$ ,气动力的表达式为 $P_a=4\ 102.23r$ , $P_u=4\ 736.02r$ 。

2)对5级动叶,叶片数 $Z=67$ ,气动力的表达式为 $P_a=3\ 942.84r$ , $P_u=3\ 315.43r$ 。

3)对6级动叶, $Z=67$ ,气动力的表达式为 $P_a=3\ 766.91r$ , $P_u=2\ 509.25r$ 。

## 3 结论

计算结果表明:一方面,对于某一级的叶片来说,气动力随叶高线性增大;另一方面,同一高度处,气动力随叶片级数的增大而减小。

根据叶片叶型理论,气动力随叶高线性增大表明,某型发动机压气机四、五、六级动叶符合等环量扭向规律。

顺便指出,之所以仅以四、五、六级动叶为例进行计算,是考虑到实际使用中四、五、六级动叶的故障率远远高于其它叶片的缘故。有了气动力沿叶高的分布,就有了进行相应叶片的强度校核及固有振动频率的计算基础。

### 参考文献:

- [1] 孙强,汪波,柴桥,等. 固支状态对航空发动机压气机叶片自振频率的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2003,4(4):8-10.
- [2] 谭建国. 使用ANSYS6.0进行有限元分析[M]. 北京:北京大学出版社,2002.
- [3] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京:北京航空学院出版社,1988.

(编辑:姚树峰)

## An Approximate Calculation of Aerodynamic Load for a Certain Type of Aero-engine Compressor Blade

LI Chun-wang<sup>1</sup>, SUN Qiang<sup>1</sup>, YIN Bao-jun<sup>2</sup>, CHEN Dong-lin<sup>1</sup>, ZHANG Zhong-ping<sup>1,2</sup>

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China; 2. Xi'an Jiaotong University, Xi'an, Shaanxi 710049, China)

**Abstract:** The compressor blades from class 4 to class 6 in a certain type of engine are taken as the objects of study. Based on the standard ground atmosphere and the aerodynamic parameters such as the pressure, the temperature and the velocity calculated under the condition of the design rotating velocity and with the blade twist law being unknown, the aerodynamic loads borne by the rotating blades are calculated approximately. During the calculation, the energy conversion relations in the course of compressor pressurizing and the expression of stage compression work are used, the fact that the loads borne by the rotating blades are far greater than those borne by the static blades and simultaneously the fact that the breakdown rates of the rotating blades are much greater than those of the static blades are all taken into consideration. In this paper the changes of the aerodynamic loads of blades class 4 to class 6 with the blade height under the condition of the designed rotating speed of the engine are calculated approximately, thus an approximate calculating method for calculating blade aerodynamic load is found, which lays the foundation for the strength checking and the vibration analysis.

**Key words:** compressor blade; aerodynamic load; pressure; temperature; velocity