

文章编号:1000-8055(2012)10-2314-07

概念设计时影响涡轮转子叶片强度的关键因素

杨晓光¹, 胡晓安¹, 石多奇¹, 王井科², 黄 佳¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 空军装备研究院 装备总体论证研究所, 北京 100076)

摘 要: 基于总体结构参数对后期详细设计的重要性这一事实,探讨了航空发动机叶片概念设计中可能出现的强度问题,研究了涡轮叶片的 AN^2 值、轮缘切线速度、叶片稠度和材料性能等重要设计参数对强度和寿命的影响。结果表明:目前先进民用大涵道比涡扇发动机的 AN^2 值在 $25\text{m}^2 \cdot (\text{r}/\text{min})^2$ 以内,轮缘切线速度应当使得涡轮盘的形状因子控制在 2 以内,叶片稠度则应满足叶片能被榫连结构包容的要求,材料蠕变和低循环疲劳性能的限制要求高压涡轮叶片根部平均应力控制在 250 MPa 左右。这些结果将为先进航空发动机和燃气轮机涡轮叶片的设计提供重要的参考依据。

关 键 词: 概念设计; 涡轮叶片; 低循环疲劳; 蠕变; 强度和寿命; 准则

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Strength considerations for concept design of turbine blade

YANG Xiao-guang¹, HU Xiao-an¹, SHI Duo-qi¹, WANG Jing-ke², HUANG-Jia¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Equipment Demonstration and Research Institute,

Air Force Equipment Academy, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the importance of overall parameters for the subsequent detailed design, the potential problems of the strength in the concept design phase was investigated, then the effects of design parameters, such as AN^2 , wheel speed, solidity of blade and performance of the materials, on strength and life were studied. The results show that the values of AN^2 for the advanced turbofan aero-engine are within $25\text{m}^2 \cdot (\text{r}/\text{min})^2$, the wheel speed is related to disc shape factor which must be designed with 2, the solidity must be designed to satisfy the strength of the fir-tree, and stress at the root of the blade must be defined within 250 MPa to avoid failure from LCF (low cycle fatigue) and creep. These results would be useful for the turbine blade design of advanced aircraft engines and gas turbines.

Key words: concept design; turbine blade; low cycle fatigue; creep; strength and life; criterion

随着航空发动机向高增压比、高温、高转速方向发展,给航空发动机的强度和寿命提出了更加

苛刻的挑战。从航空发动机叶片设计上看,成功的发动机设计更加取决于初始的概念设计时对发动

收稿日期:2012-02-12

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2314_021.html

作者简介:杨晓光(1962—),男,上海人,教授、博士生导师,博士,主要从事高温结构及材料的疲劳与断裂、本构理论及疲劳寿命预测等方面的研究。

机的一些整体结构上的认识,尤其是高压涡轮转子部件,其结构安排受到气动、强度、传热、工艺和材料等^[1-3]学科的强约束。目前,国内外考虑强度和寿命的涡轮叶片设计的研究,主要集中在详细设计时的应力应变分析^[4]、寿命计算^[5-6]和多学科优化设计^[7]。针对涡轮叶片概念设计时考虑强度问题的文献,国内尚没有,而国外新型号的设计一般认为是基于已有的成功案例,因而也少有报道。但是由于概念设计阶段尚未得到叶片及其连接结构的具体几何尺寸,因此无法给出叶片上具体位置的载荷和温度分布,按照设计准则尚不能对涡轮叶片强度和寿命进行评价。而在总体设计或者概念设计时,又必须给出流道基本构型和总体参数,这些因素或单独或联合影响到设计是否能最终成功。如过大的流道面积和转速,可能会导致叶片无法选材和盘的设计极其困难。因此以发动机设计初期的一些重要参数作为切入点来分析其对发动机叶片的强度和寿命的影响具有十分重要的工程意义。

1 航空发动机涡轮转子叶片强度设计的总体要求

涡轮叶片作为耐久关键件,其工作的稳定性对发动机的可靠性和经济性产生重大影响,国内外诸多学者^[8-9]对叶片的破坏机理进行了深入研究,高温条件下的低循环疲劳、蠕变、热机械疲劳、氧化腐蚀等因素构成主因。因此准则中通常提出了静强度、振动、蠕变寿命和高、低循环疲劳寿命等要求,以综合考虑材料、冷却、循环参数和载荷谱,确保涡轮叶片的长寿命稳定工作。对于先进航空发动机涡轮叶片的设计,叶片材料通常应用当前的最高制造水平。这样针对既定的材料,应该根据当前的冷却水平,来确定其总参数(如涡轮前温度、发动机转速等)和发动机的总体布局(如流道高度、叶片的环向分布等),以确保涡轮叶片上的温度和应力水平合理。

对于材料的破坏,不同的载荷有不同的指标相对应,静强度和蠕变破坏可以用温度和应力来衡量,疲劳破坏则还需考虑载荷谱的影响作用。按照 EGD-3^[10]标准,对涡轮叶片叶身上的静强度提出了拉伸应力和弯曲应力的限制条件。对于军用发动机,由于其载荷谱的随机性和复杂性^[8-9],需要侧重考虑低循环数和高循环数的储备系数;而对于民用或运输机用涡扇发动机,由于其载荷谱的稳定性^[10-11],一般重点考查其高温蠕变寿命。

2 航空发动机涡轮转子叶片强度设计中的几个关键参数

航空发动机转子叶片设计是一个多学科反复迭代过程,任何一个学科的设计参数都有可能对其他学科的设计产生显著的影响,为确保涡轮叶片结构完整性,需要在进行总体、气动外形和传热等结构设计时就应该预先考虑采取适当的措施来提高叶片的抵抗破坏的能力。航空发动机的设计一般遵循“总体 0 维设计—1 维设计—详细设计”的思路,在详细设计之前,应给出发动机的大致布局和基本几何尺寸,这些基本几何尺寸一旦确定,就不应该在详细设计阶段出现大的参数调整甚至重新设计,否则将会导致多个学科无法同时满足设计要求或因重新设计而增加研制周期。这就需要摸清发动机的相关基本几何尺寸对学科设计目标的影响情况。下面结合着某涡扇发动机(第 3 代)、某型民用发动机(设计中)和某地面燃机的高压涡轮转子部件的几何结构,来分析强度与气动、传热、结构之间的关系,探讨他们之间的相互影响,以期指导叶片的基本几何结构的确定。

2.1 涡轮叶片的 AN^2 值与强度、寿命的关系

目前国外航空发动机涡轮转子叶片设计用 AN^2 值和温度作为概念设计时的选材依据,将叶片所在的流道高度和转速的平方定义为 AN^2 值:

$$AN^2 = A \times \omega^2 \times (30/\pi)^2 \quad (1)$$

从气动性能上说,所设计的发动机一方面要满足足够的推力,而涡轮叶片的作用正是将热能转化成动能^[12-13],因此叶片的载荷必然处于某种与推力相对应的水平上,也就是说推力越大对应的涡轮的轮缘功越大;另一方面还要满足较高的气动效率以追求其经济性。根据航空发动机原理,可以采用增加流量和涡轮前温度的方法来提高涡轮做功能力,可以采用增加压气机总增压比,提高涡轮前温度和增加涵道比等方法来实现推进效率的改善。其中流量的增加会导致更大的流道面积;涡轮前温度提升则考验材料的耐高温性能;总增压比的增加当然需要涡轮更强的驱动能力,这需要增加转速或者提高涡轮前温度;对于民用涡扇发动机,涵道比越大意味着相同尺寸的发动机情况下更小的核心机尺寸,这必然会使得涡轮前温度和转速都处在更高的水平上。综合上面的分析,推力和推进效率越高,或使得流道面积增加,或使得转速增加,或使得涡轮前温度增加,按照前面的

定义,其中的流道面积和转速对应着发动机涡轮转子的 AN^2 值。

假设气流沿着叶高方向的轴向分速度为常数,叶片上的离心力、气动力、离心弯矩、气动弯矩作用在叶片的重心,叶形截面积从叶根至叶尖线性减少,则可以给出叶片根部平均应力的一个保守估计^[14]

$$\sigma_{ch}/\rho = \frac{\omega^2 A}{4\pi} \left(1 + \frac{A_t}{A_h}\right) \quad (2)$$

式中 σ_{ch} 为叶根平均拉伸应力, ρ 为材料密度, ω 为转速(rad/s), A 为流通面积, A_t 和 A_h 对应叶尖和叶根的截面积。

对于涡轮叶片的设计,一旦基本尺寸已经确定,则可根据式(2)建立结构、载荷与材料的比强之间的对应关系。从(2)式可以看出叶片根部的平均应力(材料的比强度)与 AN^2 成正比,因此在初始设计阶段需要根据涡轮的轮缘功和气动效率来确定转速和流道面积。因此材料的抵抗破坏的两个指标温度和应力则可以等效为温度和 AN^2 值,在设计中,可以根据已有发动机的设计经验,综合考虑材料、气动和传热设计水平、冷却技术等来估计新一代发动机可以承受的载荷和温度。

现代航空发动机追求更高的推力和推进效率,将使得涡轮转子的转速和流道面积以及涡轮前温度都会呈增加的趋势,虽然这些参数的增加会使得叶片的工作环境恶化,但其对叶片材料的选择和转子气动性能的改善并不遵循相同的规律,流道面积与叶片的承载水平成线性关系,而转速是平方关系。图 1 展示的是某发动机^[11] 高压 1 级涡轮效率与流通面积的关系,流道面积的设计点选得略低于最优点,这是因为选择最佳效率点获得效率改善并不是十分明显,反而 AN^2 值会明显增加,从而增加发动机的设计质量。

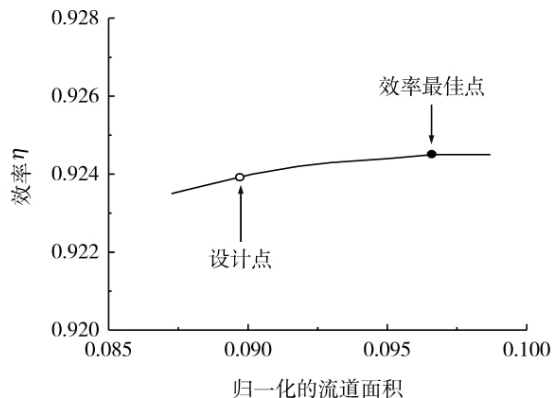


图 1 某发动机高压一级涡轮效率与流道面积关系

Fig. 1 Relationship between the HPT efficient and the area of the flow path for an aircraft engine

表 1 显示的是几型航空燃机的高压涡轮(HPT)1 级叶片的 AN^2 值,从表中可以看到,地面燃机的 AN^2 值明显偏小,事实上,该地面燃机使用的材料正是比单晶镍基合金更廉价的镍基定向凝固合金 GDT-111,而某型航空发动机的 AN^2 值达到了 $28 \times 10^6 \text{ m}^2 \cdot (\text{r/min})^2$ 。根据公式(2),假设叶尖/叶根的面积比为 0.7,叶根的应力与密度比值为 $40\,416.6 \text{ Pa}/(\text{kg}/\text{m}^3)$ 。若采用 4 代单晶 DD6 材料,其叶根的应力水平为 355 MPa,要使叶片达到 $1 \times 10^4 \text{ h}$ 的工作时间,叶片上的温度水平必须需控制在 $813 \text{ }^\circ\text{C}$ 以内^[15]。从强度角度上分析,这样的工作条件是比较苛刻的。目前先进航空发动机的 AN^2 在 $25 \times 10^6 \text{ m}^2 \cdot (\text{r/min})^2$ 左右。

上面的分析可以总结为, AN^2 值的大小既影响到气动性能和总体结构的设计,又体现了材料的比强度能力,在概念设计时,应根据总体结构的布局初步和相关的总体参数估计出各转子叶片的 AN^2 值,再根据已有的设计经验和材料力学性能,将其控制在合理的范围内。

表 1 几个典型发动机高压叶片的 AN^2 值
Table 1 AN^2 of the HPT blade for several engines

高压 1 级	叶根半径/mm	叶尖半径/mm	转速/(r/min)	$AN^2/10^7 (\text{m}^2 \cdot (\text{r/min})^2)$
某型航空发动机	275	328	16 720	2.80
某涡扇发动机	320	364	14 675	2.10
E3 发动机(GE)	326	366	13 948	1.70
某型地面燃机	1 242	1 433	3 000	1.44

2.2 轮缘切向速度对涡轮盘设计的约束

涡轮叶片的切向速度(也称圆周速度)是构成基元级速度三角形的重要参数,涡轮的轮缘功的大小理论上等于其切向速度乘以扭速^[11],因此对气动性能的影响较大,较高的级负荷将导致较高的切向速度.设计中考虑轮缘的切向速度(近似为叶根的切向速度或与之有线性对应关系)并不是涡轮叶片的强度准则要求,而是受到涡轮盘的承受能力的限制.如果叶片设计导致盘无法设计,也会是一个失败的设计.

假设涡轮盘采用等强度设计,并假设为薄盘,可以通过弹性力学的计算得到轮盘厚度规律^[10]

$$\frac{W_d}{W_{dr}} = \exp\left\{\frac{\rho(\omega r_r)^2}{2\sigma_d}\left[1 - \left(\frac{r}{r_r}\right)^2\right]\right\} \quad (3)$$

式中 W_{dr} 为轮缘厚度,在初始设计阶段一般假设为叶片弦长的轴向长度, σ_d 为等强度盘的设计应力,根据强度要求给出, ωr_r 为切向速度, r/r_r 为归一化的半径.因此,整体上厚度随着切向速度的平方成指数规律,沿半径成双曲线变化.如果设计的轮缘切向速度过高,将使得盘的设计困难增加:一方面,盘的厚度增加会显著增加发动机的质量;另一方面,盘的厚度增加会受到结构设计的限制.总体设计一旦确定,高压转子尺寸相对固定,其轮盘的厚度不仅需要考虑其质量约束,同时还受到周围其他部件的限制,空间上的安排是发动机结构设计时需要重点考虑的内容.

定义涡轮盘的形状因子来刻画盘的切线速度

$$F = \rho(\omega r_r)^2 / 2\sigma_d \quad (4)$$

图 2 给出了等强度涡轮盘的厚度随着形状因子 F 的变化规律,可以看到, F 大于 2, 涡轮盘的

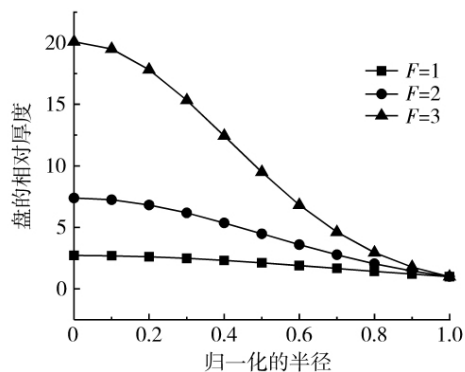


图 2 不同形状因子 F 下,盘的相对厚度随着半径的变化规律

Fig. 2 Variation of the thickness of the disc along the distance of the radius under different F

最大厚度增加到了盘缘厚度的 7 倍,而当 F 达到 3 时,涡轮盘的最大厚度增加到了盘缘厚度的 20 倍,因此叶根的切向速度会显著影响涡轮盘甚至整个转子系统的设计.

涡轮转子的轮缘切向速度关系到涡轮的加功能力,切向速度的大小虽然不直接影响盘的扭转强度的设计(这里不给出计算,因为盘的抗扭强度的足够保守的),但是由于过高的切向速度会导致盘缘上由于叶片的离心力引起的外载荷上升而导致盘的厚度成指数增加,因此从减重和结构设计上都需要重点考虑涡轮盘轮缘的切向速度,即考虑转子的流道高度和转速的组合水平.

2.3 叶片稠度对枞树型榫连结构的影响

在发动机中,叶片榫头是应力很大的连接件^[16].一般气动设计时,选择叶片数量首先满足最佳稠度^[11]的范围内,再选择比较多的叶片数,有利于降低叶片负荷,提高效率,但是叶片数量和榫连结构的安排存在某种约束关系.叶片数量越多,单个扇区的对应的中心角越小,在既定的半径上,单个扇区的弧长就越小,榫头和榫槽的尺寸就越小,榫连结构的承载能力下降,进而影响榫连结构的强度要求.按照 EGD-3 设计准则^[10],榫槽颈部平均拉伸应力和榫头颈部平均拉伸应力应有足够的强度储备.

定义安全系数

$$n_1 = \sigma_{0.1} / \bar{\sigma}$$

根据 EGD-3 设计准则,榫连结构的安全系数应满足如下关系:

榫槽颈部平均拉伸应力 $n_1 \leq 2.5$

榫头颈部平均拉伸应力 $n_1 \leq 2.5$

表 2 显示的是某发动机高压转子叶片的两次设计比较,第一轮设计时由于叶片数量安排不当,导致榫头喉道和榫槽内喉道处的安全系数太低,通过调整叶片的稠度,进而改变叶片的数目,得到了初步满足强度要求的结果.表中还给出了某涡扇发动机的高压 1 级转子榫连结构几个典型位置的安全系数,均满足设计准则要求.

叶片的稠度可以用叶根的半径和叶片数量来表征,叶根的平均应力和榫连结构的应力具有某种单调相关性,表 3 给出的是几型发动机高压 1 级转子相关数据,表中再次说明了某型航空发动机修改前后的明显差异,其涡轮叶片根部半径要小于其他型号,但是叶片数量若为 88 个,显然对于榫连结构的强度要求是苛刻的.

表 2 高压涡轮 1 级榫连结构几个典型位置的安全系数

Table 2 Safe factors of several typical locations for the fir tree areas of HTP

高压 1 级涡轮叶片	叶片数量/个	安全系数估计(双齿)			
		叶片缩颈	榫头喉道	榫槽外喉道处	榫槽内喉道处
某航空发动机第一轮设计	88	3.39	2.77	4.4	2.42
某航空发动机修改后的设计	63	3.94	4.06	6.17	3.35
某涡扇发动机	72	3.74	3.94	4.62	2.82

表 3 几型发动机高压 1 级涡轮叶片叶根半径、叶片数、叶根应力及转速

Table 3 Radius, number of blades, stress of the hub and speed of HTP blade of several engines

发动机高压 1 级	叶根半径/mm	叶片数	叶根平均应力/MPa	转速/(r/min)
E3 发动机	323	76	223	13 948
某涡扇发动机	320	72	235	14 675
某地面燃机	1 242	92	149	3 000
某航空发动机(选定设计)	269	63	243	16 720
某航空发动机(失败设计)	269	88	243	16 720

通过对榫连结构的讨论,给出并分析了部分发动机设计的参考数据,意在指出叶片设计时不仅仅要照顾到叶片本身的强度要求,同时还需要考虑叶片的稠度,从而提高涡轮盘对叶片的包容能力,防止叶片在工作中发生飞出事故。

2.4 涡轮叶片的选择及寿命评估

航空发动机的设计典型特点是结构轻、成本低和结构简单,这就使得发动机的耐久性裕度必须最小化。军用发动机在每个飞行中有大量的油门操作和瞬态载荷,复杂的载荷谱导致了大量的叶片的低循环疲劳故障;民用发动机的涡轮叶片承受更高的温度,且都设计成长寿命,因此叶片的破坏形式多为高温蠕变断裂。

按照前面的分析,在气动和冷气设计时已经考虑了叶片的部分强度要求,因此一般完成了气动和冷气设计后,叶片满足了部分强度的要求。但是为了确保叶片在实际复杂载荷下的结构完整性,还需要对叶片的低循环疲劳和高温持久强度进行寿命评估^[10-11]。从本质上讲,材料的破坏是由内部因素和外部因素决定的,外部因素主要是载荷、几何形状和环境影响,构成促使材料破坏的驱动力,内部因素主要是材料的性质、微观组织和缺陷,形成抵抗材料破坏的能力。

2.4.1 持久强度及蠕变寿命评估

根据公式(2),在初始设计阶段可以给出叶片

的各截面的应力的平均水平,进而可以选定材料并对叶片的持久强度进行初步的评估。具体操作上,可以将比强度作为内因满足持久强度要求的选材标准,将叶片实际承受应力和密度之比作为外因不应该大于许用蠕变断裂比强度乘以安全系数。

定义蠕变断裂强度为给定的温度下,部件在指定的时间范围内不发生蠕变断裂的最大应力,图 3 给出了蠕变断裂比强度和温度的关系,把各类材料的相关数据绘制在一张图上,选择满足要求的材料,以期达到持久强度的要求。图中针对铝合金,是以给定温度下,在 1 000 h 产生 0.2% 的蠕变变形时,抗拉应力的 80% 作为持久极限应力;针对镍基高温合金,是以给定温度下,在 1 000 h 产生 1% 蠕变变形时,抗拉应力的 50% 作为持久极限应力。图 3 中数据显示,高温环境下,单晶材料具备最好的蠕变断裂比强度。

表 4 给出了某型航空发动机高压 1 级转子叶片初步设计阶段典型截面的持久强度储备,其叶片材料为 DD6 材料^[17],按照持久强度的设计准则,可以看到典型截面上的持久强度符合设计要求。目前,第 4 代军用发动机的涡轮前温度如 F119 已经到达了 1 670 °C,民用涡扇发动机如 GE90 的涡轮前温度也达到了 1 430 °C。通过冷却设计,高压涡轮 1 级转子叶片金属上的最高温度水平在 800~900 °C,最高温度的位置大致在 1/2 叶高,而叶根处的温度水平较低,约为 800 °C 左

右. 由于叶片的温度分布特点, 需要对几个典型位置的持久寿命进行校核. 叶根的应力水平虽高, 但温度较低, 1/2 叶高的应力水平虽低, 但温度水平更高, 经验表明, 1/2 叶高的持久寿命最短, 但为了保守起见, 仍然校核其他位置. 按照当前的涡轮前温度和材料能力, 为满足持久强度要求, 现代先进航空发动机高压涡轮 1 级转子叶片叶根平均拉伸应力在 250 MPa 上下.

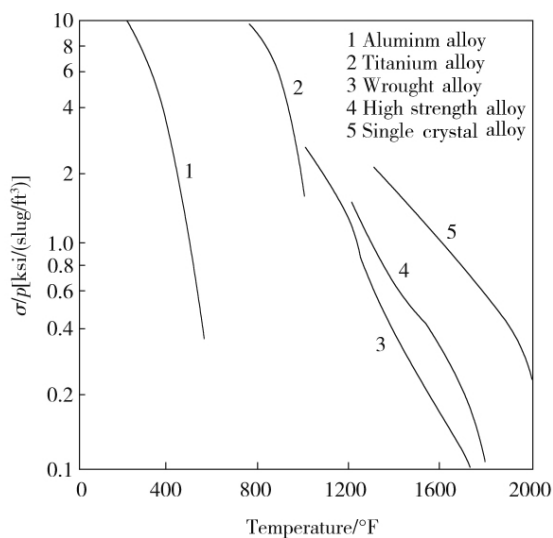


图 3 蠕变断裂比强度与温度的关系^[9]

Fig. 3 Allowable strength-to-weight vs. temperature for typical engine materials

表 4 某型航空发动机第 1 级高压涡轮转子叶片初步设计阶段典型截面的持久强度储备

Table 4 Safety factor of creep rupture strength in typical section of 1st stage HPT blade during preliminary design

典型截面	拉伸应力/ MPa	平均 温度/°C	持久强度 (3750 h)/ MPa	持久强度 安全系数
根截面	242	745	550	2.3
1/3 截面	176	790	500	2.8
2/3 截面	91	795	470	5.2

2.4.2 低循环疲劳强度及循环数寿命评估

涡轮叶片由于旋转在其叶根处受到离心拉伸应力, 但由于叶片沿径向的质量分布特点, 使得各截面上存在附加的离心弯矩和气动弯矩, 此外, 叶片在高温燃气环境下的温度分布极不均匀也带来较大的热应力, 因此叶片承受着典型的热机械疲劳载荷. 但在工程上, 仅考虑叶片的低循环疲劳强度.

疲劳首先是个局部行为, 原则上, 在进行疲劳寿命评估时, 需要给出涡轮叶片的详细的应力应变和载荷谱计算分析和温度场分析. 但在初始设计阶段, 叶片的几何数据并不完整. 因此, 需要根据经验来评定叶片实际上可能承受的局部高应变, 一般认为涡轮叶片的最大应变在叶根位置, 其最大应变是离心拉伸应力和弯曲拉伸应力之和. 再根据温度估计来选择材料. 按照设计准则要求, 低循环储备系数一般取为 5.

涡轮叶片的持久强度和低循环疲劳强度是叶片定寿的依据, 在初始设计阶段, 应该根据当前的材料性能将叶片的应力水平和温度分布控制在合理的范围内.

3 结束语

通过上述分析表明, 目前先进民用大涵道比涡扇发动机的 AN^2 值在 $25 \text{ m}^2 \cdot (\text{r/min})^2$ 以内; 轮缘切线速度应当使得涡轮盘的形状因子控制在 2 以内, 以满足结构质量和紧凑性的要求; 叶片稠度则应使得叶片能被榫连结构包容; 材料蠕变和低循环疲劳性能的限制则要求高压涡轮叶片根部在当前温度水平上其平均应力应控制在 250 MPa 左右. 通过研究上述这些参数对强度和寿命的影响规律, 从而为发动机叶片的概念设计提供重要的参考依据.

参考文献:

- [1] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册: 第 18 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [2] 陈光, 洪杰, 马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [3] 虞跨海, 岳珠峰. 涡轮冷却叶片参数化建模及多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1346-1351.
YU Kuahai, YUE Zhufeng. Parametric modeling and multidisciplinary design optimization for cooling turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1346-1351. (in Chinese)
- [4] 杨治国, 成晓鸣, 尹泽勇. 单晶叶片应力分析方法及应用[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 309-312.
YANG Zhiguo, CHENG Xiaoming, YIN Zeyong. Stress analysis for single crystal blade and application [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 309-312. (in Chinese)
- [5] 石多奇, 杨晓光, 于慧臣. 一种镍基单晶和定向结晶合金的疲劳寿命模型[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1871-1875.
SHI Duoqi, YANG Xiaoguang, YU Huichen. Stress analysis for single crystal blade and application [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1871-1875. (in Chinese)
- [6] Gallerneau F, Chaboche J L. Fatigue life prediction of sin-

- gle crystals for turbine blade applications[J]. International Journal of Damage Mechanics, 1999, 8(4): 404-427.
- [7] 吴立强, 尹泽勇, 蔡显新. 航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 795-800.
- WU Ligiang, YIN Zeyong, CAI xianxin. MDO technology applied to the aeroengine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 795-800. (in Chinese)
- [8] Khajavi M R, Shariat M H. Failure of first stage gas turbine blades[J]. Engineering Failure Analysis, 2004, 11(4): 589-597.
- [9] Mustafa A H, Badairy H H, Mehta S. Gas turbine aero-engine first stage turbine blade failure investigation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(5): 054504. 1-054504. 4.
- [10] 罗尔斯·罗伊斯公司. 斯贝 MK202 发动机应力标准: EGD-3[M]. 丁爱祥, 吴君可, 译. 北京: 国际航空编辑部, 1979.
- [11] 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则编委会. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则: 第 3 册[M]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997.
- [12] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- [13] 舒士甄. 叶轮机械原理[M]. 北京: 清华大学出版社, 1991.
- [14] Mattingly J D, Heiser W H, Partt D T. Aircraft engine design[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [15] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集: 第 5 分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [16] 斯库巴切夫斯基. 航空燃气涡轮发动机零件结构与计算[M]. 张文杰, 译. 北京: 国防工业出版社, 1992.
- [17] 颜鸣皋, 刘伯操, 李金桂, 等. 中国航空材料手册: 第 2 卷[S]. 北京: 中国标准出版社, 2002.