

文章编号: 1000-8055(2023)02-0431-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220513

典型涡扇发动机陶瓷基复合材料涡轮叶片 概念设计

石多奇, 王振宇, 刘长奇, 张伟昊, 陈 敏, 杨晓光

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了推动先进航空发动机陶瓷基复合材料(CMCs)涡轮叶片设计技术进步, 以典型涡扇发动机基准性能参数为原始数据, 按照涡轮叶片正向设计流程, 从气动设计, 到结构设计, 再到变形及强度分析, 梳理出以材料强度为约束, 发动机推力和耗油率为输入值, 涡轮叶片叶身模型为结果的概念设计方法。设计了一种陶瓷基复合材料低压涡轮转子叶片, 该叶片实心无冷却, 设计工况下的气动性能、强度和振动特性仿真结果满足设计要求。安全储备系数可达 1.8, 涡轮盘外载预估减少 50%, 验证了陶瓷基复合材料用于先进航空发动机热端部件的可行性。涡轮效率提高 0.98%~1.17% 表明陶瓷基复合材料具有提升先进航空发动机热端部件性能的潜力。

关 键 词: 陶瓷基复合材料; 涡轮叶片; 气动设计; 结构设计; 变形及强度分析

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Conceptual design of ceramic matrix composites turbine blade for typical turbofan engine

SHI Duoqi, WANG Zhenyu, LIU Changqi, ZHANG Weihao,

CHEN Min, YANG Xiaoguang

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: For the purpose of technological progress for ceramic matrix composites (CMCs) turbine blade design in advanced aero-engines, based on main performance parameters of typical turbofan engine, and according to the forward turbine blade design process, a conceptual design method was established from aerodynamic design to structural design finally to deformation and strength analysis, and a CMCs low pressure turbine rotor blade was designed, which was solid without cooling. In the conceptual design method, strength was taken as the major constraint, aero-engine thrust and specific fuel consumption taken as inputs, and model of turbine blade body taken as output. The simulation results indicated that aerodynamic performance, strength and vibration performance of the designed blade under design conditions satisfy the design requirements. Reserve factor of safety reached 1.8 and the external load level of the turbine disk was estimated to be reduced by 50%, proving the feasible application of CMCs on advanced aero-engines. Turbine efficiency increased approximately 0.98%—1.17%, which demonstrated the potential of CMCs to promote the performance of high-temperature components in advanced aero-engines.

收稿日期: 2022-07-18

基金项目: 国家自然科学基金(51772009, 51911530201)

作者简介: 石多奇(1975—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度和寿命可靠性、高温材料力学行为与本构理论等方面的研究。

通信作者: 刘长奇(1996—), 男, 博士, 主要从事陶瓷基复合材料力学与结构设计, 航空发动机结构强度和寿命可靠性等方面的研究。

E-mail: lcqturbocae@buaa.edu.cn

引用格式: 石多奇, 王振宇, 刘长奇, 等. 典型涡扇发动机陶瓷基复合材料涡轮叶片概念设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 431-444. SHI Duoqi, WANG Zhenyu, LIU Changqi, et al. Conceptual design of ceramic matrix composites turbine blade for typical turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 431-444.

Keywords: ceramic matrix composites (CMCs); turbine blade; aerodynamic design; structural design; deformation and strength analysis

作为航空强国,美国军方预研计划指出新型军用航空发动机性能指标中除推质比提高和耗油率降低外,燃油效率需提高 10%~30%,电力和热管理能力需提高 2~20 倍,推进效率需提高 10%~25%^[1]。为满足性能指标,需提高航空发动机热力循环参数,以获得更多的循环有效功和更高的循环热效率。其中,增加循环增压比,即提高涡轮前温度,是提高航空发动机实际循环有效功的重要途径,这意味着先进航空发动机的热端部件如燃烧室、涡轮将面临越来越高的温度和气动载荷问题^[2]。典型涡扇发动机 F119-PW-100 的涡轮前温度达到了 1 870~2 010 K^[3],而高压涡轮叶片的主要用材镍基高温合金工作温度范围最高只达到 1 350~1 370 K^[4]。因此,先进航空发动机中涡轮叶片对材料工艺和结构设计的要求越来越严苛,采用新的具有良好高温力学性能的轻质材料是先进航空发动机研制的必要手段。连续纤维增韧陶瓷基复合材料(ceramic matrix composites, CMCs)是 20 世纪 70 年代逐渐发展起来的一种高温热结构材料,特别是 SiC/SiC 复合材料,以低密度、高比强度、高比模量、抗腐蚀、耐磨损、断裂韧性高和热稳定性好著称^[5],具有替代金属成为热端部件材料的潜力^[6],与目前涡轮叶片主要用材镍基高温合金相比具有两大优势:材料密度为 2~2.5 g/cm³,仅是镍基高温合金密度的 1/4~1/3^[7],可以明显改善涡轮盘受力情况;在不使用空气冷却和环境障涂层的情况下,工作温度可达 1 470 K 以上,潜在使用温度可达 1 870 K^[8]。

美国 IHPTET(integrated high performance turbine technology)和 VAATE(versatile affordable advanced turbine engines)计划开发并验证了 CMCs 高压涡轮空心静子叶片,并将其与典型的镍基高温合金静子叶片进行了试验对比分析,结果发现:CMCs 涡轮静子叶片的质量减轻了 50%,冷却气量减少了 20%^[9]。2009 年,GE 公司和罗·罗公司的航空发动机联合团队采用 CMCs 研制出第 3 级低压涡轮静子叶片,从 2010 年开始安装在 F136 发动机上进行了整机试验^[10]。2010—2012 年间,日本石川岛播磨重工公司开发了 IHI IM270(小型工业燃气涡轮发动机)第 1 级涡轮 CMCs 静子叶片,成功在发动机上完成试验测试,试验结果显示 CMCs 静子叶片在 1 320 K 下经历 413 h 考核包括 48 次起动和正常停止未明显破坏,未来将建

立包含各种环境和时间效应的完整材料数据库和基于材料数据的成熟寿命预测方法^[11]。2015 年 2 月 10 日,GE 航空公司在 F414 发动机成功验证了 CMCs 转子叶片,测试发动机在低压涡轮上安装了 CMCs 转子叶片,试验结果显示 CMCs 转子叶片在经历 500 个循环载荷未明显破坏,证明 CMCs 转子叶片能承受热载荷和离心载荷^[12]。近年来我国在 CMCs 涡轮叶片设计及制备方面开展了一系列探索但尚未成熟。北京航空航天大学的石多奇教授团队发明了一种 CMCs 涡轮转子叶片,进行了静强度考核试验,力学性能良好,并申请了专利^[13]。限制 CMCs 涡轮叶片技术发展主要有两大因素^[14]:①虽然 CMCs 整体表现出韧性,但每个组分在发生损伤时仍展现出明显的脆性特征,会迅速丧失承载能力;②目前 CMCs 工艺水平对于加工复杂结构存在较大难度。加工 CMCs 涡轮叶片时,需取消叶身弯掠、降低叶片稠度等,大大增加了结构设计难度。

虽然存在较多技术难点,但军用飞机正经历由四代机向五、六代机转变的关键技术阶段,推动 CMCs 技术进步,探索采用 CMCs 设计先进航空发动机无冷却涡轮转子叶片的可行性,从工程应用角度考虑是非常必要的。概念设计旨在满足部件性能要求基础上,确定部件最初的形状、尺寸和用材^[15]。在少量文献中介绍了涡扇发动机涡轮叶片概念设计的某一部分内容,如高压涡轮叶片材料选择^[16]和径流式涡轮形状和尺寸的确认^[17]。大量文献中涡轮叶片的设计思路为在现有涡轮叶片结构的基础上,采用局部结构优化等方式,提高涡轮叶片某一方面性能,如气动或疲劳性能^[18]。特别针对 CMCs 涡轮叶片设计方法,在高温合金涡轮叶片结构的基础上,优化了 CMCs 涡轮叶片的榫头^[19-20]或叶身^[14]结构,但不属于概念设计的范畴。本文以典型涡扇发动机 F119-PW-100 低压涡轮转子叶片为设计目标,考虑利用 CMCs 良好的高温力学性能,评估 F119-PW-100 低压涡轮级性能参数,从速度三角形一维设计到叶型二维设计再到叶身三维设计,初步完成一个 CMCs 材料强度限制下的低压涡轮转子叶片完整且系统的概念设计方案,仿真分析表明 CMCs 可以运用于目前典型涡扇发动机低压涡轮级上,且可降低叶尖间隙设计值以提高涡轮效率、改善轮盘受力情况以减少轮盘质量等提高发动机的总体

性能,具有成为五、六代机发动机热端部件主要用材的潜能。

1 涡轮叶片概念设计

以典型涡扇发动机 F119-PW-100 低压涡轮级的性能参数为设计出发点,按照正向设计流程,将涡轮叶片概念设计分为气动设计和结构设计两部分,如图 1 所示。气动设计主要为涡轮叶片速度三角形设计,需对设计结果进行初次强度校核。结构设计主要为涡轮叶片叶型设计和叶身设计,需对设计结果进行叶栅气动性能验证和二次强度校核。

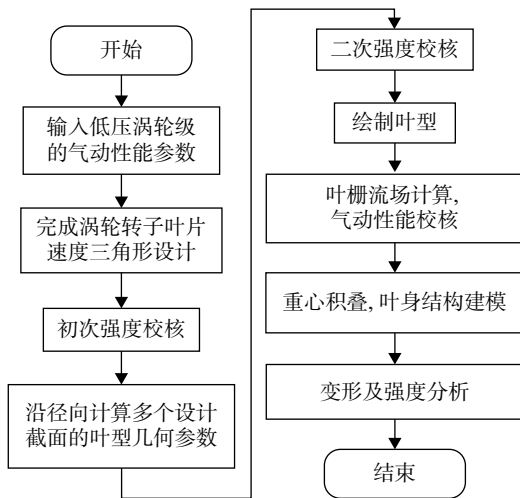


图 1 涡轮叶片概念设计流程

Fig. 1 Turbine blade conceptual design process

1.1 总体参数评估

在进行涡轮叶片概念设计时,需首先根据 CMCs 的高温力学性能,评估发动机 F119-PW-100 的总体参数,提取修正后的低压涡轮级气动性能参数。F119-PW-100 发动机由 3 级风扇、6 级高压压气机、燃烧室、单级高压涡轮、与高压涡轮转向相反的单级低压涡轮、混合器、加力燃烧室与二维矢量喷管等组成^[21]。

以航空发动机的常规设计点(起飞状态)作为主要性能状态点,初步确定用于计算的基准性能参数^[3],见表 1。若低压涡轮叶片采用 CMCs,为充分利用材料的高温力学性能,设计无冷却低压涡轮叶片,基准性能参数可作如下调整:

1) 考虑到飞机对于航空发动机的需求主要为推力和耗油率,所以中间推力和中间耗油率与基准值相对误差不得大于 0.1%。

2) 由于低压涡轮级不冷却,减少了冷却气量,压气机中更多的工质参与了做功,单位推力提高。

表 1 设计点计算结果

Table 1 Calculation results of design point

参数	验算值	基准值 ^[3]
中间状态推力/kN	105.5	105.5
中间耗油率/(kg/(daN·h))	0.837 1	0.837
换算空气流量/(kg/s)	124.02	126.50
总压比	27.169 5	26.1
涵道比	0.311 2	0.3
涡轮前温度/K	1 802.9	1 860

为保证总推力不变,进口换算空气流量可以适当减少。或可通过降低涡轮前温度的方式,减小循环增压比,减少循环有效功,降低单位推力。

3) 换算空气流量的减少和涡轮前温度的降低改变了航空发动机热力循环,为得到符合设计目标的解,总压比和涵道比可适当调整。

在 Gasturb 软件中输入设计参数,设计点计算结果如表 1 所示。验算值与基准值相比,中间状态推力相对误差约为 0,中间耗油率相对误差为 0.012%,换算空气流量减少了 2.48 kg/s,总压比提高了 1.07,涵道比提高了 0.01,涡轮前温度减少了 57.1 K,达到了预期设计目标。

从计算结果中,提取得到低压涡轮级性能参数如表 2 所示。

表 2 低压涡轮级性能参数值

Table 2 Performance parameters of low pressure turbine

参数	导向器进口	转子出口
流量/(kg/s)	96.10	96.10
总温/K	1 379.33	1 181.41
静温/K	1 347.15	1 137.49
总压/Pa	960 877	458 286
静压/Pa	867 043	390 233
绝对速度/(m/s)	283.56	327.06
焓/(J/kg)	1 237 530	992 312
转速/(r/min)	11 000	
出口面积/m ²	0.25	

该低压涡轮级性能参数不仅可作为典型涡扇发动机低压涡轮级的气动性能参考值,还可作为计算应力水平限制下低压涡轮叶片可用材料力学性能标准值选取依据。涡轮转子叶片在实际工况下会受到离心载荷和气动载荷等,根据文献[22]可知,气动载荷对转子叶片应力水平影响很小,离心载荷为主要影响因素。涡轮叶片静强度校核时,参考文献[23]中计算叶片离心拉伸应力的经验公式,可建立设计状态下材料强度 $([\sigma]/\rho)$ 与涡

轮气动性能参数(An^2)的经验公式

$$\frac{1}{K_{\text{safe}}} \cdot \frac{[\sigma]}{\rho} = \frac{5\pi K_{\text{force}} K_{\text{shape}}}{9} An^2 \quad (1)$$

式中 $[\sigma]$ 为材料在设计状态下的许用应力,按照 EGD-3 设计准则^[24],取 $[\sigma] = 0.6\sigma_{0.1}$,单位取 Pa; ρ 为材料密度,单位取 g/cm^3 , K_{safe} 为材料安全系数,参考目前涡轮转子叶片常用的镍基高温合金,该经验值取 2^[25];A为叶片流道面积,单位取 m^2 ;n为转子转速,单位取 r/min ; K_{force} 为非补偿弯曲应力系数,该经验值考虑了由气动力与离心力产生的弯曲应力因没有平衡而产生的非补偿弯曲应力,取值为 1~1.2^[22]; K_{shape} 为形状系数,该经验值考虑了实际涡轮转子叶片截面沿径向的变化,由叶根至叶尖,叶片截面面积逐渐减小。因此,为使离心拉伸应力接近实际情况,假设沿径向向叶片截面面积变化为线性,取值为 0.48~0.54^[22]。

假设低压涡轮叶片材料为 DD6,参考文献^[26]中 DD6 在 920 K(考虑通常采用涡轮冷却结构后叶片表面温度降低约 300 K^[27])的真实拉伸应力-应变曲线,材料 0.1% 屈服强度 $\sigma_{0.1}$ 为 850 MPa,所以设计状态下的许用应力 $[\sigma]$ 取 510 MPa, ρ 取 $8.78 \text{ g}/\text{cm}^3$ ^[28],通过式(1)计算得到 An^2 为 $2.57 \times 10^7 \sim 3.47 \times 10^7$,与验算得到的低压涡轮级气动性能参数中 An^2 为 3.03×10^7 相比可以说明:

1) 从目前使用材料的强度角度考虑,验算得到的低压涡轮级性能参数具有较强的可靠性。

2) 由于计算过程只与材料强度值相关,涡轮前温度为 1 220 K 左右时,涡轮气动性能参数中 An^2 为 $2.57 \times 10^7 \sim 3.47 \times 10^7$ 。

因此,可以依据典型涡扇发动机低压涡轮级气动性能参数 An^2 的取值,对未来 CMCs 用于涡轮叶片时的材料强度提出要求。由于目前 CMCs 涡轮叶片工程应用数据较少,对安全系数 K_{safe} 没有明确定义,暂取 $K_{\text{safe}}=1$,材料密度取 $2.2 \text{ g}/\text{cm}^3$ 。由式(1)可得,为获得在设计状态下具有一定使用寿命的 CMCs 低压涡轮转子叶片,CMCs 在 1 220 K(无冷却结构)下的许用应力 $[\sigma]$ 不应低于 93 MPa;如果取 K_{safe} 为 1.5,材料密度取 $2.2 \text{ g}/\text{cm}^3$,CMCs 在 1 220 K(无冷却结构)下的许用应力 $[\sigma]$ 不应低于 140 MPa。

参考 EGD-3 设计准则,CMCs 许用应力 $[\sigma]$ 的定义可与 CMCs 某个强度值相关。以编织 SiC/SiC 试验件的单向拉伸试验为例,基于对试验件的断口分析,可知 CMCs 拉伸过程的失效模式为基体首先开裂,随后界面发生脱黏,而后纤维断裂,材料失去承载能力^[29]。所以,在图 2 所示的 CMCs

宏观拉伸应力-应变曲线中,载荷较小时没有明显损伤产生,CMCs 宏观拉伸应力-应变曲线呈现线性特征,而当载荷加大,CMCs 宏观拉伸应力-应变曲线开始呈现非线性特征^[30],拐点的产生是因为基体出现裂纹,拐点处应力值 σ_{PLS} 通常被称为比例极限 (proportional limit strength, PLS),试验件断裂时的应力值 σ_{UTS} 通常被称为拉伸极限或拉伸强度 (ultimate tensile strength, UTS),以试验温度为 1 370 K 的国产第 1 代 SiC 纤维增强的 KD-I SiC/SiC 试验件拉伸应力-应变曲线为例^[31], σ_{UTS} 为 219 MPa, σ_{PLS} 约为 80 MPa, $\sigma_{\text{PLS}}/\sigma_{\text{UTS}}$ 约为 0.36。

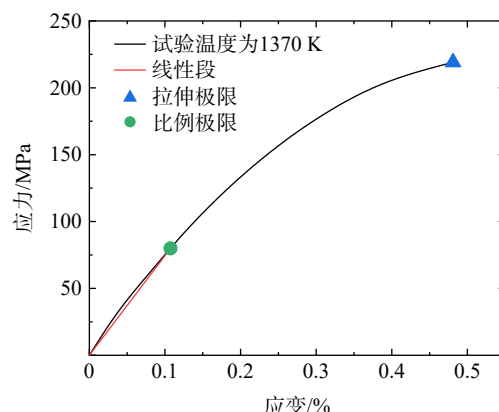


图 2 1 370 K 下 KD-I SiC/SiC 试验件拉伸应力-应变曲线^[31]

Fig. 2 Tensile stress-strain curves of KD-I SiC/SiC composite at 1 370 K^[31]

为使 CMCs 涡轮叶片在实际工况下具有一定的使用寿命,需探究高温下 CMCs 的疲劳性能。参考文献^[32]中给出了国产第 2 代 SiC 纤维增强的 KD-II SiC/SiC 试验件高温疲劳数据。可知高温下 CMCs 应力-寿命曲线可以分短寿命区、过渡区和长寿命区。Zhu 等^[33]指出,室温下 CMCs 应力-寿命曲线不存在过渡区,所以考虑高温下 CMCs 的疲劳性能,可将短寿命区与过渡区交界处的应力值定为 CMCs 许用应力 $[\sigma]$, $[\sigma]$ 与 σ_{UTS} 和 σ_{PLS} 相关,引入拉伸强度利用率 η 的概念, η 为 $[\sigma]$ 与 σ_{UTS} 的比值,表征高温下 CMCs 的疲劳性能^[34],对于 KD-II SiC 纤维, η 约为 0.76。因此 CMCs 涡轮叶片概念设计时,考虑 CMCs 许用应力 $[\sigma]$ 为材料 76% 拉伸极限,即 $[\sigma] = \eta\sigma_{\text{UTS}} = 0.76\sigma_{\text{UTS}}$,代入图 2 中试验数据,可知本文设计工况下,CMCs 许用应力 $[\sigma]$ 为 166 MPa。

采用 CMCs 叶片,由式(1)可得,若取安全系数 K_{safe} 为 2,涡轮气动性能参数 An^2 可以达到 4.52×10^7 ,因此发动机总体参数设计时可以增加涡轮部件的流道面积 A 和转速 n,提高涡轮的做功能力,进而提升发动机的总体性能。

1.2 涡轮叶片气动设计

1.2.1 速度三角形设计

由于 F119-PW-100 采用单级低压涡轮设计, 所以不考虑低压涡轮多级功分配问题。从总体参数评估可知, 以低压涡轮级的燃气流量、导向器前总压、导向器前总温、转子转速、输出轴功为输入值, 编程完成速度三角形设计。计算程序包括沿涡轮级平均直径(叶中)气流参数的计算和涡轮级内半径(叶根)和外半径(叶尖)气流参数的确定两部分, 遵循流量连续、能量守恒和动量矩守恒原理。

流量连续表示为

$$q_m = K_f \frac{p^* A}{\sqrt{T^*}} q(Ma) = a \quad (2)$$

式中 q_m 为质量流量, K_f 为常数, 由燃气绝热系数和燃气气体常数求得, p^* 为总压, T^* 为总温, A 为流道面积, $q(Ma)$ 是以马赫数为自变量的气动函数, a

为常数。

能量守恒表示为

$$L_e = L_{\text{heat}} - L_r - \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} \quad (3)$$

式中轴功 L_e 等于燃气绝热膨胀功 L_{heat} 减去流体损失 L_r 和动能的增量 $(c_2^2 - c_1^2)/2$ 。

动量矩守恒表示为

$$l_u = u(c_{1u} + c_{2u}) = a \quad (4)$$

式中 l_u 为轮缘功, u 为叶片切向速度, c_{1u} 和 c_{2u} 分别为气流进出口切向速度, a 为常数。动量矩守恒主要用于求解涡轮级内半径(叶根)和外半径(叶尖)气流参数, 由此可推得沿径向气流变化规律。

$$c_{1u} r^m = a \quad (5)$$

式中 r 为流道半径, m 为常数, 在本次设计中选取 m 的值为 0.84。

涡轮级平均直径(叶中)速度三角形计算程序框图如图 3 所示。

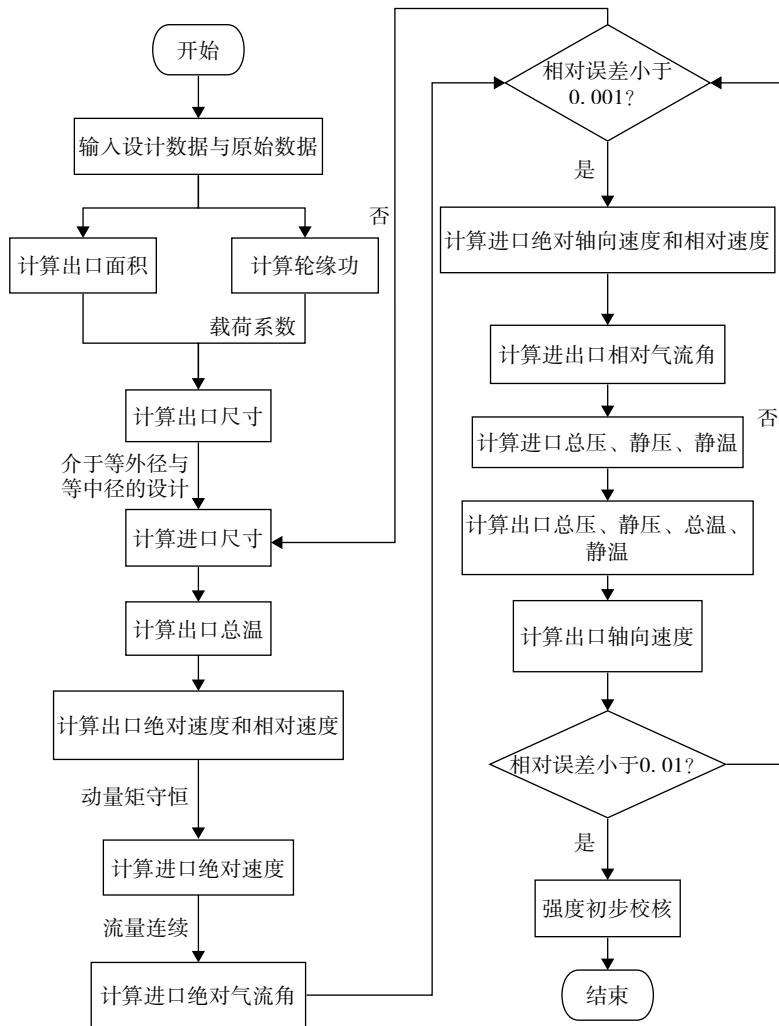


图 3 涡轮级叶中速度三角形计算程序框图

Fig. 3 Block diagram of velocity triangle calculation at average position in turbine

涡轮级内径(叶根)和外径(叶尖)速度三角形计算程序框图如图 4 所示。

叶尖、叶中和叶根三截面速度三角形示意图如图 5 所示;通过程序计算可先得到转子叶片进出口径向尺寸如表 3 所示。以叶中截面为例,计算得到速度三角形设计值如表 4 所示,速度单位均为 m/s,角度均采用角度制, c 为绝对速度, w 为相对速度, α 为绝对气流角, β 为相对气流角,下标

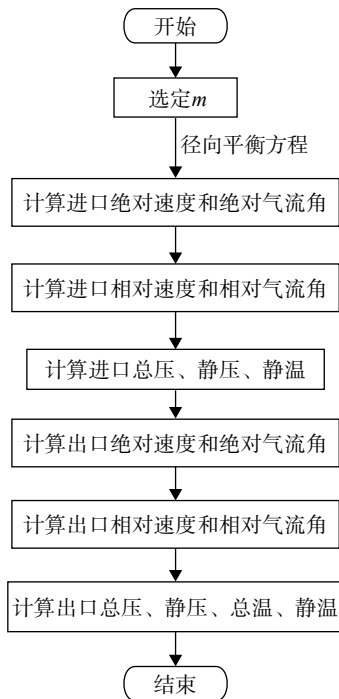


图 4 涡轮级叶根和叶尖速度三角形计算程序框图

Fig. 4 Block diagram of velocity triangle calculation at root and tip in turbine

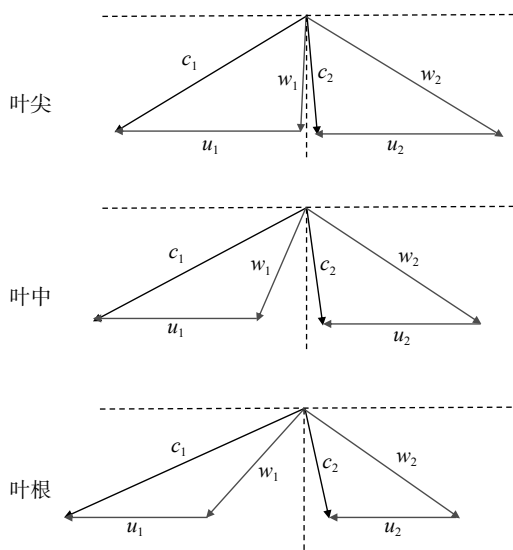


图 5 速度三角形设计结果示意图

Fig. 5 Results schematic diagram of velocity triangle design

表 3 转子叶片进出口径向尺寸

Table 3 Radial dimension of inlet and outlet rotor blade

参数	进口	出口
内径/m	0.315	0.294
外径/m	0.412	0.414
叶片长度/cm	9.7	12.0
轮毂比	0.76	0.71
截面面积/m ²	0.22	0.27

表 4 叶中处速度三角形设计值

Table 4 Value of velocity triangle design at average position

参数	进口	出口
c_a	288.99	297.23
c_u	543.17	41.51
c	615.27	300.11
w_u	124.84	449.09
w	314.81	539.61
α	28.02	82.05
β	66.64	33.67

1 代表进口,下标 2 代表出口,下标 a 代表轴向,下标 u 代表切向。

将 Gasturb 软件中计算得到的低压涡轮级性能参数与速度三角形设计计算程序得到的叶中截面处气动参数值比较,可知叶中处转子叶片出口气动参数值与总体参数评估的最初验算值相差不大,可以确定速度三角形设计结果符合 F119-PW-100 低压涡轮转子叶片气动性能要求。

1.2.2 初次强度校核

初次强度校核时不考虑温度场影响,涡轮转子叶片叶根尾缘为危险点。由速度三角形设计结果可知,叶片叶根尾缘的表面温度为 1 237.6 K(相对坐标系下的燃气气流总温),假设叶片沿径向为等截面叶片,可得叶根尾缘的离心拉伸应力为 113 MPa。因此,计算设计叶片危险点叶根尾缘的离心拉伸应力值 113 MPa 低于设计工况下 CMCs 许用应力 166 MPa,初次强度校核通过。

1.3 涡轮叶片结构设计

1.3.1 叶型几何参数计算

涡轮叶片气动设计中,计算了叶尖、叶中、叶根 3 个截面的气动参数,但是为了可靠地控制转子叶片的制造精度,经验表明,两个相邻叶型设计截面之间的最大距离为 25 mm^[23],且设计截面与流道一维子午面平行。因此,如图 6,根据进口叶片径向长度,与涡轮叶片气动设计截面不同,

重新选取了7个截面。

由于与涡轮叶片气动设计截面不同, 叶型设计中的7个截面需首先进行气动参数修正, 即通过涡轮级内半径(叶根)和外半径(叶尖)速度三角形计算程序计算7个截面的进出口气动参数, 并以修正结果中的进出口相对气流角和出口相对马赫数作为叶型设计的原始数据。叶片沿叶高方向通常采用等弦长设计, 在程序计算时, 许多经验公式结果多为与弦长有关的无量纲量, 所以为方便后续多截面程序计算, 需初步设定弦长, 参考文献 [22] 中最佳叶型相对厚度、相对栅距等经验公式, 完成叶型设计几何参数计算程序, 如图7所示。

通过程序计算可以得到7个截面的叶型几何

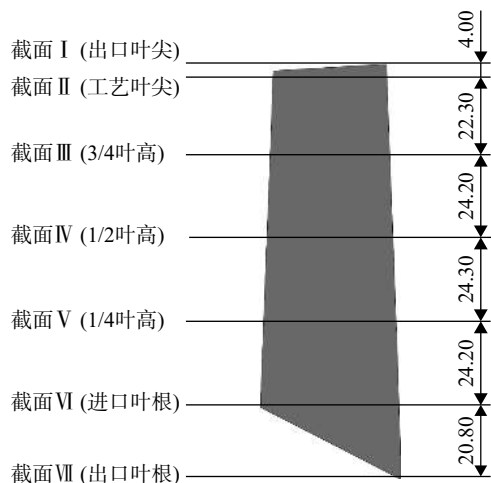


图6 叶型设计典型截面(单位: mm)

Fig. 6 Typical section for blade profile design (unit: mm)

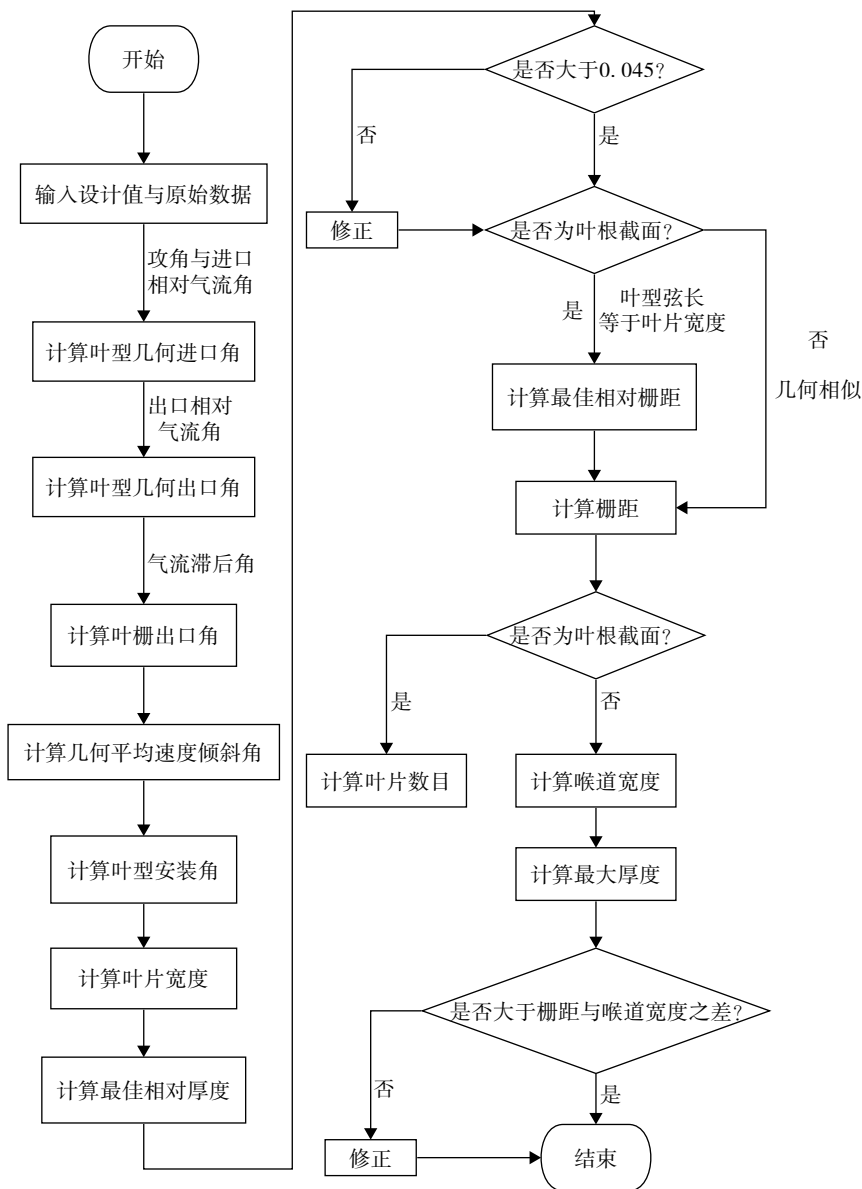


图7 叶型设计几何参数计算程序框图

Fig. 7 Block diagram of blade profile geometric parameters calculation program

参数,叶型绘制需要的几何参数共 17 个,其中以截面Ⅳ为例,截面Ⅳ的几何参数见表 5。

表 5 截面Ⅳ叶型几何参数

Table 5 Blade profile geometric parameters at section Ⅳ

参数	数值
相对栅距	0.66
相对厚度	0.09
进口攻角/(°)	-1
叶栅出口角/(°)	32.10
弦长/mm	40.91
栅距/mm	27.20
叶型安装角/(°)	119.75
叶片宽度/mm	35.80
最大厚度/mm	3.70
进气边小圆半径/mm	0.77
排气边小圆半径/mm	0.44
进气边楔角/(°)	16
排气边楔角/(°)	4
喉道宽度/mm	14.50
几何进口角/(°)	65.64
几何出口角/(°)	32.88
叶背出口弯折角/(°)	9

1.3.2 二次强度校核

二次强度校核时,由于已知叶片进出口径向尺寸和叶型设计截面几何参数,采用式(6)计算叶根尾缘总应力。其中, $\bar{f}$ 为出口叶尖和叶根截面面积之比,可用程序计算得到的叶型几何参数中出口叶尖截面(截面Ⅰ)与出口叶根截面(截面Ⅶ)最大厚度之比估计,为 0.18; h 取出口叶片长度为 11.98 cm; r_{cp} 取出口叶中半径为 35.38 cm,求得设计状态下叶根尾缘总应力为 77 MPa。本文设计工况下 CMCs 许用应力 $[\sigma]$ 为 166 MPa,初步估算可得本文涡轮叶片设计结果安全系数可达 2.2,建议二次强度校核时安全系数不低于 2。

$$\sigma = K_{\text{force}} \left(\frac{1+\bar{f}}{2} - \frac{1-\bar{f}}{12} \cdot \frac{h}{r_{cp}} \right) \frac{2\pi\rho A n^2}{3600} \quad (6)$$

1.3.3 叶型绘制及叶栅气动性能验证

依据叶型几何参数,选择 Solidworks 软件中样条曲线作为型线,完成了 7 个截面的叶型绘制,以截面Ⅳ为例,如图 8 所示。

叶型绘制中选取了 7 个截面,其中截面Ⅰ(出口叶尖)和截面Ⅶ(出口叶根)在涡轮叶片实际工作中并不存在,对这 2 个截面进行叶栅流场计算

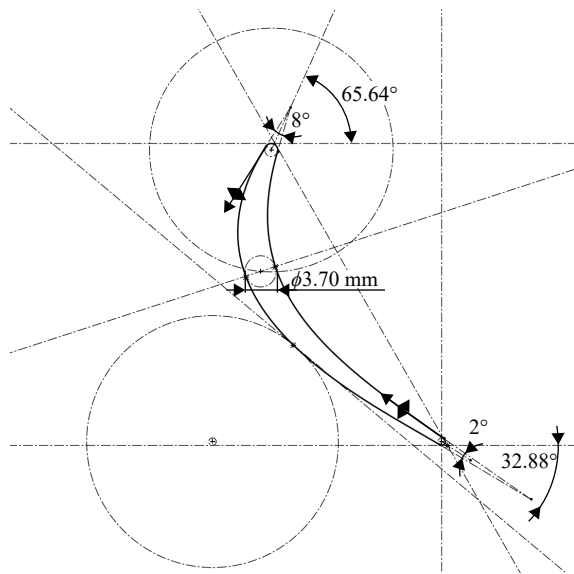


图 8 截面Ⅳ叶型

Fig. 8 Blade profile at section Ⅳ

没有意义,因此只需计算截面Ⅱ、Ⅲ、Ⅳ、Ⅴ和Ⅵ共 5 个截面的叶栅流场,分析叶型对叶栅流道内气流流动(静压和相对速度矢量)的影响,进而优化叶型。在叶型基础上,在 ANSYS Fluent 中构造叶栅流道,建立流体流动模型,添加周期性网格,并假设叶型相对气流以平移方式移动。由于主要分析叶型形状对叶栅流场的影响,即计算流场内气流静压和相对速度矢量,为简化计算,不考虑流固能量传递,即计算中不引入能量方程,但需引入黏性模型,选用转捩 SST(shear stress transfer)模型。求解器类型为压力基,速度格式为相对,时间为稳态,空间为平面。设置流场左右边界为平移周期边界;设置叶型边界为移动壁面,并相对于相邻单元区域静止,平移速度为 0 m/s;输入速度入口边界条件,由于求解器速度格式为相对且设置叶型边界平移速度为 0 m/s,速度入口边界条件为气流进口相对速度;输入压力出口边界条件,压力出口边界条件为气流出口静压。初始化后,设置残差为 0.001,迭代求解得到叶栅流场计算结果,以截面Ⅳ为例,如图 9 和图 10 所示。

由截面Ⅳ叶栅静压场可知,叶型存在明显的叶盆叶背压力差,气流推动叶片旋转并做功。压力变化在叶栅流道内较为均匀,叶背可能存在一定的边界层分离,但区域很小,因此气流在截面Ⅳ叶栅流道内流动情况较好。

由截面Ⅳ叶栅相对速度场可知,叶栅通道内存在明显喉道,基本在叶型绘制时的喉道设计位置,且气流最大速度未超过声速。

除截面Ⅳ外,各截面叶栅流场中叶型存在明

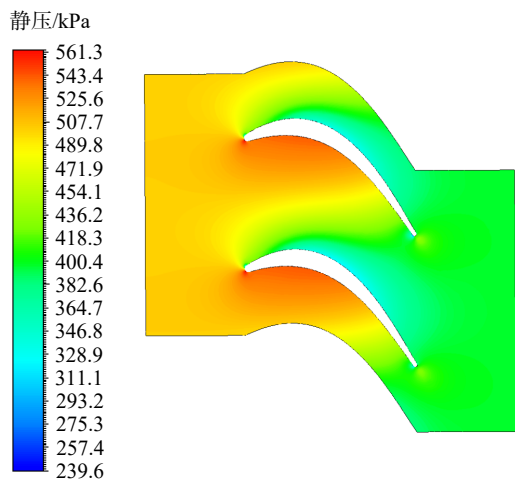


图9 截面IV叶栅静压分布

Fig. 9 Static pressure distribution of cascade at section IV

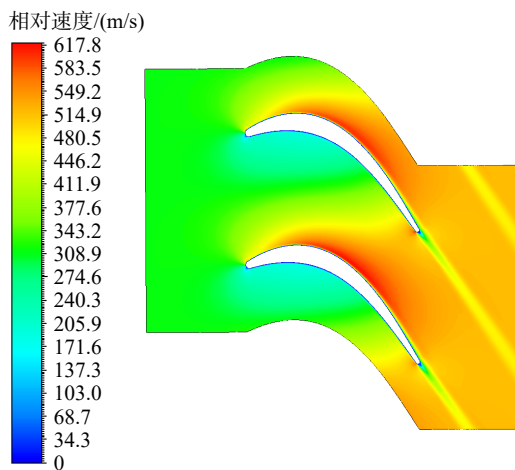


图10 截面IV叶栅相对速度分布

Fig. 10 Relative velocity distribution of cascade at section IV

显的叶盆叶背压力差, 压力变化在叶栅通道内较为均匀, 叶背可能存在一定的边界层分离, 区域很小, 气流在叶栅通道内流动情况较好; 流道内存在明显喉道, 且最大速度未超过声速, 不存在明显的堵塞情况。但在截面VI中, 叶栅流场中叶背边界层存在较为明显的分离, 气流在叶栅通道内流动情况较差, 且未形成明显的喉道, 需进一步修正叶型。

1.3.4 叶身设计

叶身设计首先需确定各设计截面叶型间的相对位置, 完成叶型积叠。叶型积叠需选择参考点, 如叶型重心、最大厚度圆圆心、进气边小圆圆心、排气边小圆圆心等^[35], 沿叶片高度增加方向, 每个截面叶型参考点需在设计曲线上。考虑到本文设计参数 An^2 值较大, 叶片离心拉伸应力较高, 优先考虑静强度问题。因此, 采用重心积叠的方式,

即沿径向保证每个截面叶型的重心在一条直线上, 该直线与全局坐标系中高度轴正方向平行, 目的是减少离心弯矩。

叶型积叠后, 在 Solidworks 中采用放样特征, 从截面 I 至截面 VII, 依次放样。由涡轮叶片气动设计求得叶片的径向尺寸可知, 叶片进口叶尖径向长度低于出口叶尖径向长度, 进口叶根径向长度高于出口叶根径向长度, 使得放样特征的上下边界(截面 I 和截面 VII)并不存在, 所以需按照叶片的进出口径向尺寸切除多余部分, 切除后叶身模型如图 11 所示。



图11 CMCs 涡轮叶片叶身模型

Fig. 11 Model of CMCs turbine blade body

虽然按照涡轮叶片气动设计求得叶片的径向尺寸, 建立了叶身模型, 但是该模型叶尖依然高于实际投入使用时叶片的叶尖。因为叶片在工作时承受离心拉伸及热膨胀, 叶片沿径向会伸长 Δh , 所以需设置合理的叶尖间隙 Δl , 使得 $\Delta l > \Delta h$, 避免叶片叶尖因变形伸长与机匣发生剧烈摩擦。叶片伸长量 Δh 需在涡轮叶片变形及静强度分析求得, 选取合理的叶尖间隙 Δl , 修正叶身模型。

2 涡轮叶片变形及强度分析

将叶身几何模型导入 Abaqus 软件中, 建立了该叶身的有限元实体模型, 采用四面体网格划分, 共有单元 100 326 个, 节点 155 970 个, 完成了静强度分析和振动特性分析, 评估了设计状态下低压涡轮转子叶片上可能的危险点。

2.1 有限元实体模型

2.1.1 材料性质

假设该叶片采用三维四向编织某 KD-I SiC/SiC 复合材料,并假设该材料为横观各向同性材料,材料主方向为径向方向(方向编号为 3),计算时输入的材料参数如表 6 所示。

表 6 三维四向编织某 KD-I SiC/SiC 复合材料参数^[30]
Table 6 Material parameters of three dimensional-four directional braided the KD-I SiC/SiC composites^[30]

参数	数值
弹性模量/GPa	E_1 89
	E_2 89
	E_3 107
泊松比	ν_{12} 0.27
	ν_{13} 0.24
	ν_{23} 0.24
切变模量/GPa	G_{12} 38.60
	G_{13} 38.20
	G_{23} 38.20
热膨胀系数/ 10^{-6} K^{-1}	α_1 2.40
	α_2 2.40
	α_3 2.50
密度/(g/cm^3)	2.00

2.1.2 计算状态

本文选取发动机的设计状态(起飞状态)为变形及强度分析的工况,设计转速为 11 000 r/min,分析时按照叶片概念设计的径向位置,添加了旋转体力。

考虑到温度对叶片变形影响较大,所以分析时需添加计算状态下的温度场。该叶片表面温度 T 由 7 个叶型设计截面在相对坐标系中的总温沿径向插值得到,如表 7 所示,分布规律满足关于径向位置 r 的二次函数,如式(7)所示。

$$T = 0.069\,78r^2 - 1.785r + 1\,232 \quad (7)$$

表 7 设计截面的叶片表面温度

Table 7 Blade surface temperature of design sections

径向位置 r/cm	叶片表面温度 T/K
29.39	1 240
31.47	1 245
33.89	1 252
36.32	1 259
38.74	1 268
40.97	1 276
41.37	1 278

气动载荷对转子叶片应力水平影响很小,离心载荷为主要影响因素^[22],所以分析时未添加计算状态下的压力场。

2.1.3 边界条件

静强度分析时,需进行强度校核。在强度校核时,初步认为设计状态下叶片的危险点为叶片叶根尾缘。因此,在静强度分析中,需尽可能减少叶根尾缘处分析结果的误差,约束叶根截面径向位移,并假定叶根前缘为固支。该种边界条件的设置虽然使叶根前缘局部区域计算结果失真,但是叶根尾缘处的应力状态结果较好,达到了强度校核中减少危险截面处分析结果误差的目的。

振动特性分析时,重点关注叶片振动的固有特性,即叶片振型和固有频率。因此,在振动特性分析中,可以假定叶根截面为固支。

2.2 静强度分析

2.2.1 位移计算及变形分析

由图 12 可知,叶片沿叶高方向,径向位移逐渐增大,出口叶尖处的径向位移 u_r 约为 0.42 mm。

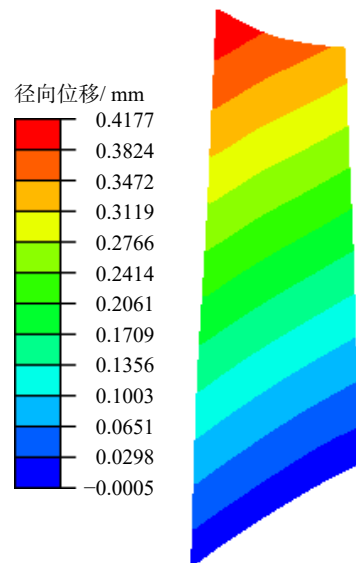


图 12 径向位移分布

Fig. 12 Radial displacement distribution

若假设存在叶片材料为三维四向编织 CMCs、轮盘材料为 FGH96 的叶盘结构,和叶片材料为 DD6、轮盘材料为 FGH96 的叶盘结构,参考文献 [36] 中叶尖间隙的计算方法,代入本文设计叶片的几何尺寸和气动参数,可知采用 CMCs 叶片的叶盘结构与采用 DD6 叶片的叶盘结构相比,相对叶尖间隙设计值可减少 1.70%。因此,可估计在不改变叶盘结构的基础上,仅将涡轮叶片材料由 DD6 更换为 CMCs,参考文献 [37] 中的试验数据,

涡轮效率约提高 0.98%~1.17%, CMCs 涡轮叶片具有可观的气动性能提升潜力。

2.2.2 应力计算及强度分析

由于边界条件设置叶根前缘为固支, 叶片叶根前缘局部区域应力计算结果失真, 需忽略该区域的应力分析结果, 叶片径向应力场如图 13 所示, 叶根尾缘为危险点。

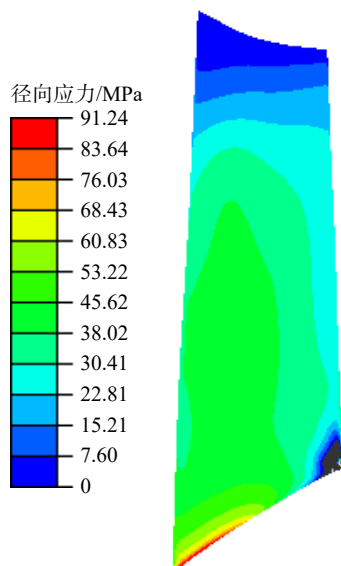


图 13 径向应力分布

Fig. 13 Radial stress distribution

强度校核时, 初步认为设计状态下叶片的危险点为叶片叶根尾缘, 叶根尾缘处径向应力最大值为 91 MPa, 如图 14 所示, 该值大于二次强度校核中估算的应力值 77 MPa 有以下原因:

- 1) 本文叶片实体模型中叶型面积沿径向不符合线性规律, 与经验公式的适用条件存在偏差。
- 2) 本文叶片实体模型中叶身部分由 7 个设计截面沿径向放样得到, 虽然设计截面的重心在重心积叠线上, 但沿径向其他截面的重心可能未在重心积叠线上, 产生了多余的离心弯矩应力。
- 3) 本文叶片实体模型中温度场由涡轮叶片气动设计结果求得, 未考虑流体和叶片的热交换, 高于实际叶片的温度场, 对强度评估有益。

叶根尾缘处径向应力最大值为 91 MPa, 本文设计工况下 CMCs 许用应力 $[\sigma]$ 为 166 MPa, 初步估算可得本文涡轮叶片设计结果安全系数可达 1.8。如果设计叶片危险点应力过大, 强度校核不通过, 可通过修正放样引导线, 调整设计转速等方法, 优化叶身模型, 也可以通过提高材料性能的方法, 在不改变结构的情况下, 陶瓷基复合材料满足持久强度要求。通常, 采取两种方法并行

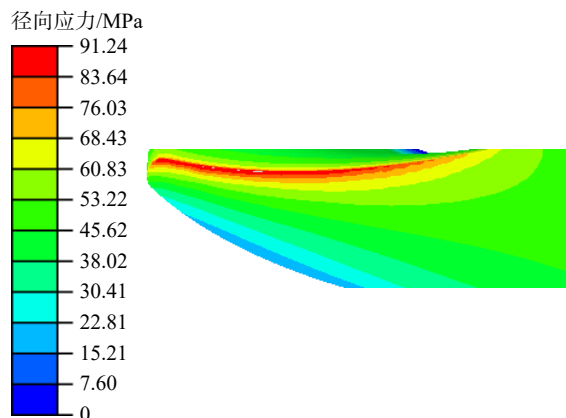


图 14 叶根尾缘径向应力分布

Fig. 14 Radial stress distribution at blade root trailing edge

的方式, 叶身模型和材料性能同时优化, 使设计结果满足强度要求。

由于实际叶片叶根尾缘处径向应力最大值为 91 MPa, 与镍基高温合金叶片相比, 预估轮盘外载降低 50% 以上, 有益于提高轮盘持久寿命设计裕度。结构设计时, 由于轮盘外载降低, 轮盘厚度设计值可减少, 有益于减少轮盘质量, 若采用 SiC 纤维增强整体叶环结构, 轮盘质量减轻的效果更加可观。因此, 采用 CMCs 叶片对于提高轮盘持久寿命设计裕度和轮盘减轻质量具有可观的潜力。

2.3 振动特性分析

2.3.1 叶片振动固有特性分析

计算状态下, 叶片前 5 阶固有频率及振型如表 8 所示。位移场归一化处理后, 根据各阶固有频率下叶片位移场中节线的位置, 定义叶片的振型。由此可知叶片振动时, 位移最大点多集中于出口处, 该结果与叶型绘制几何参数中排气边小圆直径为叶型截面最小尺寸有关。整体来看, 由于前 4 阶模态的最大位移均在叶尖尾缘处, 可以考虑通过增加叶冠结构的方式减振, 但在实际服役环境中, 叶片在固有频率下的振动问题不应出现, 需进行合理的共振特性分析。

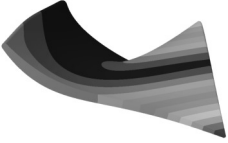
2.3.2 叶片共振特性分析

叶片共振条件为

$$f_a = Kn \quad (8)$$

式中 f_a 为叶片计算状态(受温度和转速主要影响)下的固有频率, K 为结构系数, 取大于等于 1 的整数, 与发动机具体结构的激励有关。根据文献[38]可知, 对于 I 级涡轮叶片, K 的大小与转速(K 取 1)、加力燃烧室后支板数、I 级涡轮导向器

表 8 叶片前 5 阶振型
Table 8 The first five mode shapes of blade

固有频率/Hz	振型	振型图	
1 644(1 阶)	1 阶弯曲振型		
2 503(2 阶)	1 阶扭转振型		
4 871(3 阶)	1 阶弯曲振型		
5 386(4 阶)	2 阶扭转振型		
7 006(5 阶)	弯扭复合振型		

叶片数等有关。航空发动机典型工作状态有额定状态(约 100% 转速)、巡航状态(约 80% 转速)、慢车状态(约 30% 转速)。拟合各工作状态下前 5 阶固有频率,可得共振转速图,如图 15 所示。

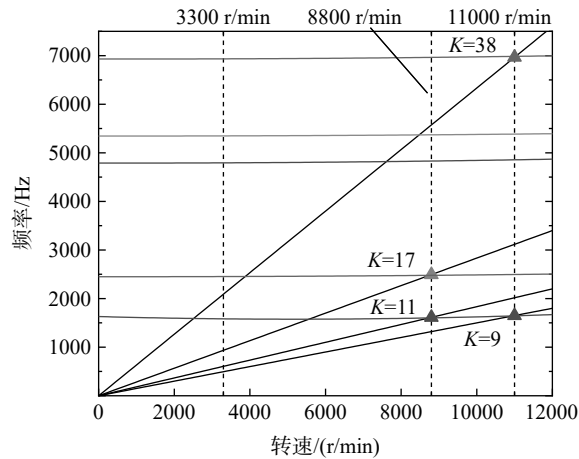


图 15 共振转速图

Fig. 15 Resonance speed diagram

对叶片进行共振转速分析后,可知发动机在典型工作状态下,与 1 阶固有频率相关的危险共振有 2 个: $n=(8\,800\pm100)\text{ r/min}$ 、 $K=11$; $n=(11\,000\pm100)\text{ r/min}$ 、 $K=9$ 。与 2 阶固有频率相关的危险共振有 1 个: $n=(8\,800\pm100)\text{ r/min}$ 、 $K=17$ 。与 5 阶固有频率相关的危险共振有 1 个: $n=(11\,000\pm100)$

r/min 、 $K=38$ 。

因此,复合材料叶片装配试验前,需评估与 K 有关的结构,是否产生共振激振源。如果在叶片振动试验过程中,模拟发动机某些工况时,叶片发生共振。根据文献 [39],可以通过叶片的调频和选频来控制共振的再度发生;概念设计时调整加力燃烧室后支板数、I 级涡轮导向器叶片数等与 K 有关的结构数目,避开 9、11、17 和 38。此外,对于编织陶瓷基复合材料来说,也可以通过调整编织方式和编织参数实现叶片调频。

3 结 论

本文进行了以材料强度为约束的涡轮叶片概念设计方法的初步探索,初步建立了一种涡扇发动机典型总体参数约束的 CMCs 低压涡轮转子叶片叶身三维模型,该叶片实心无冷却,设计状态下的气动性能、强度和振动特性仿真结果满足设计要求,主要研究结论如下:

1) 该设计方案从飞机对发动机性能需求的角度出发,以国产第 1 代 SiC 纤维制备的 KD-I SiC/SiC 复合材料的许用应力 166 MPa 为主要约束,按照传统设计思路,可以在概念设计阶段较快评估发动机新型号中某种材料应用于涡轮叶片上的可行性,并初步生成该叶片设计状态下的叶

身模型。

2) 从材料强度角度考虑, CMCs 具有替代金属成为热端部件材料的可行性。因为气动设计和结构设计中没有考虑 CMCs 材料性质, 未对涡轮叶片进行针对性设计(除减少低压涡轮级冷气量外), 所以仅能从强度角度考虑, CMCs 可以运用于目前典型涡扇发动机低压涡轮级上, 安全储备系数可达 1.8。

3) 1 220 K 下, 相比金属叶片, 采用 CMCs 涡轮叶片, 涡轮气动性能参数 An^2 可以达到 4.52×10^7 , 提高约 30%, 发动机总体参数设计时可以增加涡轮部件的流道面积 A 和转速 n , 提高涡轮的做功能力, 进而提升发动机的总体性能; 相对叶尖间隙设计值可减少 1.70%, 涡轮效率提高 0.98%~1.17%, 具有气动性能提升的潜力; 涡轮盘外载预估减少 50% 以上, 具有提高轮盘强度储备、实现轮盘减质的潜力。如果采用国产第 2 代 SiC 纤维, 叶片强度储备系数会更高, 因此 CMCs 具有成为先进发动机热端部件主要用材的潜能。

本文未考虑 CMCs 工艺设计的内容, 后续需进一步探索 CMCs 涡轮叶片细观编织结构的设计以实现强度和振动特性的优化。比如, 考虑涡轮叶片榫头到叶尖编织结构的变化和纤维束的排布方式等以调整满足强度和振动设计要求。CMCs 制备工艺需要对涡轮叶片不同部位进行优化, 以保证材料在服役环境中的许用应力满足设计要求, 还需要开展大量的力学性能测试以保证设计所需的基础力学性能数据, 建立更为可靠的结构强度设计准则。此外, 当燃气温度为 1 720 K 时, SiC 基体质量的减少影响热端部件的气动性能^[40], 所以针对服役环境温度大于 1 720 K 的结构设计时, 需要对 CMCs 热端部件采取适当冷却措施, 并采用环境障涂层进行防护。

参考文献:

- [1] 晏武英. 美国新一代国家级军用航空动力预研计划分析[J]. 航空动力, 2018(2): 35-39.
YAN Wuying. Analysis of U. S. new generation military aeronautical propulsion research program[J]. Aerospace Power, 2018(2): 35-39. (in Chinese)
- [2] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [3] 陈仲光, 张志舒, 李德旺, 等. F119 发动机总体性能特点分析与评估[J]. 航空科学技术, 2013(3): 39-42.
CHEN Zhongguang, ZHANG Zhishu, LI Dewang, et al. Analysis and evaluation of F119 engine overall performance[J]. Aeronautics Science and Technology, 2013(3): 39-42. (in Chinese)
- [4] PENG Y, LI J, PENG X, et al. Interfacial microstructure evolution and formation process of the joints prepared by diffusion bonding on DD6 nickel-based single crystal superalloy[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2020, 9(6): 16317-16328.
- [5] 刘海龙, 张大旭, 祁荷音, 等. 基于 X 射线 CT 原位试验的平纹 SiC/SiC 复合材料拉伸损伤演化[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(10): 1074-1083.
LIU Hailong, ZHANG Daxu, QI Heyin, et al. Tensile damage evolution of plain weave SiC/SiC composites based on in-situ X-ray CT tests[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2020, 54(10): 1074-1083. (in Chinese)
- [6] WANG X, GAO X, ZHANG Z, et al. Advances in modifications and high-temperature applications of silicon carbide ceramic matrix composites in aerospace: a focused review[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2021, 41(9): 4671-4688.
- [7] 张立同, 成来飞, 徐永东. 新型碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 航空制造技术, 2003(1): 24-32.
ZHANG Litong, CHENG Laifei, XU Yongdong. Progress in research work of new CMC-SiC[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2003(1): 24-32. (in Chinese)
- [8] 邹豪, 王宇, 刘刚, 等. 碳化硅纤维增韧碳化硅 CMCs 的发展现状及其在航空发动机上的应用[J]. 航空制造技术, 2017(15): 76-84, 91.
ZHOU Hao, WANG Yu, ZHAO Long, et al. Development situation and application of SiC/SiC ceramic matrix composites in aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(15): 76-84, 91. (in Chinese)
- [9] BANSAL N P, LAMON J. Ceramic matrix composites: materials, modeling and technology[M]. New York: John Wiley and Sons Incorporation, 2015.
- [10] General Electric (GE) Aerospace. GE aviation moving to apply ceramic matrix composites to the heart of future engines[EB/OL]. [2022-04-26]. <https://www.geaerospace.com/press-release/other-news-information/ge-aviation-moving-apply-ceramic-matrix-composites-heart>.
- [11] WATANABE F, NAKAMURA T, MIZOKAMI Y. Design and testing for ceramic matrix composite turbine vane[R]. ASME Paper GT 2017-63264, 2017.
- [12] General Electric (GE) Aerospace. GE successfully tests world's first rotating ceramic matrix composite material for Next-Gen combat engine[EB/OL]. [2022-04-26]. <https://www.geaerospace.com/press-release/military-engines/ge-successfully-tests-worlds-first-rotating-ceramic-matrix-composite>.
- [13] 石多奇, 程震, 杨晓光, 等. 一种 CMCs 涡轮转子叶片: CN108119188B [P]. 2020-04-17.
- [14] 程震. 连续增韧 CMCs 强度与结构设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
CHEN Zhen. Continuous fiber reinforced ceramic matrix composite strength and structure design[D]. Beijing: Beihang University, 2021. (in Chinese)
- [15] CHAMPASAK P, PANAGANT N, PHOLDEE N, et al. Aircraft conceptual design using metaheuristic-based reliability optimization[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 129: 107803.1-107803.13.
- [16] YADAV M, MISRA A, MALHOTRA A, et al. Design and analy-

- sis of a high-pressure turbine blade in a jet engine using advanced materials[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2020, 25: 639-645.
- [17] ALSHAMMARI F, ELASHMAWY M, HAMIDA M B B. Effects of working fluid type on powertrain performance and turbine design using experimental data of a 7.25ℓ heavy-duty diesel engine[J]. *Energy Conversion and Management*, 2021, 231: 113828.1-113828.20.
- [18] QIAN Z, LI G. Structure design and optimization of a gas turbine blade[J]. *Journal of Physics*, 2022, 2252(1): 12025.1-12025.7.
- [19] DHIMOLE V K, CHEN Y, SERRAO P, et al. A design feasibility study of a turbine blade disc interface (dovetail) made by four-directional braided ceramic matrix composite (SiC/SiC)[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2022, 23(1): 66-76.
- [20] 杨天媛. CMCs金属榫连接结构试验件设计与分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018.
- YANG Tianyuan. Design and analysis of CMCs/metal dovetail joint test specimens[D]. Beijing: Beihang University, 2018. (in Chinese)
- [21] 陈光. F119发动机的设计特点[J]. *航空发动机*, 2000, 26(1): 21-29.
- CHEN Guang. Design features of F119 engine[J]. *Aeroengine*, 2000, 26(1): 21-29. (in Chinese)
- [22] BOYLE R, GNANASELVAM P, PARIKH A H, et al. Design of stress constrained SiC/SiC ceramic matrix composite turbine blades[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines Power*, 2021, 143(5): 051013.1-051013.9.
- [23] 柯别列夫, C. 3, 吉洪诺夫, 等. 航空发动机涡轮计算: 气动计算及叶片造型[M]. 施永立, 译. 北京: 国防工业出版社, 1978.
- [24] 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.
- [25] 杨晓光, 胡晓安, 石多奇, 等. 概念设计时影响涡轮转子叶片强度的关键因素[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(10): 2314-2320.
- YANG Xiaoguang, HU Xiaolan, SHI Duoqi, et al. Strength considerations for concept design of turbine blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10): 2314-2320. (in Chinese)
- [26] XIONG X, QUAN D, DAI P, et al. Tensile behavior of nickel-base single-crystal superalloy DD6[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2015, 636: 608-612.
- [27] 罗磊. 涡轮高效冷却结构设计方法及换热机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- LUO Lei. On the design method and heat transfer mechanism of high efficiency cooling structure in a gas turbine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [28] 《航空发动机设计用材料数据手册》编委会编. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [29] 张盛. 编织陶瓷基复合材料力学行为的多尺度分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- ZHANG Sheng. Analysis of the mechanical behavior for braided ceramic matrix composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [30] 程震, 石多奇, 景鑫, 等. 三维四向编织CMCs改进模型及刚度预报[J]. *复合材料学报*, 2016, 33(6): 1287-1296.
- CHEN Zhen, SHI Duoqi, JING Xin, et al. Numerical prediction of tensile properties and damage evolution of three dimensional-four directional braided CMCs[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(6): 1287-1296. (in Chinese)
- [31] SHI D, JING X, YANG X. Low cycle fatigue behavior of a 3D braided KD-I fiber reinforced ceramic matrix composite for coated and uncoated specimens at 1 100 ℃ and 1 300 ℃[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2015, 631: 38-44.
- [32] LIU C, SHI D, JING X, et al. Multiscale investigation on fatigue properties and damage of a 3D braided SiC/SiC+PyC/SiC composites in the full stress range at 1 300 ℃[J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2022, 42(4): 1208-1218.
- [33] ZHU S, MIZUNO M, KAGAWA Y, et al. Monotonic tension, fatigue and creep behavior of SiC-fiber-reinforced SiC-matrix composites: a review[J]. *Composites Science and Technology*, 1999, 59: 833-851.
- [34] 刘长奇. 编织SiC/SiC复合材料结构强度和寿命分析方法[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2022.
- LIU Changqi. Analysis methods for structural strength and service life of braided SiC/SiC composites[D]. Beijing: Beihang University, 2022. (in Chinese)
- [35] 方祥军, 刘思永, 王屏, 等. 大扩张通道超声高载荷对转涡轮动叶三维设计方法研究[J]. *航空学报*, 2007, 28(1): 25-31.
- FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping, et al. Research of 3D design method for rotor of supersonic high loaded contra-rotating turbine with large expansile meridional channel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(1): 25-31. (in Chinese)
- [36] 张清, 郝勇, 张大义, 等. 大涵道比涡扇发动机低压涡轮间隙分析与设计[J]. *航空发动机*, 2014, 40(2): 56-60.
- ZHANG Qing, HAO Yong, ZHANG Dayi, et al. Analysis and design of low pressure turbine tip clearance for high bypass ratio turbofan engine[J]. *Aeroengine*, 2014, 40(2): 56-60. (in Chinese)
- [37] 谷雪花, 郝晟淳, 张东海, 等. 叶尖间隙对涡轮性能影响的试验研究[J]. *航空发动机*, 2020, 46(4): 78-81.
- GU Xuehua, HAO Shengchun, ZHANG Donghai, et al. Experimental study on influence of tip clearance on turbine performance[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(4): 78-81. (in Chinese)
- [38] 林垲, 高庆, 黄维娜. I级涡轮叶片振动特性研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2002, 15(3): 28-32, 46.
- LIN Kai, GAO Qing, HUANG Weina. Study on vibration characteristics of 1st stage turbine rotor blade[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2002, 15(3): 28-32, 46. (in Chinese)
- [39] 欧阳德, 付小平, 宋兆泓. 某发动机二级涡轮叶片共振断裂可靠性分析[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 1997, 10(4): 39-41.
- OUYANG De, FU Xiaoping, SONG Zhaozhong. Reliable analysis of resonant fracture of the 2nd stage turbine blade of an engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 1997, 10(4): 39-41. (in Chinese)
- [40] 赵陈伟, 毛军逵, 屠泽灿, 等. 纤维增韧陶瓷基复合材料热端部件的热分析方法现状和展望[J]. *航空学报*, 2021, 42(6): 136-161.
- ZHAO Chenwei, MAO Junkui, TU Zecan, et al. Thermal analysis methods for high-temperature ceramic matrix composite components: review and prospect[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(6): 136-161. (in Chinese)

(编辑: 王碧琨)