

航空发动机高压涡轮的新型结构设计

田忠武 武明扬 冯云波 龙亮 刘桂洪

(贵州航天朝阳科技有限责任公司 贵州 遵义 563000)

摘要: 航空发动机涡轮叶片用合金,是制约目前航空发动机性能进一步提升的关键材料。通过对涡轮机重新设计,形成叶榷组合装置,为使用新型陶瓷材料制作涡轮叶片提供结构保障;对新型涡轮机的结构原理、涡轮机涡轮叶和涡轮盘材料的选择进行分析,为我国航空发动机性能提升的相关研究提供有益参考。

关键词: 航空发动机; 涡轮机; 涡轮榷; 涡轮叶片; 陶瓷; 碳纤维; 涡轮盘

0 引言

航空发动机(航发)涡轮叶片(涡轮叶),是研发高推重比航发的关键部件之一。经过多年努力,我国在涡轮叶设计上取得了长足的进步,但与国外相比仍存在一定差距。

传统航发的涡轮叶片镶嵌在涡轮盘上。航发工作时,涡轮叶承受着极大的离心载荷,且受到高温、腐蚀等作用。拉应力腐蚀和高温蠕变的存在,使航空发动机失效概率增大。据统计,在发动机失效事件中,由于涡轮叶失效而导致的故障占到了70%以上^[1]。

寻找特定合金材料和降低涡轮叶的温度是目前应对航发失效的主要解决措施。具备较强抗氧化及抗热腐蚀性能的先进单晶合金是目前高性能涡轮机叶片的主要材料^[2]。在涡轮叶外表面涂覆陶瓷涂层,也可以起到高温防护作用,以改善涡轮工作环境^[3],内部则设计成极复杂的空心结构以达到均匀冷却目的^[2]。这使得涡轮叶从选材到加工都变得极为复杂和困难。

涡轮叶价格昂贵。一款航发的研制需投入数十亿美元^[4],其中每片涡轮叶的价格高达上万美元^[5]。然而,这些投入仍不能满足未来新一代发动机的设计使用要求^[2],问题无法从根本上得到解决。

提高推重比是提高航发性能的关键,涡轮前温度每提高100℃,推重比增加10%左右^[2],因此需要提高涡轮叶材料的耐高温能力。航发研制早期,每隔5~10年提出一代新发动机,而从F100到F119(F22用)竟相隔30年。可见,当前航发的发展空间正在向极限逼近。

陶瓷具有耐高温、耐腐蚀等特性,且密度小、价

格较低。然而,陶瓷属脆性材料,抗压不抗拉,因而限制了陶瓷在涡轮叶制造上的应用。但各国研发部门仍投入大量精力,以期用陶瓷代替单晶合金,突破目前航发所面临的材料限制瓶颈,但至今仍无突破性进展。可见,改变现行高压涡轮机结构,使陶瓷符合涡轮叶对材料的承力要求,这对航发向更高性能迈进,无疑有着重要的积极意义。

1 新型涡轮机的结构原理

为克服传统涡轮机存在的弊端,现提出一种新型涡轮机的结构设计(图1)。

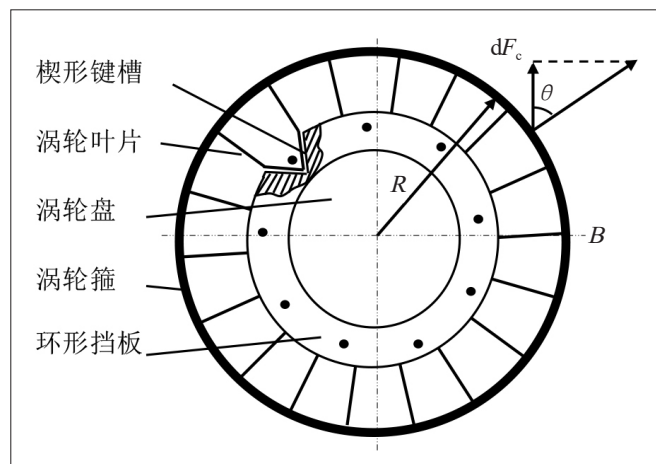


图1 新型涡轮机结构图

新型涡轮机较传统涡轮机增加了一个环形榷圈——涡轮榷(涡轮榷),涡轮叶镶嵌或固定在涡轮榷内侧,形成涡轮叶与涡轮榷的组合装置(叶榷组合)。涡轮叶与涡轮盘间则采用楔形键槽分离的松动配合形式,通过键槽的斜面作用传递动力,使新型涡轮机工作时,涡轮叶的

离心力全部落在了涡箍上, 涡叶只承受压应力, 而不再是传统的拉应力。这为使用更耐高温腐蚀的陶瓷材料制作涡轮叶片, 提供了充分的保障。

每两片涡叶为一组合并在其一端制成楔形键, 与涡盘的楔形槽相配合, 并预留一定间隙, 见图1局部图。为了限制叶箍组合沿轴向窜出, 在涡盘两端设有环形挡板, 并通过销钉加以固定。

新型涡轮机工作时, 如果叶箍组合与涡盘或涡轴不同心, 则两圆心连线两端的键与槽便会一端接触, 而另一端分离, 即一端受力, 另一端不受力, 或者一端受力大, 另一端受力小。此时受力一端在楔形键槽斜面的作用下, 将形成使两圆心靠近的径向分力, 使两圆心重合。对于在某些因素(加工精度、磨损、形变等)影响下, 各键槽间的作用力皆相等, 而两圆心却仍未重合情况下产生的偏心载荷, 将叠加在某端楔形键槽上。与上一种情况的同心原理相同, 只是各键槽间作用力不再均等, 但这丝毫不会影响到新型涡轮机的正常工作。

与传统涡轮机相比, 新型涡轮机的结构具有以下优点:

(1) 可为涡叶受热提供充足的自由膨胀空间, 最大限度地减小涡叶的热应力。

(2) 两片涡叶为一组合, 可增强涡叶的结构强度。

(3) 涡轮机正常工作时, 楔形键槽斜面间作用力, 可使叶箍组合与涡轴自动调整为同心旋转。叶箍组合不存在偏心振动对涡轮轴的冲击, 可延长航发寿命。

(4) 对于同是航发关键性核心部件的涡盘, 由于其不再承受涡叶的离心拉力, 从而大大降低了涡盘对材料的要求和生产技术难度^[6]。

从新型涡轮机的工作原理可以看出, 以涡盘为原动力的启动阶段, 叶箍组合与涡盘不具有自动同心调整的功能, 所以新型涡轮机的启动系统, 不宜使用机械传动方式, 而只能利用压缩空气吹动涡叶, 将压气机带转到一定转速后燃烧室点火完成启动工作。

由于新型涡轮机涡叶的离心力全部作用在了涡箍上, 加上涡箍自身旋转所产生的离心应力, 使涡箍承受了极大的周向拉应力。所以, 涡箍须工作在适宜温度(低于400℃)下, 以满足拉应力对材料的要求。所以, 需对涡箍采取必要的散热或冷却措施, 以及在涡箍与涡叶间加垫隔热材料。新型涡轮机的空心

涡叶用冷气也将由涡箍处引入。

2 涡叶材料的选择

传统涡轮机的结构导致陶瓷涡叶优异的耐高温腐蚀能力得不到充分发挥。而新型涡轮机的涡叶只有离心压力而无离心拉力的工况特点, 结合陶瓷材料的低密度性能, 无疑使得陶瓷成为替代合金涡叶材料的最好选择。且陶瓷材料为化合物, 种类繁多, 有着很大的研发潜力, 从而彻底摆脱了对某些稀缺金属的进口依赖(如被国外列为战略物资而我国极贫乏的金属铌), 大大降低了涡叶的制造成本。

以某型航发涡叶采用的镍基高温合金GH49为参考, 环境温度约为816℃, 当涡叶以额定转速11440r/min高速旋转时, 涡叶根部的最大等效应力为686MPa^[7]。如果将这些参数用于新型涡轮机, 由于涡叶旋转时的离心载荷与材料的密度成正比, 而一般陶瓷材料的密度仅为合金的1/3~1/4, 所以陶瓷涡叶承受的应力只有200MPa左右。对于200MPa的应力, 普通的结构陶瓷足以胜任。

陶瓷在超过1000℃时, 强度才开始显著下降, 而合金在超过400℃时强度便开始迅速下降。材料具有在1600℃时强度高达675MPa^[8], 在30s内从室温至2200℃而不被破坏的良好抗热震性^[9], 而目前最优良的第四代单晶合金承温能力只略高于1000℃(强度137MPa)^[10]。使用陶瓷材料制造涡叶, 无论在性能还是价格方面都优于单晶合金材料。

3 涡箍材料的选择

3.1 涡箍的应力分析

新涡轮机工作时, 涡箍不但要将涡叶的离心力转换为对自身的周向拉应力 σ_c , 还要承受自身旋转形成的周向拉应力 σ_c 。

新型涡轮机正常工用时, 涡箍自身旋转形成的周向拉力大小, 为1/4涡箍上各质量元的离心力, 在拉力方向上的分力叠加可参看图1。设涡箍的角速度为 ω , 单位长度质量为 λ , 则任一质量元 $dm=\lambda R d\theta$, 其形成的离心分力为:

$$dF_c = \omega^2 R \cos\theta dm = \omega^2 R \cos\theta \cdot \lambda R d\theta = \lambda \omega^2 R^2 \cos\theta d\theta \quad (1)$$

则周向拉力(以图1中B截面为例)为(此关系式可从相关专著中查到):

$$F_c = \lambda \omega^2 R^2 \int_0^{\pi/2} \cos\theta d\theta = \lambda \omega^2 R^2 \quad (2)$$

设涡箍的横截面积为 A ，则涡箍密度 $p=\lambda/A$ ，涡箍自身形成的拉应力为：

$$\sigma_c = \frac{F_c}{A} = \rho \omega^2 R^2 \tag{3}$$

由于涡叶数量众多，且在涡箍上均匀分布，为简化运算，可将涡叶的离心力看作均匀作用在涡箍上。设每片涡叶的质量为 m ，质心半径为 R' ，涡叶数量为 n ，则涡箍单位长度上承受的涡叶离心力为：

$$f = \frac{nm\omega^2 R'}{2\pi R} \tag{4}$$

参考式 (1)、式 (2) 的得出过程，则涡叶使涡箍增加的周向拉力为：

$$f_a = fR = \frac{nm\omega^2 R'}{2\pi} \tag{5}$$

则涡箍材料应具有的最小屈服强度为：

$$\sigma > \sigma_c + \sigma_a = \rho \omega^2 R^2 + \frac{f_a}{A} \tag{6}$$

制作涡箍的材料，能否满足式 (6) 的要求，是新型涡轮机成功运行的关键。所以，制作涡箍用材料，要在高比强度 $\sigma/p > \omega^2 R^2$ 材料中筛选。涡箍材料确定后，再根据 f_a 确定合适的涡箍截面 A 和 σ_a 。

3.2 涡箍材料的选择

现以 CFM56 航发资料为参考，对新型涡轮机的潜力进行更为直观的了解。根据图纸资料在 UG 软件中建立的实体模型，涡叶质量 278.38g，涡叶质心半径 322.70mm，涡叶数量为 68，设计转速为 $\omega=1513.48\text{rad/s}$ (14460r/min)^[4]。

取涡箍半径 $R=400\text{mm}$ ，则 $\omega^2 R^2=1513.48^2 \times 0.4^2 \approx 366\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ 。由式 (6) 可知，比强度 $\sigma/p > 366\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ 是涡箍对材料的最低要求。表 1 列出了目前比强度最高的三种合金^[11,12]。

表 1 所列合金的比强度均小于 $366\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ ，不在涡箍材料的选择之列。若再加上涡叶离心力，即使考虑试验中比强度大于 $366\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ 的一些合金，也难以满足式 (6) 对材料的要求。

表 1 几种高比强度合金

项目	马氏体时效钢 18Ni(350)	铝合金 7A55	钛合金 Ti-B19
密度 ρ (kg/m ³)	8000	2700	5200
强度 σ (MPa)	2400	700	1250
比强度 σ/p (kN · m/kg)	300	259.26	240

目前已广泛应用的碳纤维具有高强度、高模量、耐高温等特性。通用型碳纤维的强度为 1000MPa，超高强型碳纤维的强度超过 4000MPa^[14]。取其密度为 $2 \times 10^3\text{kg/m}^3$ ，则通用型的碳纤维比强度为 $500\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ ，超高强型碳纤维的比强度更是高达 $2000\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ ，完全可以满足涡箍对材料 $\sigma/p > 366\text{kN} \cdot \text{m/kg}$ 的要求。

仍以 CFM56 航发为参考，分析涡叶使涡箍增加的周向拉应力。新型涡轮机的涡叶应力随半径增大而增大，与传统涡轮机相反，且取消了榫头。由于陶瓷的密度约为合金密度的 1/3，当涡叶质心半径 $R'=370\text{mm}=0.37\text{m}$ (大于传统的 322.70mm) 时，涡叶质量 $m=278.38\text{g}/3=0.093\text{kg}$ 。取涡箍截面积 $A=10^{-3}\text{mm}^2$ ，则由式 (5)、(6) 可得：

$$\begin{aligned} \sigma_a &= \frac{f_a}{A} = \frac{nm\omega^2 R'}{2\pi A} = \frac{68 \times 0.093 \times 1513.48^2 \times 0.37}{2 \times 3.14 \times 10^{-3}} \\ &\approx 8.53 \times 10^8 \text{Pa} \end{aligned} \tag{7}$$

结合式 (3)、(6)、(7) 可得，碳纤维涡箍受到的总应力为：

$$\begin{aligned} \sigma &= \sigma_c + \sigma_a = 2 \times 10^3 \times 366 \times 10^3 + 8.53 \times 10^8 \\ &= 1.57 \times 10^9 \text{Pa} = 1570 \text{MPa} \end{aligned} \tag{8}$$

由式 (8) 可知，强度为 4000MPa 的超高强型碳纤维，远高于涡箍对材料所要求的应力。而石墨烯材料的抗拉强度更是高达 130GPa，是迄今为止强度最高的材料。可见，无论现在还是将来，涡箍都不存在材料上的限制。

另外，涡叶带动涡盘旋转时形成的径向分力，也会增加涡箍的应力。调整楔形键槽的斜度，使其径向分力超过十倍以上叶箍组合重量 (飞机最大过载数)，其应力增加量不到 2MPa，可不予考虑。

4 结语

涡轮机涡叶和涡盘所用材料的性能，直接影响了航发整体性能的进一步提升。同样功效的新型涡轮机所选用的材料，皆为目前较为成熟的材料。对比 CFM56 航发，无论是涡箍、涡叶还是涡盘，均未达到材料的最大承受能力。

陶瓷涡叶前温度较合金涡叶前温度，应可再增加 500℃。根据涡前温度每提高 100℃，推重比增加 10% 左右计算^[2]，则新型航发的推重比将达到原推

重比的1.6倍,这意味着国产WS10的推重比7.5可增至12,超过了美国F119(F22用)的10.2。若再考虑新型涡轮机增大涡轮机半径等设计与性能改进,航发整体性能的提升将不止于此。

作为一种新型设计,在实际的制作过程中,还会遇到许多新问题,需要在实验中摸索和积累经验,如涡轮的散热和陶瓷叶片制造等。目前,西方国家航发的寿命及性能均优于中国航发,新型涡轮机的研究与应用因此具有重要的意义。

参考文献:

- [1] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
- [2] 董志国, 王鸣, 李晓欣, 等. 航空发动机涡轮叶片材料的应用与发展 [J]. 钢铁研究学报, 2011(S2): 455-457.
- [3] 钱苗跟, 姚寿山, 张少宗. 现代表面技术 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1999: 159.
- [4] 汪定江, 夏成宝, 王东锋, 等. 基于激光熔覆技术的航空发动机涡轮叶片裂纹修复新工艺 [J]. 新技术新工

艺, 2010, (08): 72-74.

- [5] 田世藩, 张国庆, 李周, 等. 先进航空发动机涡轮盘合金及涡轮盘制造 [J]. 航空材料学报, 2003, 23(S1): 233-238.
- [6] 罗泽明, 阮启刚, 郑丽. 基于ANSYS的某型航空发动机涡轮叶片的弹性应力分析 [J]. 机械制造, 2012, 50(03): 9-11.
- [7] 朱鸥, 李玉龙, 张燕, 等. 国外航空发动机用单晶合金体系成分特点及演变 [J]. 材料导报, 2014(S1): 372-378.
- [8] 姜越, 尹钟大, 朱景川, 等. 超高强度马氏体时效钢的发展 [J]. 特殊钢, 2004, 25(02): 1-5.
- [9] 吴一雷, 李永伟, 强俊, 等. 超高强度铝合金的发展与应用 [J]. 航空材料学报, 1994, 14(01): 49-55.
- [10] 商国强, 朱知寿, 常辉, 等. 超高强度钛合金研究进展 [J]. 稀有金属, 2011(02): 286-291.
- [11] 肖九梅. 碳纤维新材料的性能与应用 [J]. 化学工业, 2015, 33(07): 22-26.
- [12] 田忠武. 一种航空发动机高压涡轮机: CN201710276002.7 [P]. 2018-03-16.

作者简介: 田忠武(1992.02-), 男, 汉族, 辽宁抚顺人, 硕士研究生, 助理工程师, 研究方向: 阀门设计等。

