

火箭发动机涡轮典型结构形式对叶片低周疲劳寿命的影响研究

姜金朋¹, 刘志超¹, 刘 筑¹, 巩 帆¹, 王 珏²

(1. 中国运载火箭技术研究院空间物理重点实验室, 北京 100076;
2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 以某火箭发动机涡轮为对象, 研究了涡轮叶片带冠、不带冠、带部分冠及叶片空心等典型结构形式对叶片低周疲劳寿命的影响。结果表明: 叶片不带冠可以消除叶片顶部的疲劳损伤, 但使叶背根部损伤增大, 危险点位于叶背根部, 叶片寿命与带冠叶片相当; 带部分冠叶片在消除叶顶疲劳损伤的同时, 还可以减缓叶背根部的低周疲劳, 危险点位于前缘根部, 寿命比原叶片高约 116%; 叶片空心结构可以有效降低叶片的应力应变水平, 减缓叶片疲劳的效果最好, 空心叶片危险点位于前缘根部, 寿命比原叶片高约 370%。

关键词: 火箭发动机; 涡轮叶片; 低周疲劳寿命; 叶冠; 空心叶片

中国分类号: V434+.212 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2020) 05-0051-14

Effects of Turbine Structure on Life of Turbine Blade for Liquid Rocket Engine

JIANG Jinpeng¹, LIU Zhichao¹, LIU Zhu¹, GONG Fan¹, WANG Jue²

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China; 2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Effects of shrouded blade, unshrouded blade, blade with partial-shroud and hollow blade on blade life for rocket engine turbine were studied. Results reveal that unshrouded blade avoids fatigue at blade tip, while damage at root on suction side increases. The critical point locates at root on suction side. Life of unshrouded blade is close to shrouded blade. Blade with partial shroud not only eliminates fatigue at blade tip nearing trailing edge, but also mitigates fatigue at root on suction side. The critical point locates at root nearing leading edge. Life of blade with partial shroud is larger than the shrouded blade by 116%. Thermal strain and stress could be effectively reduced by using hollow blade, and thus low cycle fatigue damage decreases. The critical point locates at root nearing leading edge. Life of hollow blade is 370% larger than the shrouded blade.

Key words: Rocket engine; Turbine blade; Low cycle fatigue life; Blade shroud; Hollow blade

0 引言

随着太空探索和开发利用的不断深入, 火箭发动机性能不断提高, 对于重复使用火箭发动机

而言, 高压涡轮泵是发动机中使用寿命最低的部件^[1], 而涡轮叶片是限制发动机寿命的瓶颈^[2], 因此, 火箭发动机重复使用必然对涡轮寿命和可靠性提出更高的要求。

收稿日期: 2020-01-15; 修订日期: 2020-05-27

作者简介: 姜金朋 (1988-), 女, 工程师, 主要研究方向为运载火箭动力总体设计。E-mail: jjpbuaa@126.com

航空发动机涡轮叶片寿命研究较广泛^[3-6]，由于燃气温度高，工作时间长，通常需要考虑蠕变。液体火箭发动机涡轮叶片疲劳寿命的研究相对较少，航天飞机主发动机 SSME 研制过程中发现，引起涡轮叶片根部位置疲劳裂纹的主要因素是点火和关机过程的瞬态热应力^[7]。火箭发动机涡轮工作时间短，特别是对于燃气温度不高的涡轮，可以不考虑蠕变损伤^[8]。为提高 SSME 涡轮叶片热疲劳寿命，研究者从载荷、材料、几何方面进行了分析，并认为通过改变叶片设计提高低周疲劳寿命是最好的思路^[9]。Porreca 等^[10]采用耦合传热方法与有限元法，研究叶冠结构对涡轮气动性能、热载和寿命的影响，结果表明，通过对部分叶冠进行较小改进，可以改善气动性能和叶片寿命。

带冠（围带）叶片可以减小涡轮中的二次损失，提高涡轮效率，但也增加了叶片的应力^[11-12]，叶片顶部尾缘和前缘应力集中，都可能成为失效发生的危险点。叶片空心结构可以降低叶片热应力，还能减轻涡轮质量，对于不带冠涡轮来说，可能是一种理想的结构方案。因此，本文通过热结构分析和低周疲劳损伤分析，研究带冠、不带冠、部分冠和空心对叶片寿命的影响。

1 模型及边界条件

1.1 计算方法

1.1.1 热分析方法

非稳态导热问题应满足如下形式的能量守恒方程

$$\nabla \cdot \mathbf{q} + \rho c \frac{\partial T}{\partial t} - \dot{Q} = 0 \quad (1)$$

式中， T 为温度， \mathbf{q} 为热流密度矢量， ρ 为密度， c 为比热， t 表示时间。 \dot{Q} 为内热源强度，对于无内热源的问题， $\dot{Q} = 0$ 。按照傅立叶定律，热流密度可表示为温度梯度的函数

$$\mathbf{q} = -\lambda \nabla T \quad (2)$$

式中， λ 为导热系数。结合以上两式，无内热源的涡轮非稳态导热问题的求解，最终归结为在一定的初始条件和边界条件下求解以下导热偏微分方程

$$-\nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \rho c \frac{\partial T}{\partial t} = 0 \quad (3)$$

假设涡轮初始温度均匀为 T_0 ，则给定如下初始条件

$$T(\mathbf{x}, 0) = T_0 \quad (4)$$

对于与燃气接触的各表面，给定对流换热边界条件如下

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right) = h(T_w - T_g) \quad (5)$$

式中， n 为换热表面的外法线， h 为对流换热系数， T_w 为未知待求解的结构表面温度， T_g 为靠近壁面的燃气主流温度。

对于未与燃气接触的涡轮盘其他外表面，假设为绝热边界条件

$$\mathbf{q} \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (6)$$

1.1.2 结构分析方法

本文采用 Chaboche 随动硬化^[13]与非线性等向硬化相结合模型进行结构分析。Chaboche 随动硬化模型基于 Von Mises 屈服准则，屈服函数如下

$$f(\boldsymbol{\sigma} - \boldsymbol{\alpha}, R) = \sqrt{(s - a) \cdot (s - a)} - R = 0 \quad (7)$$

式中， $\boldsymbol{\sigma}$ 为应力张量， $\boldsymbol{\alpha}$ 为背应力张量； s 为偏应力张量， a 为偏背应力张量； R 代表屈服面尺寸，在随动硬化模型中（不考虑等向硬化时）， R 为常数。

流动准则描述塑性流动方向，塑性应变在屈服面梯度方向增加

$$d\boldsymbol{\varepsilon}^p = \lambda \frac{\partial f}{\partial \boldsymbol{\sigma}} \quad (8)$$

式中， $d\boldsymbol{\varepsilon}^p$ 为塑性应变增量， λ 为塑性乘子。

Chaboche 硬化模型是几个 Armstrong 硬化模型的叠加，表达式如下

$$d\boldsymbol{\alpha} = \sum_{i=1}^M d\boldsymbol{\alpha}_i \quad (9)$$

式中， M 为叠加的随动硬化模型数目，随动硬化分量（背应力分量的演化）定义如下

$$d\boldsymbol{\alpha}_i = \frac{2}{3} C_i d\boldsymbol{\varepsilon}^p - \gamma_i \boldsymbol{\alpha}_i dp \quad (10)$$

式中， C_i 和 γ_i 为材料参数， dp 为累积塑性应变，定义如下

$$dp = \sqrt{\frac{2}{3} (d\boldsymbol{\varepsilon}^p : d\boldsymbol{\varepsilon}^p)} \quad (11)$$

等向硬化律通过以下方程描述

$$dR = b(Q - R)dp \quad (12)$$

式中， Q 和 b 是等向硬化材料参数。

通过优化得到的 GH4169 材料参数如表 1 所示。

表 1 GH4169 材料参数

Tab. 1 Material parameters for GH4169

$T/^\circ\text{C}$	E/MPa	μ	σ_0/MPa	Q/MPa	b
400	221 600	0.3 287	1 000	-201	6.312
550	186 220	0.3 092	880	-261	5.829
650	174 030	0.3 075	868	-295	6.832
730	157 610	0.3 523	764	-310	8.189

采用 Manson-Coffin 理论预测低周疲劳损伤, 并考虑主应力的影响, 进行 SWT 修正, 得到应变-寿命公式如下^[14]

$$\frac{\Delta\epsilon}{2}\sigma_{n,\max} = \frac{\sigma'_f{}^2}{E}(2N_L)^{2b} + \epsilon'_f\sigma'_f(2N_L)^{b+c} \quad (13)$$

式中, $\Delta\epsilon$ 为应变幅值, N_L 为低周疲劳寿命循环次数; E 为材料的弹性模量, σ'_f , ϵ'_f , b , c 是材料的疲劳性能参数, 对于 GH4169 合金, 其值分别取为 1 546 MPa, 0.412, -0.07, -0.73^[15]。

若结构响应存在多个应变幅值, 假设在应变幅值下 ϵ_{i1} 寿命 N_{L1} , 循环次数为 n_{i1} , 根据线性累积损伤理论得到低周疲劳损伤 D_{LCF} ^[16]

$$D_{LCF} = \sum_{i=1}^r \frac{n_i}{N_{L1}^i} \quad (14)$$

根据 Palmgren-Miner 线性累积损伤法则, 当累积损失达到 1 时结构发生破坏, 此时疲劳寿命为 N_i , 即

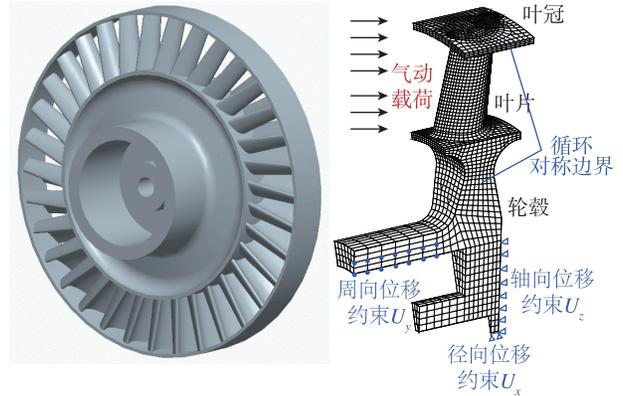
$$\sum_{i=1}^{N_i} D_{\text{total}}^i = 1 \quad (15)$$

采用疲劳寿命分散系数评估结构的安全寿命, 本文中取疲劳寿命分散系数为 4^[17]。

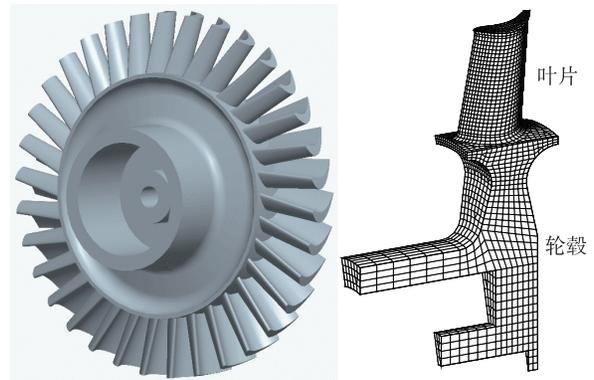
1.2 计算模型

以某液体火箭发动机涡轮 (如图 1 (a) 所示) 叶片为研究对象, 开展热结构和动力响应分析。涡轮将高温高压气体的能量转变为转轴的动能, 因此涡轮叶片承受热载荷、气动载荷及离心载荷等, 热载荷由高温燃气引起, 特别是发动机启动关机瞬间, 温度梯度和变化率高, 热冲击影响大; 离心载荷由涡轮高速转动引起。考虑到涡轮周向的循环对称性, 取一个叶片进行仿真计算, 计算模型如图 1 (a) 所示。对轮毂中心线上的节点施加径向约束, 约束中心线下游端面中心轴半径范围内节点的轴向位移; 对叶冠和轮毂周向面上的节点施加耦合约束, 得到循环对称边界, 约束轮毂突台周向面上节点的周向位移; 热载荷和气动

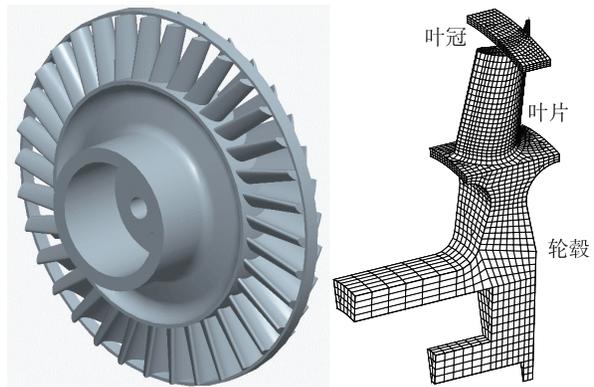
载荷施加到所有与燃气接触的面, 包括叶冠表面、叶片表面及轮毂上表面。热分析采用单元类型为 Solid 90, 结构分析单元类型为 Solid 186。在带冠涡轮基础上, 保持叶型不变, 进行适当修改, 得到不带冠涡轮 (图 1 (b))、带部分冠涡轮 (图 1 (c)) 和空心叶片模型 (图 1 (d))。部分冠涡轮的叶冠前端面距叶片前缘和后端面距叶片尾缘的轴向距离为 11mm; 空心叶片的孔形状与叶型相



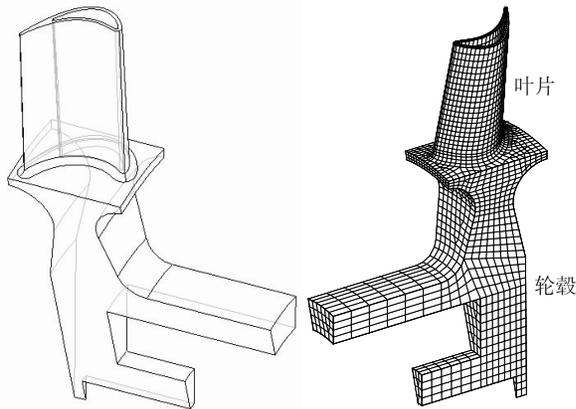
(a) 带冠涡轮模型



(b) 不带冠涡轮模型



(c) 带部分冠涡轮模型



(d) 空心叶片模型

图1 不同结构形式涡轮叶片模型

Fig. 1 Models of turbines with different structure

似, 叶片近似为薄壁结构, 叶片顶部壁厚约 1.5 mm, 根部壁厚约 2.5 mm, 不同结构约束及载荷施加与带冠涡轮叶片相近。

1.3 边界条件

考虑热载荷及离心载荷, 进行热结构分析, 加载分为 4 个阶段: 启动阶段 S1、稳定工作阶段 S2、关机阶段 S3 和后冷阶段 S4, 各阶段时长如表 2 所示。一个周期内, 涡轮进出口参数及转速变化如所示图 2。稳定工作阶段, 涡轮入口总压 47.5 MPa, 总温 771 K, 出口静压 24.5 MPa, 转速 16 000 rpm, 假定启动、关机阶段进出口参数及转速线性变化。通过建立表面效应单元, 将流场仿真得到的叶片对流换热系数和主流温度插值到有限元模型上。

表 2 载荷加载时间

Tab. 2 Duration of loading cycles

阶段	S1	S2	S3	S4	总计
时长/s	1.28	98.12	0.6	10	110

2 计算结果及分析

2.1 带冠涡轮叶片结果分析

图 3 给出了不同工作阶段结束时刻叶片上的温度分布, 由于叶片较厚, 而启动时间较短, 启动阶段结束时叶片中心温度仍无变化, 叶片上最大温差达到 510 K; 稳定工作阶段结束时, 叶片温度分布稳定, 基本上反映了流场温度, 最高温度 655 K, 整个叶片上的最大温差不超过 50 K, 压

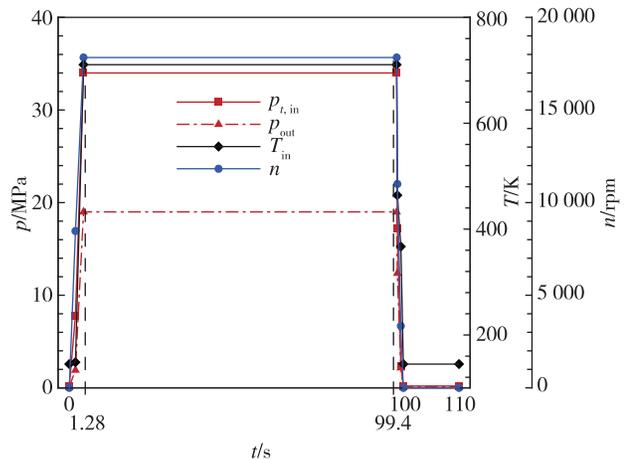


图 2 涡轮进出口参数及转速变化

Fig. 2 Parameters at the inlet and outlet of turbine and speed

力面侧温度高于吸力面侧, 靠近叶顶和前缘的温度较高而根部靠近前缘位置温度较低; 关机阶段结束时, 叶片中心仍保持较高温度, 而尾缘温度基本降至主流温度, 叶片上最大温差 480 K; 经过冷却后, 受叶冠对流换热的影响, 叶顶中心温度接近叶片表面温度, 而因轮毂的影响, 叶根中心温度仍较高, 最高温度 307 K, 叶片上温差有 190 K。可以看出, 叶片不同位置对叶片热载的响应速度差别大, 在载荷变化过程中引起较大的温度梯度, 加上结构约束使叶片变形受限, 会导致叶片内产生大的应力。

各工作阶段结束时刻叶片上的等效应力分布如图 4 所示。启动阶段由于瞬时热冲击, 导致整个工作过程最大应力的出现, 最大应力为 1 214 MPa。可以看出, 大应力出现在叶片根部和顶部, 特别是尾缘和前缘附近, 以及吸力面侧叶根中部。分别取尾缘根部、尾缘顶部、叶根中部吸力面侧、前缘根部及前缘顶部区域最大应变幅点进行分析, 分别记为 A, B, C, D, E, 如图 4 所示。

图 5, 6 分别给出了叶片尾缘根部 A 点和顶部 B 点的径向应力-塑性应变滞回曲线。可以看出, 根部节点 A 在第一次启动过程中产生最大塑性压应变, 并在随后的循环中逐渐恢复; 而顶部节点 B 在第一次启动过程中产生最大塑性拉应变, 在之后的循环中, 滞回环左移, 残余塑性应变逐渐减小。对比两图可以看出, 根部节点塑性应变远小于顶部节点, 并且根部最大应力及应力幅值均低于顶部, 说明该涡轮叶片中, 低循环载荷对叶片顶部作用更大。

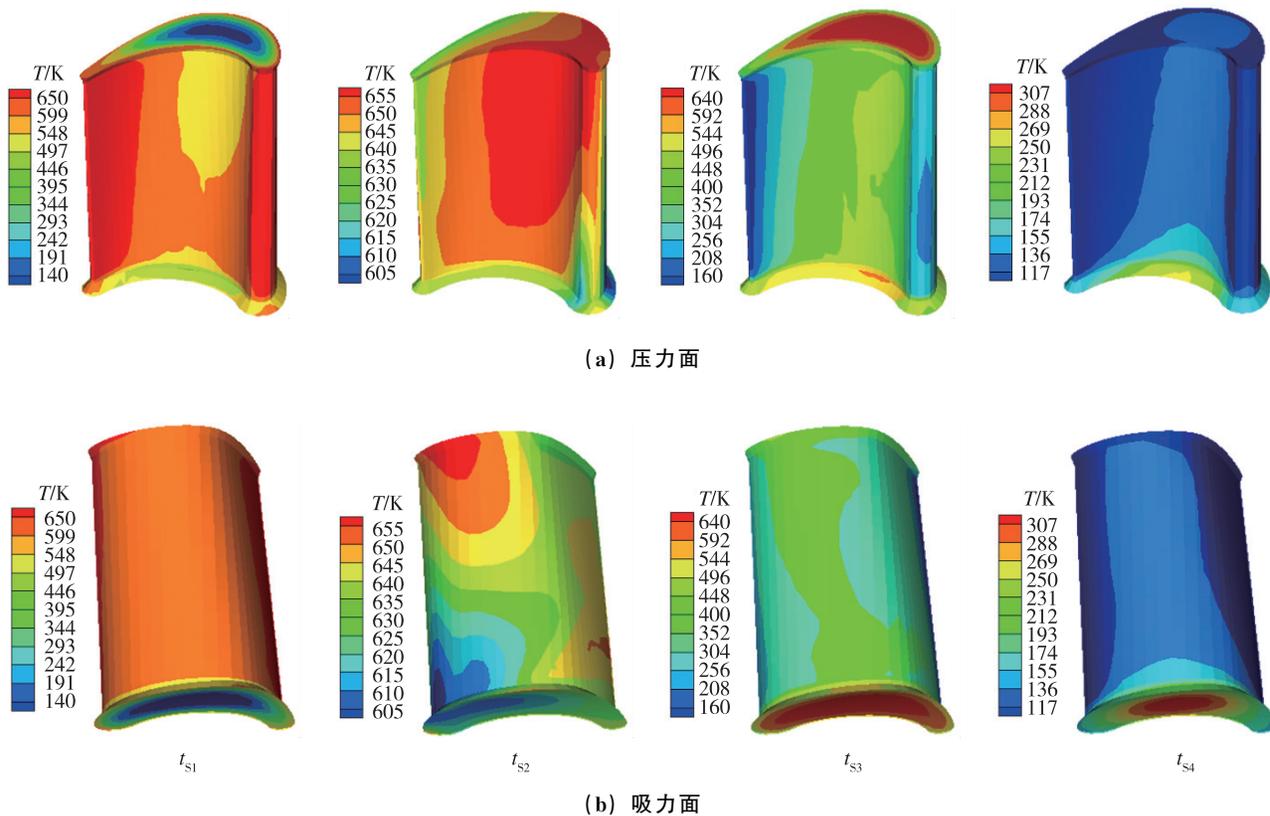


图 3 各阶段末叶片温度分布

Fig. 3 Temperature distribution at the end of each stage

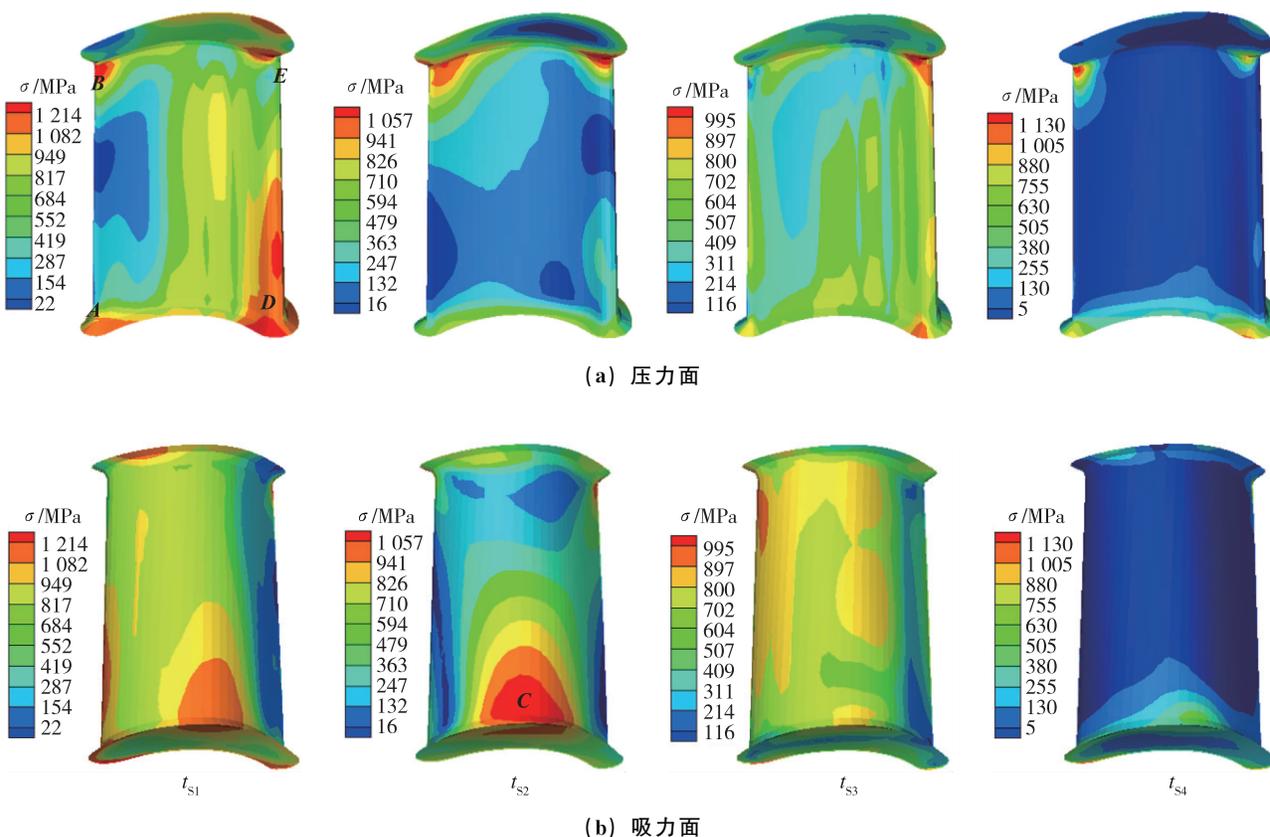


图 4 各阶段末叶片 Von Mises 等效应力分布

Fig. 4 Von Mises stress distribution at the end of each stage

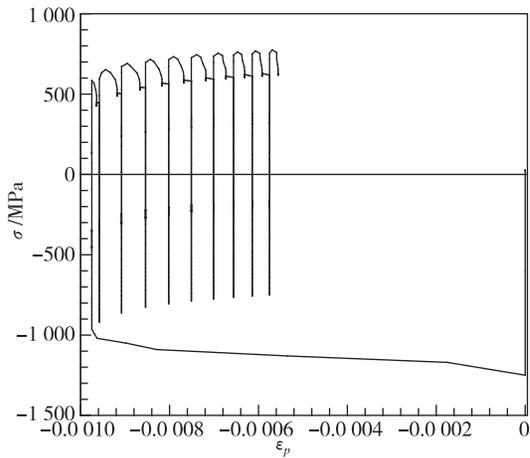


图5 A点径向应力-塑性应变滞回曲线

Fig. 5 Radial stress-plastic strain hysteresis loops at node A

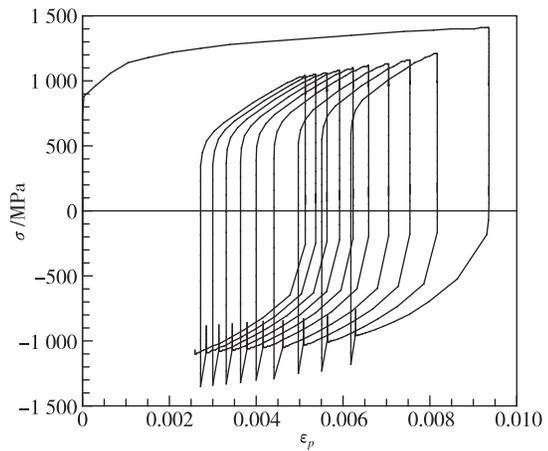


图6 B点径向应力-塑性应变滞回曲线

Fig. 6 Radial stress-plastic strain hysteresis loops at node B

表3给出了前10次工作循环中各个节点的应变幅值和低周疲劳损伤。可以看出,叶顶尾缘B

点应变幅值最大,其次是顶部前缘E点,而根部各点应变幅值相对较小。

表3 不同位置节点应变幅值和低周疲劳损伤
Tab. 3 Strain range and LCF damage at node A~E

循环	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
应变幅值 (10^{-2})										
A点	0.730	0.726	0.722	0.719	0.718	0.717	0.716	0.715	0.714	0.714
B点	1.473	1.189	1.170	1.167	1.184	1.185	1.187	1.189	1.190	1.192
C点	1.010	0.747	0.749	0.750	0.752	0.752	0.753	0.753	0.753	0.753
D点	0.743	0.730	0.730	0.730	0.730	0.730	0.730	0.730	0.730	0.730
E点	1.049	0.976	0.962	0.955	0.952	0.950	0.949	0.948	0.947	0.947
最大应力/MPa										
A点	697	736	763	780	793	803	811	818	822	823
B点	1406	1210	1162	1131	1116	1096	1079	1063	1049	1036
C点	1446	1388	1347	1316	1290	1269	1250	1235	1220	1218
D点	1010	1000	1000	998	996	995	993	991	990	990
E点	1446	1281	1233	1207	1191	1179	1169	1161	1155	1153
低周疲劳损伤 (10^{-3})										
A点	0.024	0.032	0.039	0.044	0.047	0.051	0.053	0.056	0.059	0.059
B点	4.853	2.052	1.760	1.621	1.624	1.551	1.487	1.431	1.382	1.338
C点	2.138	0.764	0.695	0.642	0.603	0.568	0.538	0.513	0.492	0.472
D点	0.206	0.184	0.182	0.179	0.179	0.177	0.175	0.174	0.173	0.172
E点	2.355	1.388	1.184	1.085	1.028	0.987	0.957	0.934	0.915	0.900

2.2 不带冠涡轮叶片结果分析

各工作阶段结束时刻叶片上的等效应力分布如图7所示。可以看出,没有叶冠约束,叶片上整体的应力水平明显降低;叶片顶部成为自由端,应力很小,特别是尾缘,由于叶片尾缘薄,可以

快速跟随环境温度变化,除了根部受约束以外可以自由膨胀,因此在开关机温度瞬态变化时,尾缘附近应力最小。另外,由于叶顶侧减少了约束可以自由膨胀,叶片尾缘根部的应力也得到释放,等效应力低于带冠涡轮相应位置的应力。取叶片

根部尾缘、叶背和前缘区域的关键点 A, C, D (见图 4) 进行分析。

图 8 给出了不带冠叶片和带冠涡轮叶片在一个工作循环中, 根部不同位置节点的径向总应变和应力随时间的变化曲线。对于尾缘 A 点, 由于不带冠叶片降低了对根部的约束, 应变范围和最大

应力略有降低。对于叶背 C 点, 带冠叶片叶背根部产生塑性拉应变, 因此总应变值高于不带冠叶片; 而不带冠叶片中, 尾部相对较大的变形导致叶背径向应力水平提高, 因而径向应力最大值高于带冠涡轮, 会对疲劳寿命产生不利影响。前缘 D 点的应变范围和最大应力增大。

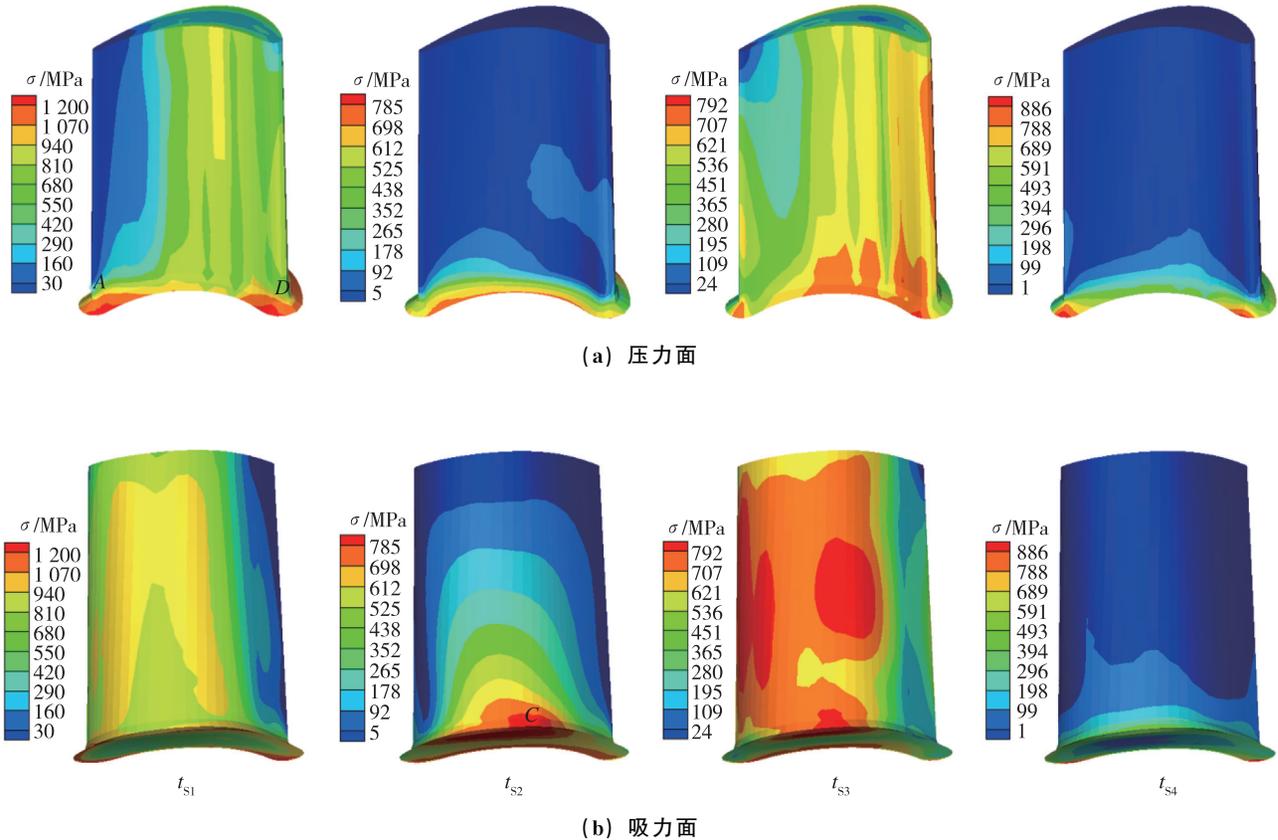
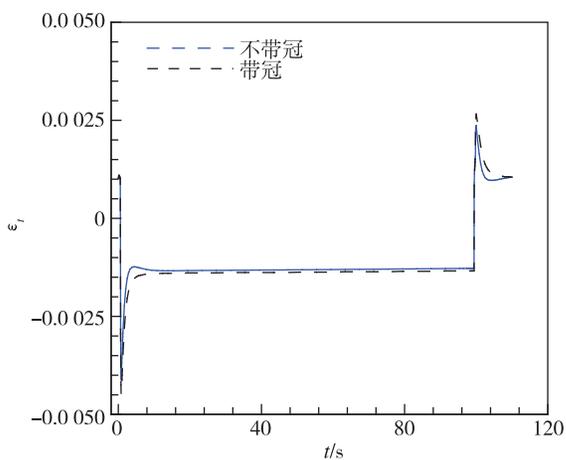
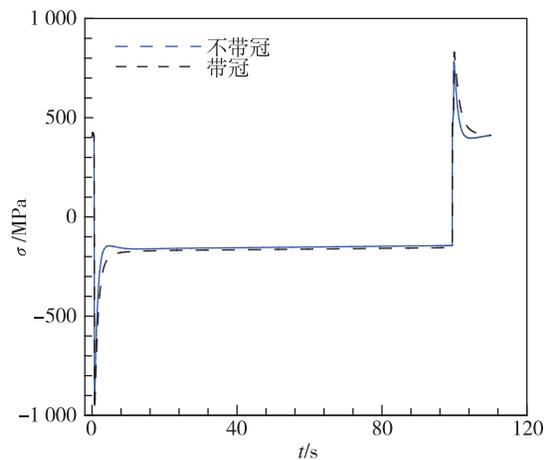


图 7 各阶段末叶片 Von Mises 等效应力分布

Fig. 7 Von Mises stress distribution at the end of each stage.



(a) 尾缘 A 点应变



(b) 尾缘 A 点应力

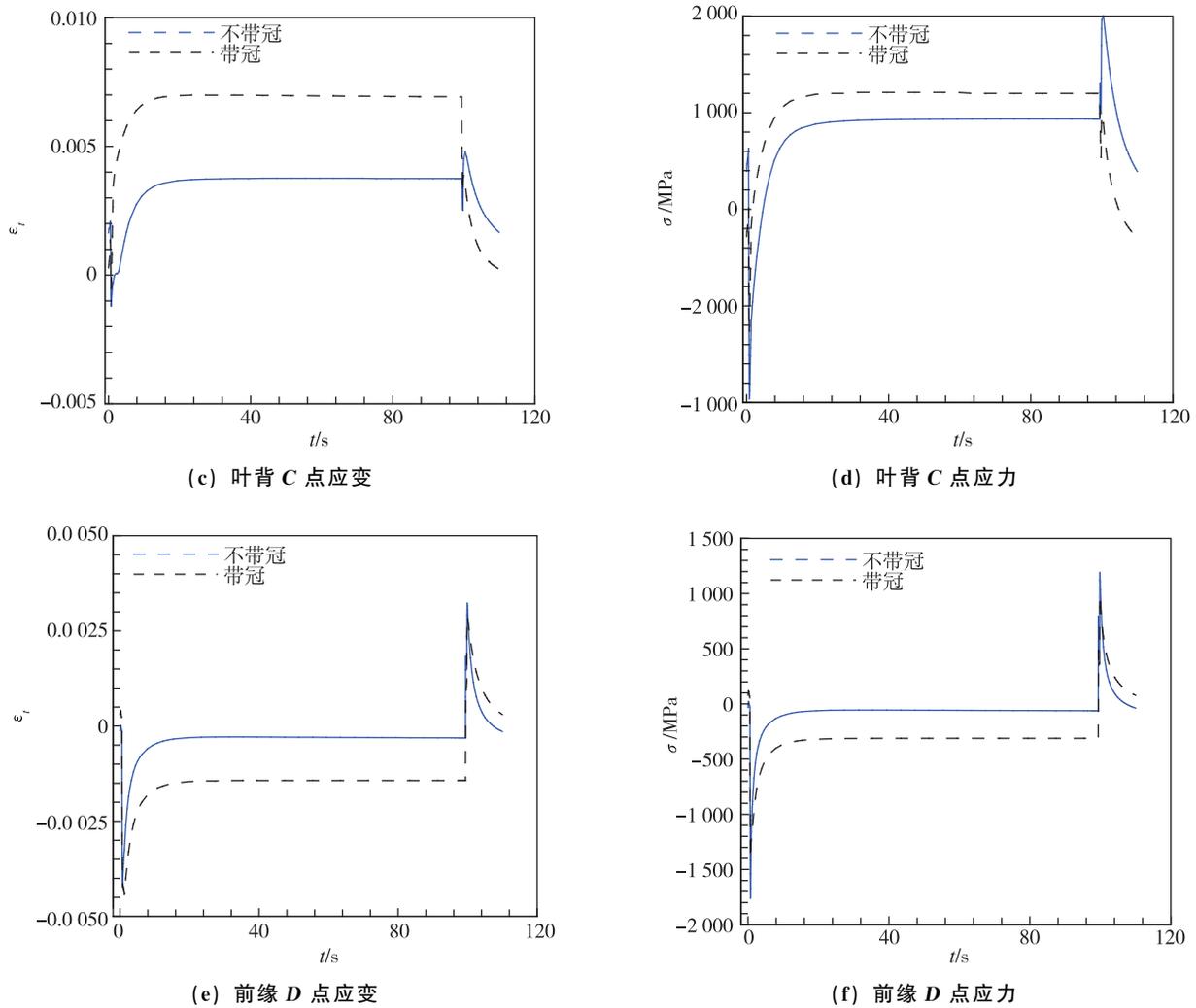


图 8 A, C, D 点径向应变应力时间历程

Fig. 8 Histories of radial strain and stress at node A, C, D

表 4 中列出了前 10 次工作循环中, 叶根不同位置节点的应变范围和低周疲劳损伤, 叶背根部 C 点疲劳损伤最大, 虽然其应变范围小, 但是最大

应力值高, 导致疲劳损伤大; 尾缘 A 点应力低, 因此疲劳损伤较小。

表 4 不同位置节点应变幅值和低周疲劳损伤

Tab. 4 Strain range and LCF damage at node A, C, D

循环	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
应变幅值 (10^{-2})										
A 点	0.663	0.657	0.653	0.651	0.651	0.647	0.648	0.648	0.647	0.647
C 点	0.582	0.635	0.626	0.619	0.617	0.609	0.608	0.604	0.601	0.599
D 点	0.758	0.739	0.741	0.742	0.745	0.743	0.746	0.746	0.746	0.746
最大应力/MPa										
A 点	625	671	703	724	739	751	761	769	777	783
C 点	2 050	2 040	2 030	2 020	2 020	2 010	2 010	2 000	2 000	2 000
D 点	1 280	1 260	1 250	1 240	1 230	1 220	1 213	1 206	1 200	1 196
低周疲劳损伤 (10^{-3})										
A 点	0.009	0.009	0.012	0.015	0.017	0.017	0.020	0.021	0.022	0.023
C 点	1.199	1.535	1.452	1.391	1.365	1.304	1.291	1.261	1.234	1.211
D 点	0.608	0.518	0.504	0.490	0.484	0.465	0.462	0.452	0.443	0.435

2.3 带部分冠涡轮叶片结果分析

各工作阶段结束时刻叶片上的等效应力分布如图 9 所示。可以看出，叶片根部尾缘、叶背和前缘区域依然是应力大的位置，因此仍然在这 3 个位置取关键点 A, C, D 进行分析。

图 10 给出了不带冠叶片和带部分冠涡轮叶片在一个工作循环中，叶背根部 C 点和前缘 D 点的径向总应变和应力随时间的变化曲线。对于叶背 C

点，带部分冠叶片的应变范围和最大应力均低于不带冠叶片，说明加上部分冠对叶背受力情况起到了改善作用。而对于前缘 D 点，带部分冠叶片的应变范围增大，应力也略有增加。

表 5 中列出了前 5 次工作循环中，叶根尾缘、叶背和前缘节点低周疲劳损伤，前缘 D 点损伤最大。

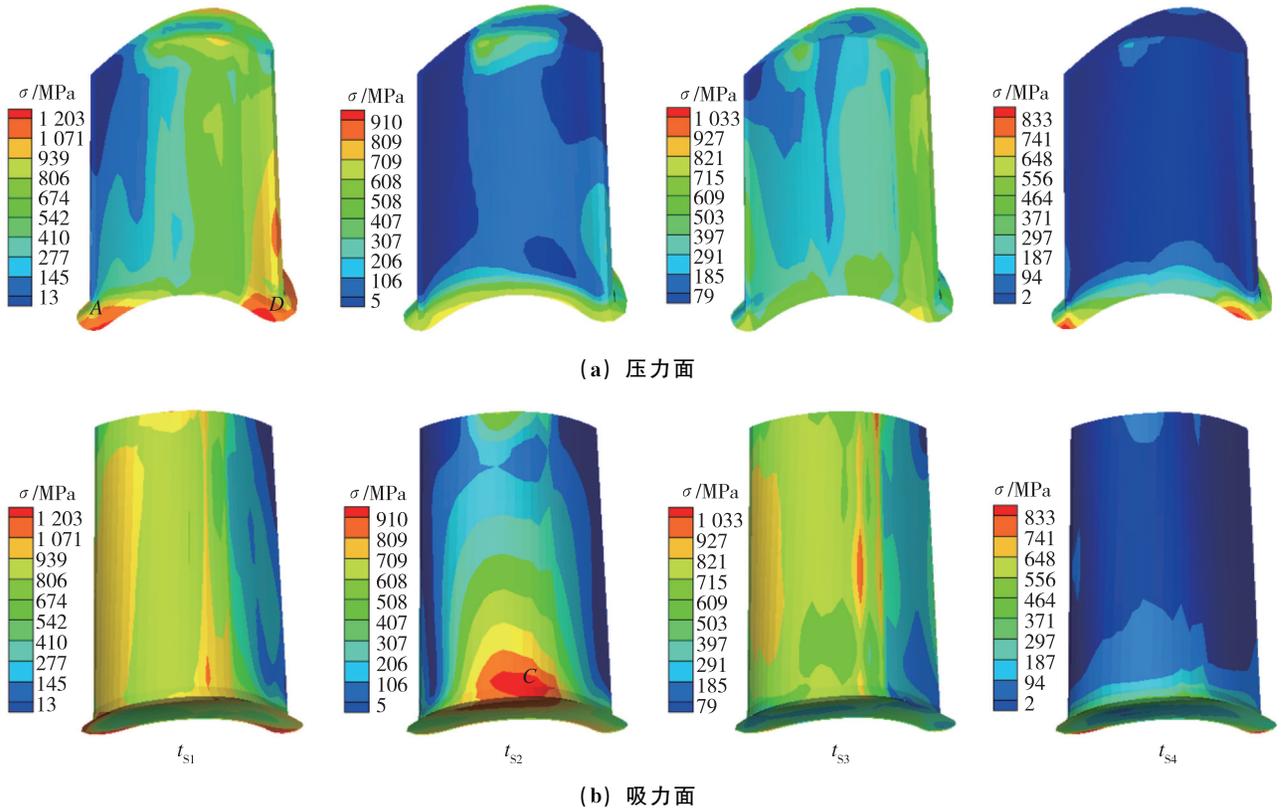
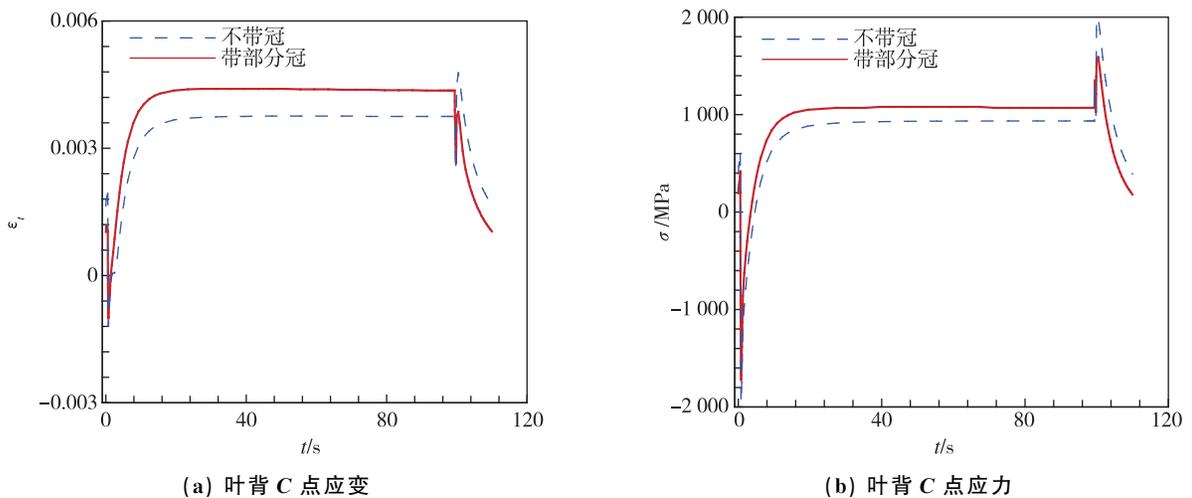


图 9 各阶段末叶片 Von Mises 等效应力分布

Fig. 9 Von Mises stress distribution at the end of each stage



(a) 叶背 C 点应变

(b) 叶背 C 点应力

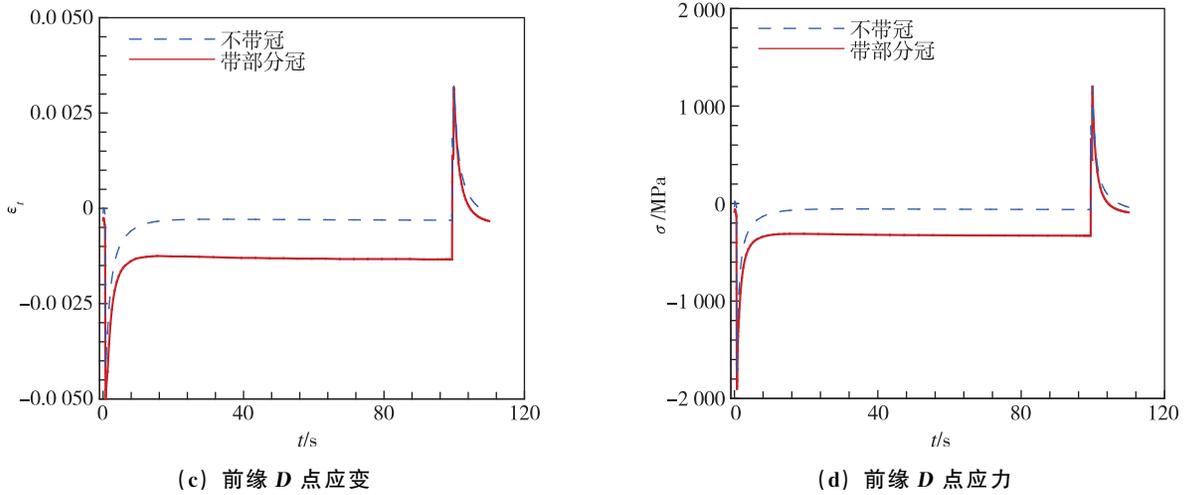


图 10 C, D 点径向应变应力时间历程

Fig. 10 Histories of radial strain and stress at node C, D

表 5 不同位置节点应变幅值和低周疲劳损伤

Tab. 5 Strain range and LCF damage at node A, C, D

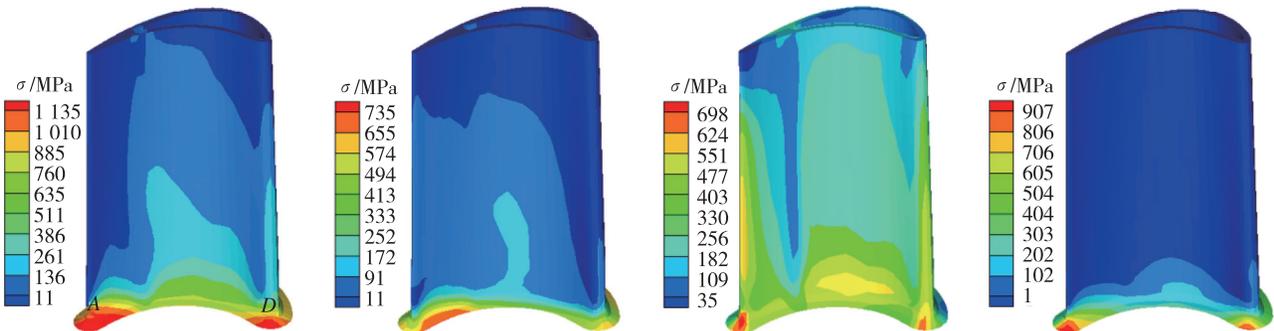
循环	1	2	3	4	5
应变幅值 (10^{-2})					
A 点	0.625	0.625	0.623	0.621	0.621
C 点	0.599	0.576	0.561	0.550	0.542
D 点	0.806	0.811	0.814	0.814	0.814
最大应力/MPa					
A 点	550	585	614	635	650
C 点	1 680	1 650	1 631	1 616	1610
D 点	1 245	1 225	1 216	1 209	1205
低周疲劳损伤 (10^{-3})					
A 点	0.009	0.009	0.009	0.009	0.009
C 点	0.683	0.559	0.483	0.431	0.392
D 点	0.680	0.658	0.647	0.635	0.624

2.4 空心叶片结构结果分析

各工作阶段结束时刻叶片上的等效应力分布如图 11 所示。与图 7 不带冠叶片应力分布相比，除了后冷阶段最大应力略有增加，其他各阶段最大应力明显减小，且叶片上整体应力水平降低。取叶片根部尾缘、叶背和前缘区域的 A, C, D 点 (见图 11) 进行分析。

图 12 给出了空心叶片和不带冠涡轮叶片在一个工作循环中，叶背根部 C 点和前缘 D 点的径向总应变和应力随时间的变化曲线。与不带冠叶片相比，空心叶片叶背根部的拉应变减小，压应变值增大，而应力明显减小；前缘应变范围减小，应力略有增大。

表 6 中列出了前 10 次工作循环中，叶根不同位置节点的应变范围和低周疲劳损伤。与表 4 不带冠叶片应变幅值相比，叶背应变幅变化不大，但最大应力明显减小；前缘应变幅降低，应力略有增大。



(a) 压力面

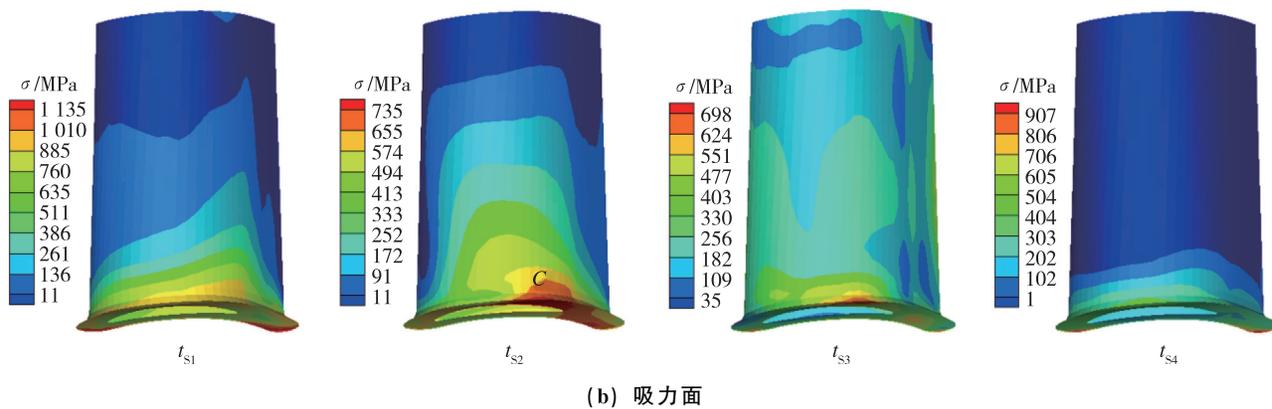


图 11 各阶段末叶片 Von Mises 等效应力分布

Fig. 11 Von Mises stress distribution at the end of each stage

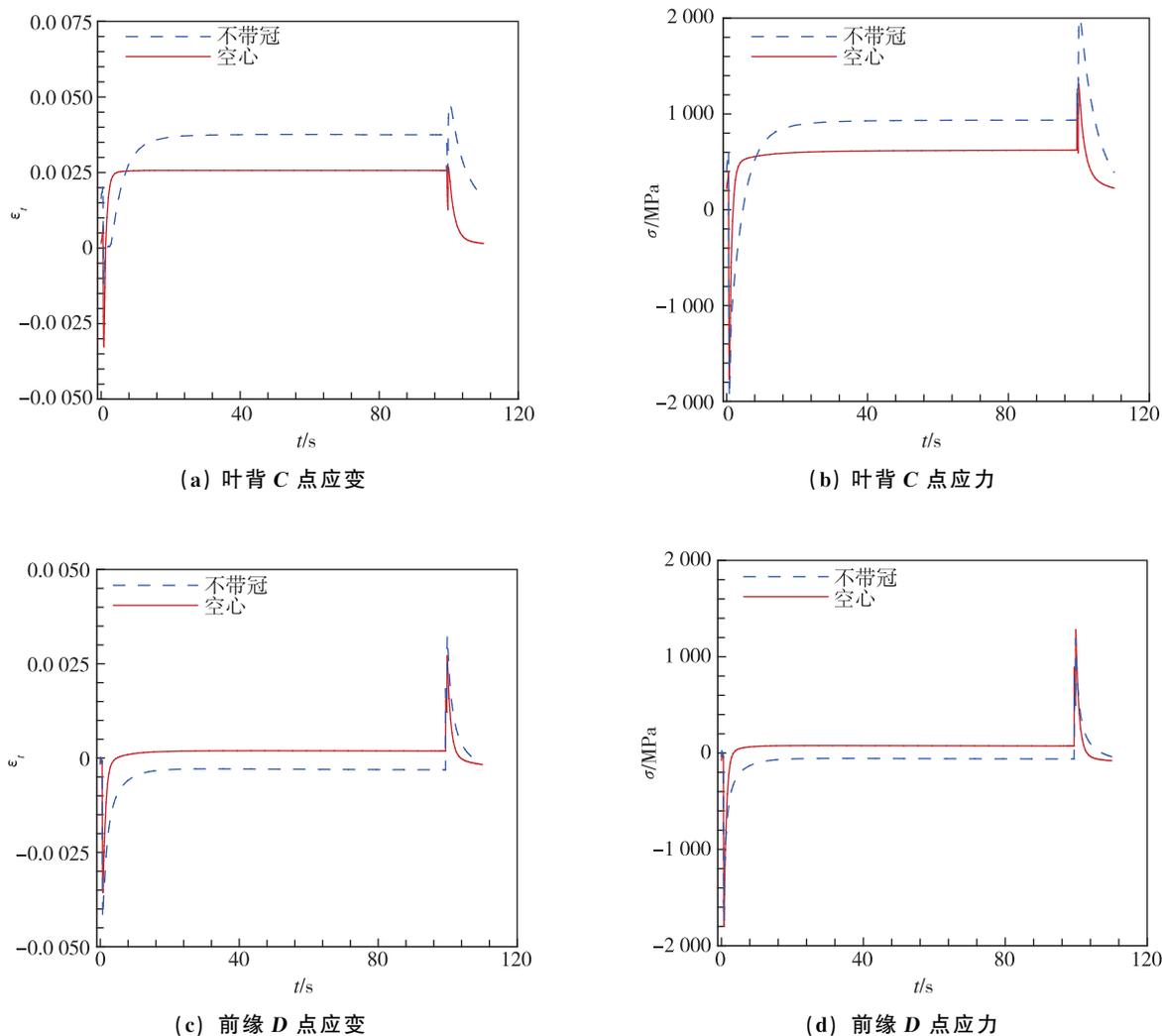


图 12 C, D 点径向应变应力时间历程

Fig. 12 Histories of radial strain and stress at node C, D

表 6 不同位置节点应变幅值和最大应力

Tab. 6 Strain range and LCF damage at node A, C, D

循环	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
应变幅值 (10^{-2})										
A 点	0.675	0.669	0.670	0.670	0.671	0.671	0.671	0.670	0.669	0.669
C 点	0.614	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599
D 点	0.637	0.624	0.625	0.626	0.626	0.626	0.626	0.626	0.627	0.627
最大应力/MPa										
A 点	753	763	775	784	791	797	801	805	808	808
C 点	1 244	1 263	1 273	1 281	1 287	1 292	1 297	1 300	1 304	1 304
D 点	1 343	1 328	1 317	1 307	1 300	1 293	1 288	1 283	1 279	1 276
低周疲劳损伤 (10^{-3})										
A 点	0.024	0.025	0.027	0.029	0.031	0.033	0.034	0.035	0.035	0.035
C 点	0.224	0.215	0.223	0.229	0.234	0.238	0.241	0.244	0.247	0.247
D 点	0.369	0.323	0.313	0.305	0.298	0.292	0.287	0.283	0.279	0.276

2.5 疲劳损伤及寿命对比分析

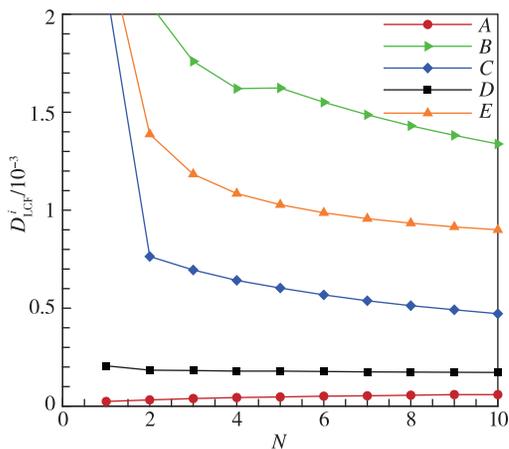
图 13 (a) 给出了带冠涡轮叶片前 10 次工作循环中各个节点的损伤。可以看出, 叶顶尾缘 B 点损伤最大, 其次是顶部前缘 E 点, 而根部各点损伤相对较小, 根部尾缘 A 点低周疲劳损伤最小, 每次循环损伤低于 10^{-4} 。随着循环次数增加, 损伤的变化量减小, 10 次循环后的损伤按照第 10 次循环的损伤值计算。

图 13 (b) 给出了不带冠涡轮叶片前 10 次工作循环中, 叶根不同位置节点的损伤, 叶背根部 C 点疲劳损伤最大, 虽然其应变范围小, 但是最大应力值高, 导致疲劳损伤大; 尾缘 A 点应力低, 因此疲劳损伤较小。与图 13 (a) 带冠叶片损伤对比可以看出, 尾缘根部 A 点损伤进一步减小, 而叶背 C 点和前缘 D 点损伤比带冠涡轮相应位置的

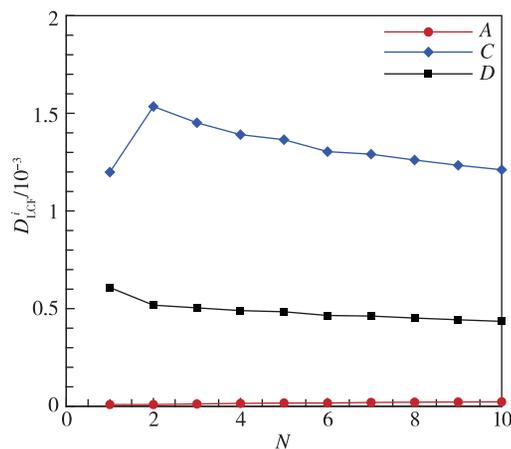
损伤都大, 但低于带冠涡轮中顶部尾缘 B 点的损伤。总的来看, 不带冠涡轮降低了损伤, 但是由于热应力的存在, 叶片厚度大的背部和前缘仍会产生较大的损伤。

图 13 (c) 给出了前 5 次工作循环中, 叶根尾缘、叶背和前缘节点的损伤, 前缘 D 点损伤最大。与带冠叶片和不带冠叶片损伤对比可以看出, 尾缘根部 A 点损伤进一步减小, 叶背 C 点损伤低于不带冠和带冠叶片损伤, 而前缘 D 点的损伤略有增加。

图 13 (d) 给出了前 10 次工作循环中, 叶根不同位置节点的损伤, 与不带冠叶片的损伤相比, 叶背和前缘的损伤均降低, 说明叶片空心可以显著改善叶片疲劳情况。



(a) 带冠叶片各点损伤



(b) 不带冠叶片各点损伤

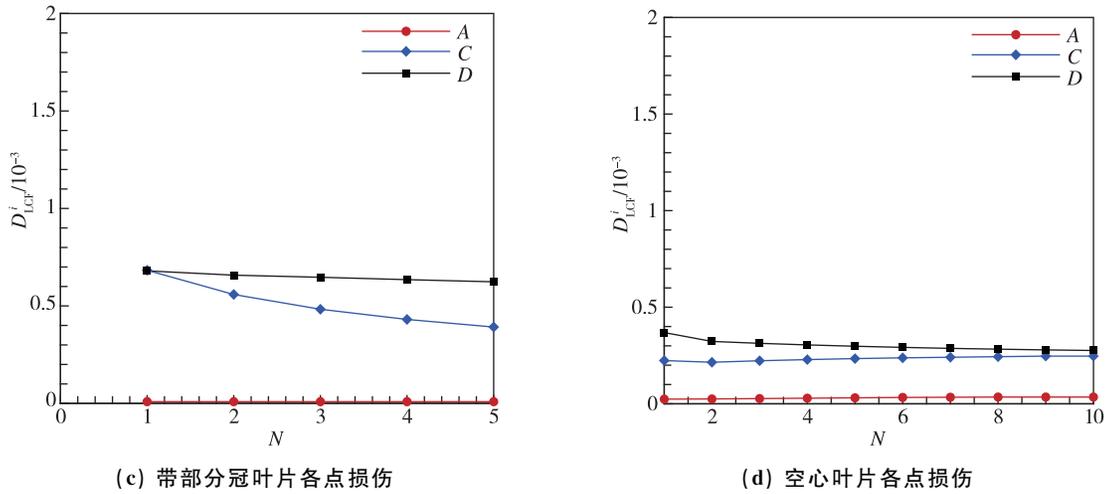


图 13 不同结构形式叶片关键节点损伤随循环次数的变化

Fig. 13 Evolution of LCF damage with number of cycles at critical points for different structure

表 7 列出了不同结构形式的叶片各关键节点及叶片疲劳寿命。与原带冠涡轮叶片相比，不带冠叶片危险点位于叶背根部，寿命提高 11%；带部

分冠叶片危险点位于前缘根部，寿命提高 116%；空心叶片危险点位于前缘根部，寿命提高 370%。显然，叶片空心结构减缓叶片疲劳的效果最好。

表 7 不同结构形式涡轮叶片寿命

Tab. 7 Life of turbine blade with different structures

叶片结构形式	疲劳寿命 N_f /次					叶片	Δ	危险点位置
	A 点	B 点	C 点	D 点	E 点			
带冠叶片	816	185	527	1456	276	185	—	尾缘顶部
不带冠叶片	10 734	—	206	573	—	206	11%	叶背根部
带部分冠叶片	3 000	—	636	400	—	400	116%	前缘根部
空心叶片	6 904	—	1 000	870	—	870	370%	前缘根部

3 结论

以某火箭发动机涡轮为对象，研究了火箭发动机涡轮带冠、不带冠及带部分冠和空心叶片等典型结构形式对叶片疲劳寿命的影响，得到以下结论：

1) 带冠叶片高应力出现在叶片根部和顶部，特别是尾缘和前缘附近，本文中，叶片危险点位于叶片尾缘顶部。

2) 不带冠叶片可以消除叶片顶部的疲劳损伤，但使叶背根部损伤增大，本文中，叶片危险点位于叶背根部，比带冠叶片寿命高约 11%。

3) 带部分冠叶片在消除叶顶疲劳损伤的同时，还可以减缓叶背根部的疲劳，进一步提高疲劳寿命，本文中，叶片危险点位于前缘根部，比带冠叶片寿命高约 116%。

4) 叶片空心结构可以有效降低叶片根部的应

力应变水平，减小疲劳损伤，提高叶片疲劳寿命，本文中，叶片危险点位于前缘根部，寿命比带冠叶片寿命高约 370%。

参考文献

[1] Hale J R, Klatt F P. SSME improvements for routine shuttle operations[R]. AIAA 1985-1163,1985.
 [2] Tischer A E, Glover R C. Studies and analyses of the space shuttle main engine[R]: 505 King Avenue,1986.
 [3] 彭立强,王健.涡轮叶片高温多轴低周疲劳/蠕变寿命研究[J].航空动力学报,2009,24(7):1549-1555.
 [4] 高靖云,张成成,侯乃先,等.考虑应力松弛的单晶涡轮叶片蠕变疲劳寿命预测[J].航空动力学报,2016,31(3):539-547.
 [5] 李骏,宋友辉,刘汉斌,等.涡轮叶片-榫头-轮盘的蠕变与低循环疲劳寿命预测[J].推进技术,2015,36(11):1699-1704.
 [6] 段红燕,王小宏,张涪榕,等.基于热力耦合计算的涡

- 轮叶片疲劳/蠕变寿命预测[J].兰州理工大学学报, 2017,43(4):59-65.
- [7] Kaufman A, Manderscheid J M. Simplified cyclic structural analyses of SSME turbine blades[R]. Lewis Research Center,1986.
- [8] Goracke B D,Levack D J H,Johnson G W. High performance rocket engine life [R]. AIAA 1997-2820, 1997.
- [9] Ryan R M, Gross L A. Effects of geometry and materials on low cycle fatigue life of turbine blades in LOX/hydrogen rocket engines [R]. AIAA 1986-1443,1986.
- [10] Porreca L, Kalfas A I, Abhari R S. Aerothermal analysis of a partially shrouded axial turbine [J]. Journal of Propulsion and Power,2009, 25(1): 181-190.
- [11] Helmers L, Klingmann J. Unshrouded rotor tip clearance effects in expander cycle turbines [C]. ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air,2002.
- [12] 李斌,王晓锋,陈本森,等.大叶顶间隙高效率火箭发动机涡轮设计[J].宇航学报,2009,30(2):695-698.
- [13] Mahmoudi A H, Pezeshki-Najafabadi S M, Badnava H . Parameter determination of Chaboche kinematic hardening model using a multi objective Genetic Algorithm[J]. Computational Materials Science, 2011, 50(3): 1114-1122.
- [14] Gao H F, Fei C W, Bai G C, et al. Reliability-based low-cycle fatigue damage analysis for turbine blade with thermo-structural interaction[J]. Aerospace Science and Technology,2016, 49: 289-300.
- [15] 谢济洲.低循环疲劳手册[M].北京:北京航空材料研究所,1991.
- [16] 李舜酩.机械疲劳与可靠性设计[M].北京:科学出版社,2006.
- [17] 周蓓,朱如鹏.国内外飞机疲劳寿命分散系数计算[J].机械工程师,2005(2):50-51.

引用格式: 姜金朋, 刘志超, 刘筑, 等. 火箭发动机涡轮典型结构形式对叶片低周疲劳寿命的影响研究[J]. 宇航总体技术, 2020,4(5):51-64.

Citation: Jiang J P, Liu Z C, Liu Z, et al. Effects of turbine structure on life of turbine blade for liquid rocket engine [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(5): 51-64.