

考虑局部应力效应的轮盘子午面破裂转速预测

全昌彪^{1,2}, 米 栋², 刘 扬², 廖明夫¹, 胡清清³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 浙江大学 化工机械研究所, 杭州 310027)

摘 要: 平均应力法用于航空发动机轮盘破裂转速预测时结果一般偏大,对于带螺栓孔的轮盘破裂转速预测误差更大。考虑局部应力效应对平均应力法进行修正,引入修正因子来表征轮盘子午面平均周向应力和危险部位局部应力对轮盘破裂转速的加权影响。通过开展典型轮盘材料 GH4169 的光滑试样和缺口试样拉伸试验,并开展了两件模拟盘破裂转速测量试验,得到修正因子与缺口强度比的关系,然后同时采用这两种方法对某涡轮盘的破裂转速进行了预测,并开展了验证试验。试验结果表明:平均应力法预测结果偏大,误差达到了 9.4%,而考虑局部应力修正后,预测值仅略低于试验值,误差仅 2.67%。考虑局部应力效应的轮盘子午面破裂转速预测方法简单可靠,具有较高的工程实用价值。

关 键 词: 平均应力法; 破裂转速; 局部应力; 修正因子; 缺口强度比

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Prediction of hoop mode burst speed of disk considering local stress effect

QUAN Changbiao^{1,2}, MI Dong², LIU Yang², LIAO Mingfu¹, HU Qingqing³

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. Institute of Process Equipment, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Prediction result of burst speed of a aeroengine disk is usually slight larger than testing result when using the average stress method. The error tends to be much larger especially for the disk with a bolt hole. The average stress method was modified taking consideration of the effect of local stress. A correction factor was implanted to distinguish weight effect of the average hoop stress from that of the local stress of critical position at disk burst speed. Tensile test of standard cylinder and notched specimens of GH4169 and burst speed measurement test of two simulated disks were carried out. Notch strength ratio related to correction factor was calculated. Then the relationship between correction factor

收稿日期: 2020-10-10

基金项目: 航空科学基金(2015ZB08016)

作者简介: 全昌彪(1987—),男,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机结构强度及转子动力学研究。

E-mail: equalman99@126.com

通信作者: 廖明夫(1960—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事转子动力学、旋转机械故障诊断、风力发电研究。

E-mail: mfliao@nwpu.edu.cn

引用格式: 全昌彪,米栋,刘扬,等. 考虑局部应力效应的轮盘子午面破裂转速预测[J]. 航空动力学报,2021,36(7):1489-1498.

QUAN Changbiao, MI Dong, LIU Yang, et al. Prediction of hoop mode burst speed of disk considering local stress effect [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1489-1498.

and notch strength ratio was obtained. Burst speed of a disk was predicted using these two methods and the burst speed measurement test was conducted. It concluded that the predicted result was larger than test data when using the average stress method with the error of 9.4%. When local stress was taken into consideration, the result was closely approximated to test data with the error of 2.67%. The prediction method of hoop mode burst speed of a disk considering local stress effect was of remarkable engineering practical worth value to its' simple formality and the reliable results.

Key words: average stress method; burst speed; local stress; correction factor; notch strength ratio

轮盘是航空发动机最典型的关键件,工作中承受着因高速旋转引起的叶片及轮盘自身的质量离心力、盘体受热不均产生的热载荷、气体压力和连接部位的装配应力等^[1]。航空发动机工作中若出现轮盘破裂,在巨大离心力的作用下,高速高能轮盘碎块可能撞击并击穿机匣而飞出,造成严重的飞行事故^[2]。因此,国内外设计准则通常要求轮盘能够在允许可能出现的超转范围内工作而不破裂,如我国军标 GJB241 和 GJB242 中均明确规定:当轮盘承受最大温度梯度和最高工作温度时,轮盘的设计破裂转速不低于最高允许稳态转速的 122%^[3-4]。防止破裂是轮盘的重要设计准则之一,准确预测破裂转速是轮盘静强度设计中的关键内容。

长期以来,国内外许多专家和学者在轮盘破裂转速预测中开展了大量的研究工作。孙国维^[5-6]对塑性轮盘的破裂转速计算方法进行了理论推导,指出了轮盘发生脆性破裂的界定条件。洪其麟等^[7]采用大变形解析法给出了轮盘破裂转速预测的基本方程,试验验证其误差在 4% 以内。古爱军等^[8]采用二维非线性有限元计算了轴流式轮盘的应力,并提出基于八面体剪应变的破裂准则。吴长波等^[9]采用传统的平均应力法对某高压涡轮整体叶盘的破裂转速进行了计算,并根据试验结果指出可增加材料利用系数对平均应力法进行修正。万江艳等^[10-11]采用有限元分析和试验相结合的方法提出了与材料延伸率相关的轮盘破裂准则,可准确描述轮盘破裂的变形行为及确定最薄弱部位。冯引利等^[12]采用平均应力法、残余变形法和局部塑性应变法等对某粉末涡轮盘的破裂转速分别进行了对比计算,揭示了各方法针对粉末盘破裂转速预测的局限性或适用性。秦仕勇等^[13]通过有限元法对比分析了某粉末涡轮盘结构改进前后的破裂转速,并通过破裂试验验证了

方法的有效性。Nozhnitsky 等^[14]采用有限元法对多个轮盘超速旋转过程中的应力应变进行了计算,提出了与结构危险部位应变能密度相关的破裂准则。Squarcella 等^[15]考虑旋转软化对轮盘破裂前内部失稳的影响,指出材料应力应变曲线中的弹性段、屈服点和极限拉伸强度及断裂应变对轮盘的破裂有重要影响。Kumar 等^[16]采用弹塑性有限元法对等厚盘和非等厚盘的应力进行了对比计算,并按照面积加权法求取平均周向应力进而预测出破裂转速。Mazière 等^[17-18]基于 Hill 屈服准则构建了弹塑性本构模型进行轮盘应力分析,预测出的破裂转速相比基于 Von Mises 屈服准则的要低 7%,略低于试验结果。

迄今,在轮盘的破裂转速预测中,工业界主要采用的仍然是平均应力法,但该方法对于非轴对称盘(如辐板开孔)或者非等厚复杂结构盘(如离心叶轮、导流盘)的破裂转速预测中,由于没有考虑局部大应力的影响往往带来较大误差。近年来发展的弹塑性有限元法可以更真实地模拟轮盘在超速加载中的塑性流动,其预测精度相比传统的平均应力法有较大提高,然而该方法计算成本相对较大,在轮盘工程设计中大规模应用是受限的。

针对平均应力法的不足,国外学者提出了不同的修正方法,其中 Hallinan 修正法^[19]被用于 GE(通用)公司发动机轮盘结构强度设计,该方法以修正因子 s 来表征轮盘子午面平均周向应力和危险部位局部应力对轮盘破裂转速的加权影响,但已公开的文献并没有提及修正因子 s 的获取方法。

有鉴于此,本文通过开展典型轮盘材料 GH4169 的光滑试样和缺口试样拉伸试验,获得与修正因子 s 相关的材料缺口强度比 R_{ns} (notch strength ratio),然后设计带孔特征的模拟盘进行破裂转速测量试验,根据试验结果反推出修正因

子 s 与 R_{ns} 的关系以及修正因子 s 随应力集中系数 K_t 的变化特性。最后本文对某涡轮盘的破裂转速进行了预测,并开展了试验验证,试验表明该方法预测的破裂转速略低于试验值,且误差仅 2.67%,有较高的工程应用价值。

1 计算方法

1.1 平均应力法

平均应力法^[1]判定轮盘破裂失效的准则是当轮盘任一半径处的平均离心径向应力达到材料的单向拉伸强度时轮盘在这一半径处沿圆柱面破裂;当轮盘的平均周向应力达到材料的单向拉伸强度时轮盘沿子午面破裂。一般采用线弹性计算方法对轮盘进行应力计算,取轮盘的主要承载截面应力的平均值作为截面平均应力,平均应力法计算公式如下:

对于子午截面破裂

$$n_{burst,t} = n_{cal} \sqrt{\frac{\sigma_{bt,avg}}{\sigma_{t,avg}}}$$

(1)

式中 $n_{burst,t}$ 为子午截面破裂转速; n_{cal} 为计算转速; $\sigma_{bt,avg}$ 为子午面平均温度下的材料极限拉伸强度; $\sigma_{t,avg}$ 为子午面平均周向应力。

对于圆柱截面破裂

$$n_{burst,r} = n_{cal} \sqrt{\frac{\sigma_{b,avg}}{\sigma_{r,avg}}}$$

(2)

式中 $n_{burst,r}$ 为圆柱截面破裂转速; $\sigma_{br,avg}$ 为圆柱面平均温度下的材料极限拉伸强度; $\sigma_{r,avg}$ 为圆柱面平均离心径向应力。

1.2 考虑局部应力效应的子午面破裂预测方法

平均应力法未能有效地考虑局部应力的影响,破裂转速预测结果往往偏高,有时误差可达 10%,对于工作转速超过 20 000 r/min 的涡轴发动机机轮盘来讲会使得设计偏于危险,这是不可接受的。为了提高平均应力法计算轮盘破裂转速的精度,本文参考 GE 公司^[19]的方法对子午面平均应力法进行修正。引入修正因子 s 表征平均周向应力和局部应力的加权影响,具体计算公式如下:

$$n_{burst,t} = 0.95 n_{cal} \left[s \sqrt{\frac{\sigma_{bt,avg}}{\sigma_{t,avg}}} + (1-s) \sqrt{\frac{\sigma_{b,local}}{\sigma_{speed,local}}} \right]$$

(3)

式中 $\sigma_{b,local}$ 为危险部位温度下的材料极限拉伸强度; $\sigma_{speed,local}$ 为危险部位离心载荷作用下的周向应力;修正因子 s 是由名义极限拉伸强度与缺口棒材极限拉伸强度的比值(R_{ns})所决定的经验常数,

R_{ns} 为缺口强度比。 s 取值范围: $0 < s \leq 1$ 。当 $s = 1$ 时,式(3)右边自然退化成式(1)右边与 0.95 的乘积, s 越小则表明危险部位的应力对轮盘破裂转速的影响越大。

该方法考虑了危险部位局部应力对破裂转速的影响,并采用修正因子 s 进行权重分配。对复杂结构轮盘,若存在多个大应力区域,则需对各个大应力区域的破裂转速进行计算,取最小破裂转速作为轮盘的破裂转速预测值。

2 修正因子的获取

2.1 拉伸试样设计及试验方案

根据金属高温拉伸试验国标^[20]中关于高温拉伸试样的相关规定,设计了图 1 所示直径为 6

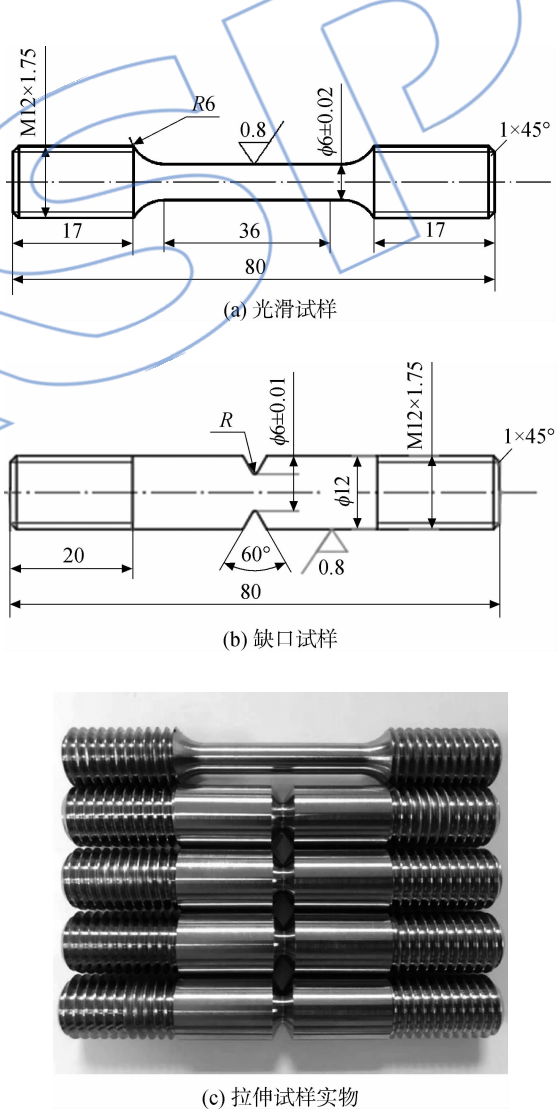


图 1 拉伸试样设计及加工实物(单位:mm)
Fig. 1 Tensile specimen drawings and processed specimens (unit:mm)

mm,夹持端选用 M12 螺纹的光滑圆棒试样,缺口试样选取应力集中系数 K_t 为 2.5、3.0、3.5 和 4.0(对应缺口根部圆角 R 各为 0.21、0.31、0.41、0.63 mm)4 种 V 型缺口,其最小截面直径同样为 6 mm,夹持端和光滑试样一致。

选用常用轮盘材料 GH4169 加工试样,每种试验条件下子样数 3 个,具体试验方案见表 1。

表 1 GH4169 拉伸试验方案

Table 1 Tensile specimen arrangement of GH4169

$t/^{\circ}\text{C}$	试件子样数				
	$K_t=1.0$	$K_t=2.5$	$K_t=3.0$	$K_t=3.5$	$K_t=4.0$
20	3	3	3	3	3
400	3	3	3	3	3
500	3	3	3	3	3
650	3	3	3	3	3

2.2 拉伸试验结果及修正因子

GH4169 光滑试样和缺口试样分别在 20、400、500、650 $^{\circ}\text{C}$ 进行 3 次重复试验,极限拉伸强度取 3 次试验结果的平均值,结果见表 2。各应力集中系数下的极限拉伸强度与相应温度下的光滑试验极限拉伸强度之比即为各自的缺口强度比 R_{ns} ,计算结果见表 3。

表 2 GH4169 拉伸极限强度

Table 2 Ultimate tensile strength of GH4169

$t/^{\circ}\text{C}$	拉伸极限强度/MPa				
	$K_t=1.0$	$K_t=2.5$	$K_t=3.0$	$K_t=3.5$	$K_t=4.0$
20	1412	2535	2496	2480	2371
400	1224	2176	2065	2215	2144
500	1200	2055	2064	2158	2179
650	1111	2025	2105	2185	2190

表 3 GH4169 缺口强度比

Table 3 Notch strength ratio of GH4169

$t/^{\circ}\text{C}$	缺口强度比			
	$K_t=2.5$	$K_t=3.0$	$K_t=3.5$	$K_t=4.0$
20	1.795	1.768	1.756	1.679
400	1.778	1.687	1.810	1.752
500	1.713	1.720	1.798	1.816
650	1.823	1.895	1.967	1.971

2.3 模拟盘试验及分析

修正因子 s 与 R_{ns} 的关系可以通过破裂转速测量试验结果和应力分析结果进行反推,为此设计并加工了如图 2 所示两件 GH4169 模拟盘。两者的外径均为 214 mm,其中模拟盘 1(简称盘 1)的轴向尺寸为 70 mm,中心孔内径为 48.7 mm,轮缘、辐板和安装边处各设计了圆孔,模拟盘 2(简称盘 2)的轴向尺寸为 73 mm,中心孔内径为 48.7 mm,轮缘处未开孔。

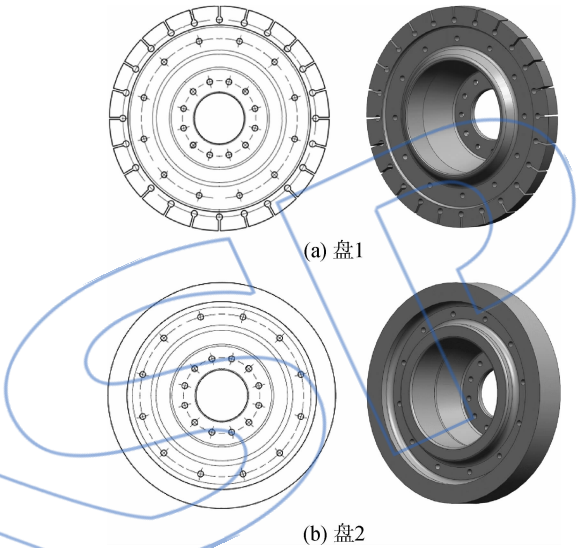


图 2 模拟盘设计模型

Fig. 2 Model of simulated disks

采用线弹性有限元法对盘 1 和盘 2 开展应力分析,其网格模型和周向应力云图分别如图 3 和图 4 所示。图 4 给出了盘 1 槽底圆孔 A、辐板圆孔 B 和盘 2 辐板圆孔 C 的最大周向应力。两者均在室温下进行了破裂转速测量试验,盘 1 在 40516 r/min 转速时爆裂,率先开裂处有两种可能:其一是榫槽槽底率先开裂再由外向内扩展;其二是辐板圆孔应力集中部位率先开裂,由内向外扩展,直至整个轮盘破裂飞出。盘 2 在 45933 r/min 转速

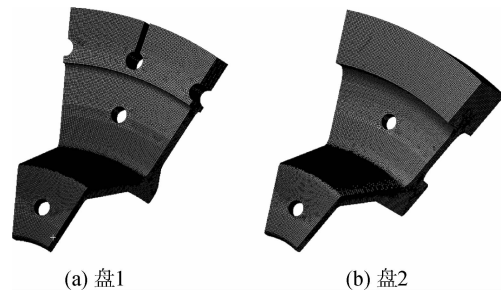


图 3 模拟盘有限元网格模型

Fig. 3 Finite element model of simulated disks

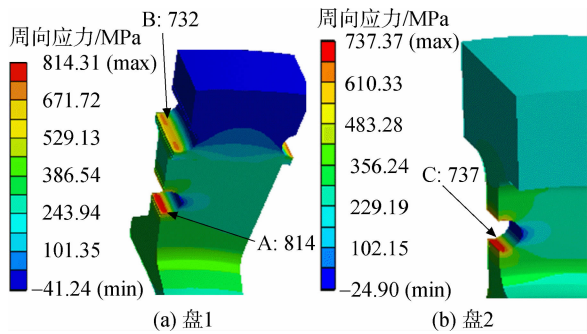


图 4 模拟盘周向应力分布

Fig. 4 Hoop stress of simulated disks

时爆裂,在辐板圆孔应力集中部位首先开裂,由内向外沿径向扩展直至整个轮盘破裂飞出。图 5 为模拟盘的破裂试验残骸。

图 3(a)所示有限元模型的对称截面为盘 1 的最小子午面,其平均周向应力最大,为 268.8 MPa,以 A、B 圆孔处的最大周向应力与其相比,计算得到应力集中系数为 3.03 和 2.72,再通过表 2 可插值得到相应的缺口极限强度分别为 2495 MPa 和 2518 MPa,进一步与光滑试样的极限强度相比即得到了相应的缺口强度比。获得以上数据后,最后利用式(3)便可反推出相应的修正因子。盘 2 的计算过程与盘 1 类似,在此不再赘述。详细的计算参数和结果列于表 4。

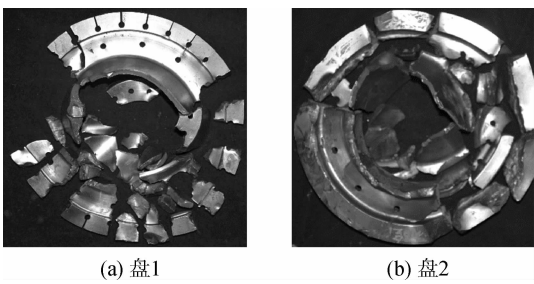


图 5 模拟盘破裂试验残骸

Fig. 5 Burst test wreckage of simulated disks

根据表 4 中求得的缺口强度比 R_{ns} 和修正因子 s ,得到两者的函数关系见图 6,可以看出两者可近似为一次函数形式,拟合得到 s 与 R_{ns} 的函数关系式。不失一般性可假设 GH4169 在各温度下的 s 与 R_{ns} 满足相同的函数关系,便可计算得到表 5 中的修正因子 s 。

由表 5 可以获得各温度下修正因子 s 与应力集中系数 K_t 的关系见图 7。从图 7 可见 s 值基本上落在 0.65~0.92 之间。在 500 ℃ 和 650 ℃ 下, s 是 K_t 的单调递减函数,说明高温下,应力集中越严重,其局部应力对破裂转速的影响越明显。低温下,修正因子 s 随 K_t 的变化是波动的,没有明显的一致性规律。

表 4 模拟盘修正因子 s 与缺口强度比 R_{ns} 计算结果

Table 4 Calculation results of the correction factor s and notch strength ratio R_{ns} of simulated disks

零件	部位	$\sigma_{t,avg}/$ MPa	K_t	$\sigma_{speed,local}/$ MPa	$\sigma_{bt,avg}/$ MPa	$\sigma_{b,local}/$ MPa	$n_{cal}/$ (r/min)	$n_{burst,t}/$ (r/min)	R_{ns}	s
盘 1	A	268.8	3.03	814	1412	1412	20000	40516	1.767	0.836
	B		2.72	732					1.783	0.823
盘 2	C	209.1	3.53	737	1412	1412	20000	45933	1.752	0.851

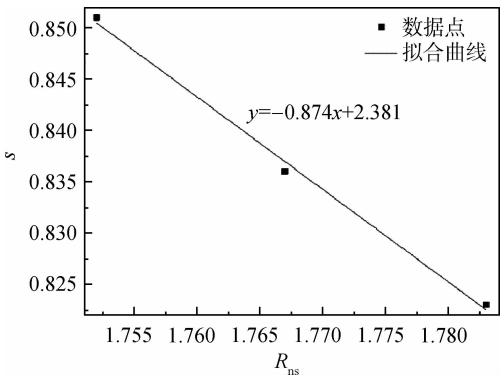


图 6 s 与 R_{ns} 的关系

Fig. 6 Relationship between s and R_{ns}

表 5 GH4169 的修正因子

Table 5 Correction factor of GH4169

$t/^\circ\text{C}$	s			
	$K_t=2.5$	$K_t=3.0$	$K_t=3.5$	$K_t=4.0$
20	0.812	0.837	0.846	0.914
400	0.828	0.907	0.800	0.851
500	0.885	0.878	0.810	0.794
650	0.788	0.726	0.663	0.659

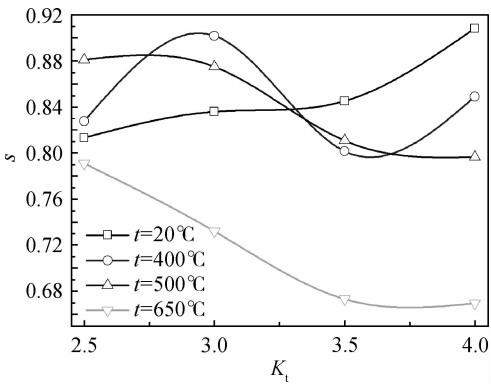


图 7 s 与 K_t 的关系图
Fig. 7 Relationship between s and K_t

3 算例分析

3.1 计算模型

某发动机涡轮盘使用材料为 GH4169,其轮缘周向均布 50 个榫槽,辐板处以 14 个螺栓与后面级涡轮盘相连接。由于榫槽和螺栓孔的数目不成比例,建立了两种有限元计算模型。有限元模型 1(简称模型 1)为包含一个完整的榫槽在内的 1/50 循环对称段,用于计算榫槽及盘体的应力情

况。有限元模型 2(简称模型 2)为去除榫槽后,包含一个螺栓孔在内的 1/14 循环对称段,用于计算螺栓孔的应力情况。涡轮盘几何模型和有限元网格模型见图 8。

计算中考虑了离心载荷(包括模型本身离心载荷以及等效离心外载)和热载荷(见图 9),对于模型 1,叶片及锁片的离心力以等效面力的形式施加在榫槽的工作面上,大小为 404 N/mm^2 ;对于模型 2,叶片、锁片和榫槽的离心力以等效面力的形式施加在切割圆柱面处,大小为 121 N/mm^2 。约束篦齿端面的轴向和周向位移,同时在两周向切割面上施加循环对称约束。

3.2 应力分析

采用线弹性有限元分析,建立了表 6 所示的计算工况。模型 1 计算得到涡轮盘周向应力 $\sigma_{t, \text{total}}$ 分布见图 10,各危险部位仅离心载荷作用下的周向应力 $\sigma_{t, \text{speed}}$ 分布见图 11。

危险部位各工况下的详细周向应力计算结果见表 7。对比工况 1 和工况 2 的榫槽和轮心的周向应力可知,热载荷使榫槽周向压缩,使轮心撕开,也就是说考虑了热载荷后,榫槽的应力得到释

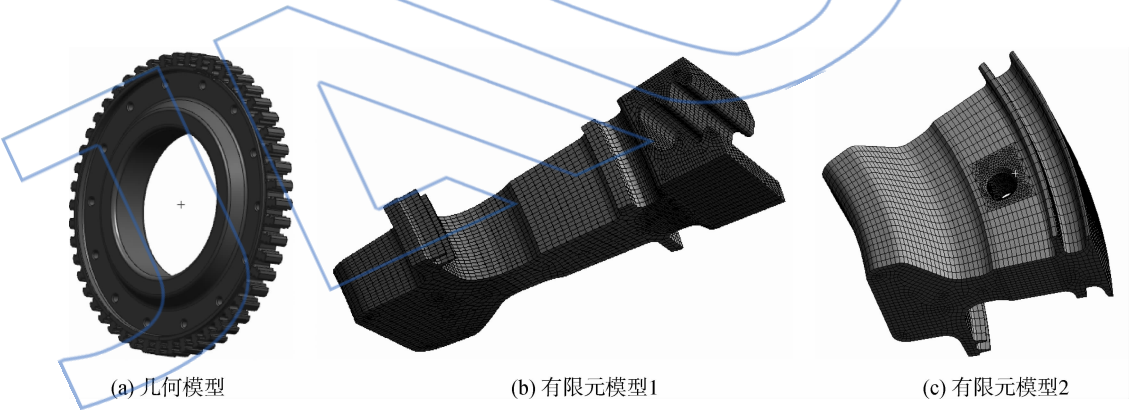


图 8 涡轮盘及其计算模型
Fig. 8 Turbine disk and the finite element models

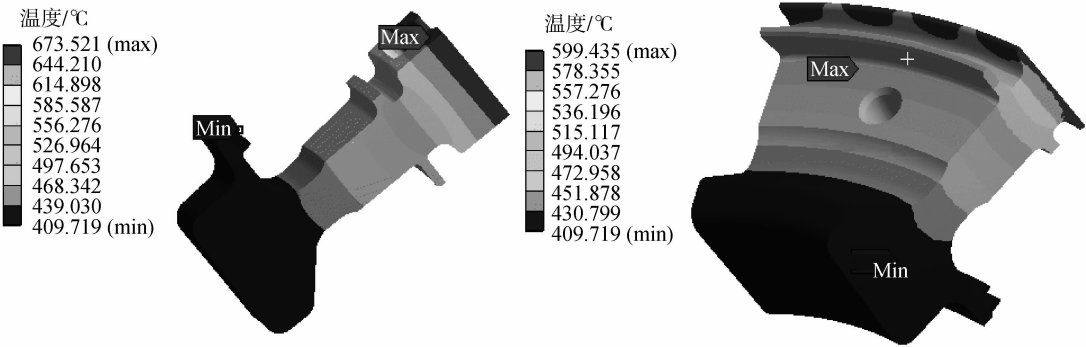


图 9 涡轮盘温度分布
Fig. 9 Temperature field of the turbine disk

放,而轮心的应力会有增加;对比工况 3 和工况 4 的螺栓孔的周向应力可知,由于螺栓孔的径向位置离轮缘更近,热载荷使得螺栓孔的应力得到释放,只是热应力相比榫槽要小。

表 6 计算工况
Table 6 Analysis cases

模型	工况	说明
1	1	仅离心载荷
	2	离心载荷+温度
2	3	仅离心载荷
	4	离心载荷+温度

3.3 破裂转速预测

从式(3)可知,破裂转速的预测值主要与 5 个因素有关,即轮盘子午面的平均周向应力 $\sigma_{t,avg}$ 、子

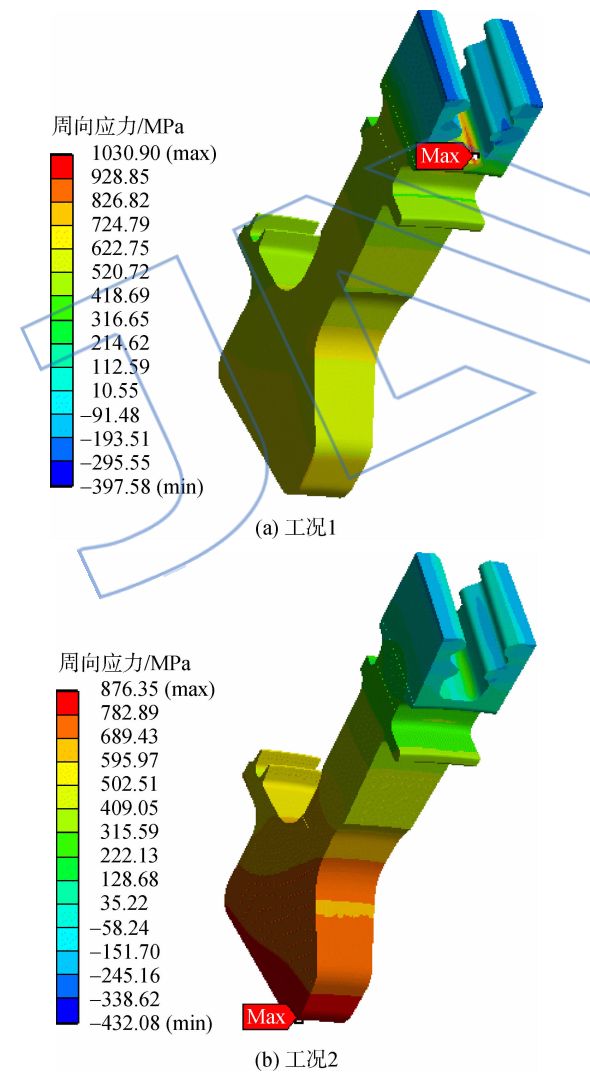


图 10 模型 1 周向应力分布
Fig. 10 Hoop stress of model 1

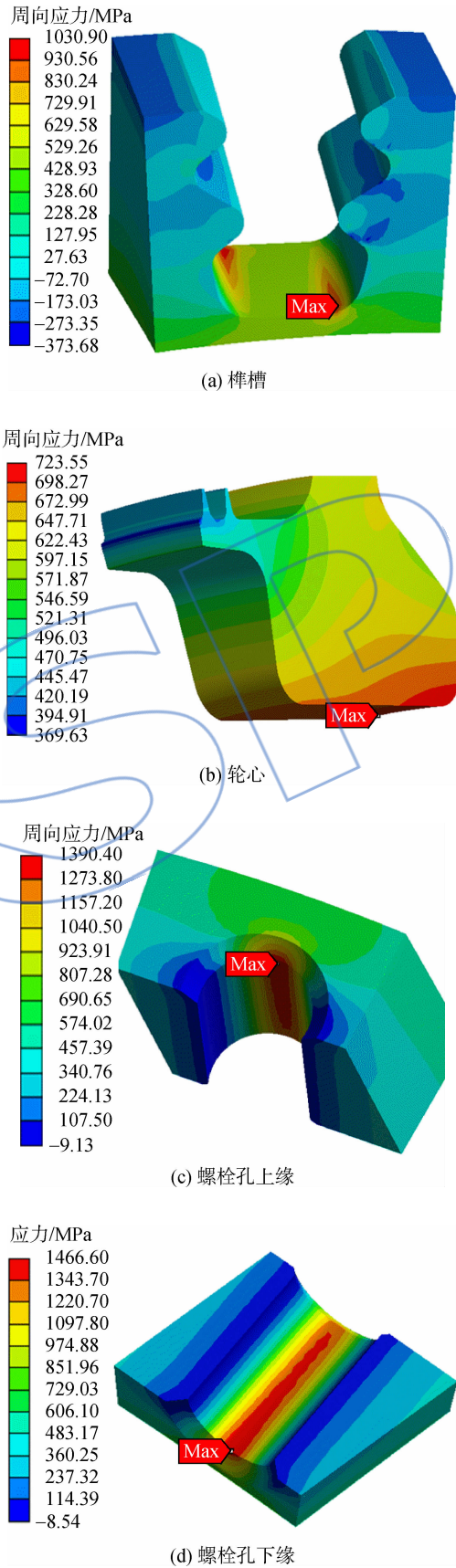


图 11 离心载荷作用下危险部位周向应力分布
Fig. 11 Hoop stress of critical positions under centrifugal load

表 7 危险部位周向应力

Table 7 Hoop stress of critical positions

工况	周向应力/MPa			
	榫槽	轮心	螺栓孔上缘	螺栓孔下缘
1	1031	724		
2	321	876		
3			1390	1467
4			1024	1217

午面平均温度 ($t_{t,avg}$) 下的材料极限拉伸强度 $\sigma_{bt,avg}$ 、危险部位离心载荷作用下的周向应力 $\sigma_{speed,local}$ 、危险部位温度 (t_{local}) 下的材料极限拉伸强度 $\sigma_{b,local}$ 以及修正因子 s 。根据涡轮盘应力分布情况,榫槽和螺栓孔处存在较大的应力集中,可考虑榫槽、螺栓孔上缘和螺栓孔下缘3个位置的局

部应力的影响对破裂转速进行计算。由文中第 2.2 节的应力分析结果得到的轮盘子午面平均周向应力为 460 MPa,盘体平均温度为 473 ℃。将 3 处危险部位的最大周向应力分别与轮盘子午面平均周向应力相比得到各自的应力集中系数 K_t ,依次为 2.24、3.02、3.19,温度分别为 585、498、475 ℃,3 个部位的修正因子 s 根据图 7 插值获取,分别为 0.830、0.876、0.856。最后根据式(3)便可求得考虑各危险部位局部应力效应后的轮盘破裂转速,具体结果见表 8。偏安全考虑,取 3 个计算结果的最小值 33421 r/min 作为该涡轮盘的破裂转速的预测值。

根据表 8 中的数据,按照式(1)的传统平均应力法也可以很方便地求得该涡轮盘的破裂转速为 37550 r/min,比本文方法的预测值高约 4 000 r/min,两者区别比较大。

表 8 破裂转速预测结果
Table 8 Prediction results of the burst speed

方法	危险部位	$\sigma_{t,avg}$ /MPa	$t_{t,avg}$ /℃	t_{local} /℃	K_t	$\sigma_{speed,local}$ /MPa	$\sigma_{bt,avg}$ /MPa	$\sigma_{b,local}$ /MPa	s	$n_{burst,t}$ / (r/min)
本文方法	榫槽	460	473	585	2.24	1031	1206	1150	0.830	33567
	螺栓孔上缘	460	473	498	3.02	1390	1206	1200	0.876	33789
	螺栓孔下缘	460	473	475	3.19	1467	1206	1206	0.856	33421
平均应力法		460	473				1206			37550

4 试验情况

该涡轮盘破裂转速测量试验在浙江大学化工机械研究所高速旋转机械实验室 ZUST6DI 型下立式转子高速旋转试验器上进行,如图 12 所示。试验温度为盘体平均温度 473 ℃(加温精度为 ± 5 ℃),轮缘安装按离心力等效设计的 50 个模拟配重叶片。

试验结果表明:试验转速升至 34 339 r/min,

试验件突然发生破裂,主轴振动由 2 μ m 突增至 71 μ m,试验机自主降速停机,试验加载历程及振动情况见图 13。试验结束后,打开试验腔盖后,取出碎片后可以发现试验件已破裂成多块,且受到撞击,盘体和叶片均有严重变形。图 14 为试验

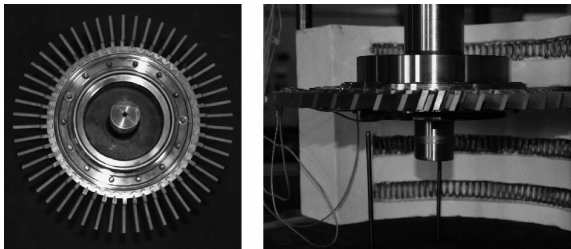


图 12 涡轮盘试验件安装

Fig.12 Assembly of turbine disk test parts

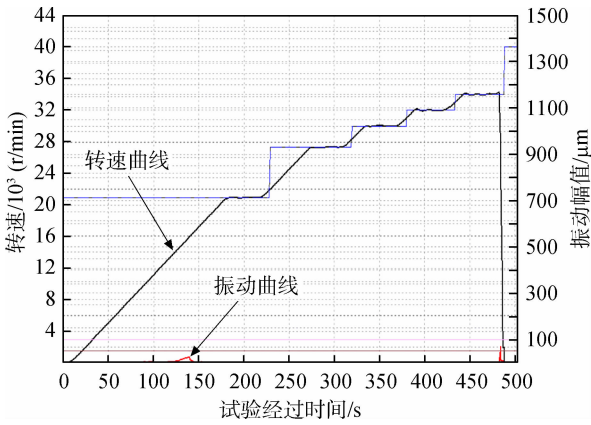


图 13 试验加载历程及振动情况

Fig.13 Test loading course and vibration level

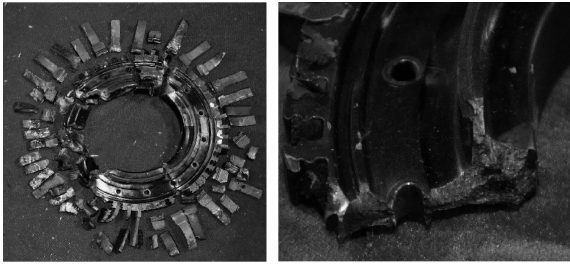


图 14 破裂试验残骸
Fig. 14 Wreckage of the burst test

转子破裂残骸碎片。由碎片残貌可判断轮盘的破裂方式为子午截面破裂,且轮盘的几处断裂面均经过螺栓孔。表明螺栓孔应力集中对于涡轮盘破裂是有重要影响的,与本文表 8 的结论吻合,且考虑螺栓孔局部应力效应后给定的破裂转速预测值略低于试验测得的破裂转速,误差仅为 2.67%。相比之下,传统的平均应力法预测的破裂转速高于试验值,误差为 9.4%。

5 结 论

本文介绍了考虑局部应力效应的破裂转速预测方法,采用修正因子 s 来表征轮盘子午面平均周向应力和危险部位局部应力对轮盘破裂转速的加权影响。通过开展典型轮盘材料 GH4169 的光滑试样和缺口试样拉伸试验,获得与修正因子 s 相关的材料缺口强度比 (R_{ns}),通过开展模拟盘破裂转速测量试验,反推了出修正因子 s 与 R_{ns} 的关系,然后对某涡轮盘的破裂转速进行了预测,并开展了试验验证,得到以下结论:

1) 考虑局部应力效应的破裂转速预测方法可应用于发生子午面破裂的轮盘的破裂转速预测,其精度较高,本文的预测结果略低于试验值,误差仅 2.67%。而传统的平均应力法预测结果偏危险,对于存在应力集中部位(如辐板开孔)的轮盘的破裂转速预测,其误差相对较大,达到了 9.4%。

2) 发动机涡轮盘上一般存在多个应力集中部位(如榫槽、螺栓孔、通气孔、端齿等),应考虑各应力集中部位局部应力的影响分别进行计算,然后取最小计算结果作为破裂转速预测值。

3) 本文对修正因子 s 的获取提供了一种分析和试验相结合的有效方法,得出了修正因子 s 与缺口强度比 R_{ns} 的函数关系,对于航空发动机轮盘典型的高温合金材料具有一定的借鉴意义。

4) 考虑局部应力效应的轮盘子午面破裂转速预测方法可仅根据线弹性应力结果进行计算,

其方法简单可靠,具有较高的工程实用价值。

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 叶片轮盘及主轴强度分析[M]. 北京:机械工业出版社,2001.

[2] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

[3] 国防科学技术工业委员会. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范:GJB 241A-2010[S]. 北京:国家军用标准出版发行部,2010:26.

[4] 国防科学技术工业委员会. 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范:GJB 242A-2018[S]. 北京:国家军用标准出版发行部,2018:28.

[5] 孙国维. 轮盘的破裂转速[J]. 舰船科学技术,1981(8): 40-45.
SUN Guowei. Burst speed of discs[J]. Ship Science and Technology,198,(8):40-45. (in Chinese)

[6] 孙国维. 几种材料和结构的轮盘转子破裂准则的试验应用[J]. 热能动力工程,1988,3(3):30-35.
SUN Guowei. Experimental application of the fracture criteria of disk rotors of different materials and stuctures[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 1988,3(3):30-35. (in Chinese)

[7] 洪其麟,王屏. 计算轮盘破裂转速的大变形解析法[J]. 航空动力学报,1990,5(4):321-324.
HONG Qilin,WANG Ping. A large analytical deformation method for prediction of disk burst speed[J]. Journal of Aerospace Power,1990,5(4):321-324. (in Chinese)

[8] 古爱军,张学仁,王屏,等. 轴流式轮盘破裂转速的数值计算方法[J]. 航空动力学报,2001,16(3):287-290.
GU Aijun,ZHANG Xueren,WANG Ping,et al. Numerical method for calculating the burst speed of axial-flow-type discs[J]. Journal of Aerospace Power,2001,16(3):287-290. (in Chinese)

[9] 吴长波,卿华,冯引利,等. 某高压涡轮整体叶盘破裂转速计算方法及试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究,2006,19(3):33-36.
WU Changbo,QING Hua,FENG Yinli,et al. Investigation on the prediction and experiment of high-pressure turbine blisk burst speed[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2006,19(3):33-36. (in Chinese)

[10] 万江艳,周柏卓. 轮盘模拟件破裂试验及其有限元描述[J]. 航空发动机,2008,34(2):19-21.
WAN Jiangyan,ZHOU Baizhuo. Fracture test of disk simulated specimen and its description of finite element[J]. Aeroengine,2008,34(2):19-21. (in Chinese)

[11] 万江艳,周柏卓. 轮盘弹塑性盘破裂准则的建立及变厚度轮盘破裂转速预测[J]. 航空发动机,2011,37(5):4-6.
WAN Jiangyan,ZHOU Baizhuo. Elastic-plastic disc burst criteria establishment and variable thickness disk burst rotational speed prediction[J]. Aeroengine,2011,37(5):4-6. (in Chinese)

[12] 冯引利,吴长波,高鹏,等. 某粉末冶金高温合金涡轮盘破裂转速分析[J]. 航空动力学报,2013,28(3):501-506.
FENG Yinli, WU Changbo, GAO Peng, et al. Analysis of power metallurgy superalloy turbine disc's burst speed [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 501-506. (in Chinese)

[13] 秦仕勇,冯引利,孙海鹤,等. 粉末冶金涡轮盘破裂转速分析与验证[J]. 燃气涡轮试验与研究,2017,30(5):36-41.
QIN Shiyong, FENG Yinli, SUN Haihe, et al. Burst speed analysis and verification of the powder metallurgy superalloy turbine disk [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(5): 36-41. (in Chinese)

[14] NOZHNITSKY Y A, KARIMBAEV K D, SERVETNIK A N. Numerical simulation of spin testing for turbo machine disks using energy-based fracture criteria[R]. ASME Paper GT2012-68953, 2012.

[15] SQUARCELLA N, FIRRONE C M, AKKARA M, et al. The importance of the material properties on the burst speed of turbine disks for aeronautical applications[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2014, 84: 73-83.

[16] KUMAR R, RANJAN V, KUMAR B, et al. Finite element modelling and analysis of the burst margin of a gas turbine disc using an area weighted mean hoop stress method[J]. Engineering Failure Analysis, 2018, 20: 425-433.

[17] MAZUÈRE M, BESSON J, FOREST S, et al. Overspeed burst of elastoviscoplastic rotating disks; Part I analytical and numerical stability analyses[J]. European Journal of Mechanics A: Solids, 2009, 28: 36-44.

[18] MAZIÈRE M, BESSON J, FOREST S, et al. Overspeed burst of elastoviscoplastic rotating disks; Part II burst of a superalloy turbine disk[J]. European Journal of Mechanics A: Solids, 2009, 28: 428-432.

[19] BARACK W N, DOMAS P A. An improved turbine disk design to increase reliability of aircraft jet engines[R]. NASA Contractor Report CR-135033, 1976.

[20] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. 金属材料拉伸试验: 第 2 部分 高温拉伸试验方法: GB/T 228. 2-2015[S]. 北京: 中国标准出版社, 2015: 11-14.

(编辑:叶青、陈越)