

减涡器破裂转速预测方法及试验验证

魏大盛^{1,2}, 马梦弟¹, 王延荣¹, 李迪³, 张辉³

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 江西研究院, 南昌 330096;

3. 中国航空发动机集团有限公司
商用航空发动机有限责任公司 设计研发中心, 上海 200241)

摘 要: 采用数值分析同试验相结合的方法研究了减涡器破裂转速问题。根据减涡器支撑环孔边的应力状态, 设计了支撑环结构的模拟试验件, 开展了单调拉伸载荷下的破坏试验, 得到了体现结构应力特征的破坏参数。进而基于有限元方法, 将模拟试验件的破坏参数引入减涡器支撑环破裂转速预测中, 并对比了不同破裂准则对破裂转速预测结果的影响。分析表明: 所设计的模拟试验件与减涡器支撑环的应力梯度吻合较好, 可准确描述结构应力特征; 局部塑性法和基于材料强度的方法预测破裂转速时结果更为保守, 分别比平均应力法的预测值低 15% 和 23%, 对此类结构的破裂分析具有工程参考价值。

关 键 词: 减涡器; 破裂转速; 应力梯度; 模拟试验件; 结构强度

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Prediction method and experimental verification of the burst speed of the vortex reducer

WEI Dasheng^{1,2}, MA Mengdi¹, WANG Yanrong¹, LI Di³, ZHANG Hui³

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Jiangxi Research institute, Beihang University, Nanchang 330096, China;

3. Research and Development Center, Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: The problem of the burst speed of vortex reducer was studied by numerical analysis combined with experiment. According to the stress state of vortex reducer, the simulative specimen was designed, and the failure experiments under the monotonic tensile load were carried out. The failure parameters reflecting the structural stress characteristics were obtained. Furthermore, based on the finite element method, the failure parameters of the simulative specimen were introduced into burst speed prediction of vortex reducer and the influences of different failure criterion on the burst speed prediction were compared. The analysis showed that the stress gradient of simulative specimen was in good agreement with structure, which can accurately describe the structural stress characteristics. Burst speeds calculated by the methods of local plasticity and based on tensile strength of materials were more conservative, which were 15% and 23% lower

收稿日期: 2021-03-07

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-IV-0012-0080)

作者简介: 魏大盛(1978-), 男, 副教授、博士生导师, 博士, 研究领域为航空发动机结构强度、振动及可靠性。

引用格式: 魏大盛, 马梦弟, 王延荣, 等. 减涡器破裂转速预测方法及试验验证[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 704-710. WEI Dasheng, MA Mengdi, WANG Yanrong, et al. Prediction method and experimental verification of the burst speed of the vortex reducer[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 704-710.

than those predicted by average stress method, respectively. The method developed has engineering reference value for the failure analysis of structures.

Key words: vortex reducer; burst speed; stress gradient; simulative specimen; structural strength

航空发动机中由压气机向涡轮引气进行冷却的过程中,气流在旋转盘腔内的流动损失较大,为达到预期冷却效果,需要增加冷气流量,但这将导致发动机整体性能下降^[1]。减涡器即用于改善这种不良影响,是当前大涵道比涡扇发动机的功能结构,在多种型号的发动机中得到了应用。

减涡器通常通过螺栓类连接结构安装在高压压气机末几级的轮盘上,主要由支撑环和减涡管组成,随转子结构一同高速旋转,可降低引气的压力损失^[2-3]。

国内大型商用航空发动机上拟采用这种减涡器结构以改善冷却效果,转子类结构在工程应用前首先要进行破裂转速的评估。目前,破裂转速的预测方法包括平均周向应力法、大变形解析法和局部塑性应变法等^[4-7],国内外诸多学者针对不同结构(特别是航空发动机的盘类零件)的破裂转速开展了理论计算及以数值方法为基础的分析工作,同时也进行了试验验证。Reddy和Srinath^[8]研究了不同厚度和密度的各向异性轮盘弹性应力分布。Güven^[9]研究了不同径向厚度和材料密度对轮盘弹塑性应力和径向位移的影响。Eraslan等^[10]基于Tresca屈服准则研究了变厚度轮盘弹塑性应力的解析解。这些工作是进行轮盘破裂分析的基础。Squarcella等^[11]基于有限元模拟,研究了轮盘破裂转速的数值预测方法。万江艳等^[12]建立了与材料延伸率有关的轮盘破裂转速准则,并进行了试验验证。孙力等^[13]基于连续损伤力学本构模型准确预测了缺口试样拉伸强度和轮盘破裂转速。蔡全卓^[14]、胡清清^[15]、王浩然^[16]对TC17和GH4169材料轮盘进行弹塑性有限元分析,并进行了破裂试验,验证了有限元方法的适用性。此外,基于有限元模拟的预测方法对于实际轮盘结构的破裂转速预测也进行了试验验证^[17-19]。从上述工作可以看出,针对轮盘破裂转速的研究较多,而对于减涡器结构破裂转速的研究较少,相关工作亟待开展。

由于开展减涡器组件超转破裂试验的成本较高,拟通过设计与减涡器组件局部危险部位应力状态近似的模拟试验件,并开展其破坏试验进而

预估实际减涡器组件的破裂转速。鉴于此,本文的目标是建立一种适用于减涡器结构特征的、数值模拟同模拟件试验相结合的破裂转速评估方法,并应用于实际结构的破裂转速评估。

1 破裂转速分析方法及其适用性

航空发动机中,破裂转速的考核研究通常是针对轮盘结构开展的。轮盘作为结构关键件,保证其超转条件下的安全性至关重要。超转破裂是轮盘的一种故障模式,一旦出现,结果是灾难性的,因此在结构设计时,必须进行预估和验证。轮盘破裂的方式主要有两种,一是子午面破裂,一是圆柱面破裂。因此破裂转速计算也应该针对这两种情况进行,工程中最普遍的破裂转速计算方法是平均应力法。

以子午面破裂为例,对理想塑性材料,当轮盘转速增加,首先在应力达到材料屈服极限的区域(盘中心或中心孔边)产生塑性变形;转速继续增大,塑性区的应力不再增大而塑性区逐渐扩大,直至整个轮盘全部或考核部分进入塑性,并导致轮盘破裂,此时,将子午面上的周向应力进行平均,并同材料的极限强度进行对比,给出破裂转速,其计算表达式为

$$n_p/n_{\max} = \sqrt{\frac{\eta\sigma_b}{\sigma}}$$

式中 n_p 为破裂转速, $n_{\max}$ 为最大稳态的工作转速, η 为材料利用系数, σ_b 为材料的强度极限, σ 为最大稳态工作转速的平均周向应力。

上述方法对于轮盘结构较为适合,但对于减涡器结构而言,局部应力集中程度过高,能否直接应用上述平均应力法值得商榷,需要进行评估或修正。

2 减涡器结构及应力分析

本文研究的减涡器结构如图1所示,支撑环上共计安装18根减涡管,连接在高压压气机轮盘上,支撑环上沿周向分布的18个安装孔是危险位置。首先,对减涡器结构的应力进行分析。

经简化后,建立的1/18扇区有限元网格如图

2所示,模型采用八节点六面体单元,节点总数为137 820,单元总数为108 394。轮盘同减涡器结构均参与计算,施加的载荷边界条件为:①100%转速;②100%转速对应的温度场(如图3所示);③叶片离心力(等效为榫槽处的压应力,如图2所示);④盘腔压力(如图4所示)。图3中 t 为节点温度。

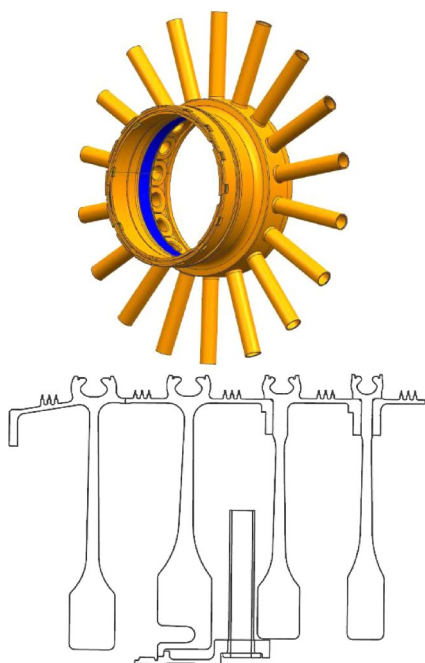


图1 减涡器及其安装位置

Fig.1 Vortex reducer and its installation

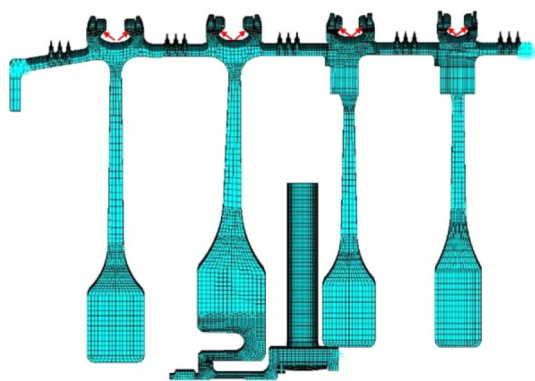


图2 减涡器有限元模型

Fig.2 Finite element model of vortex reducer

分析可知,由于支撑环自身离心力和减涡管离心力带来的压应力影响,支撑环孔边存在较大的应力集中(减涡管与支撑环为间隙配合,未考虑减涡管对支撑环内表面的挤压应力),应力分布如图5所示。

如何给出支撑环孔边的破坏强度成为预测减

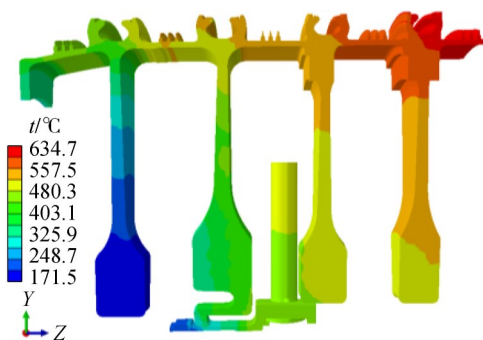


图3 温度场

Fig.3 Temperature distribution

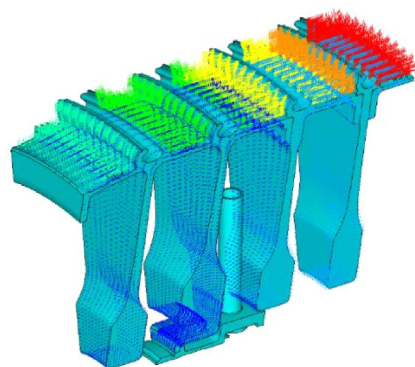
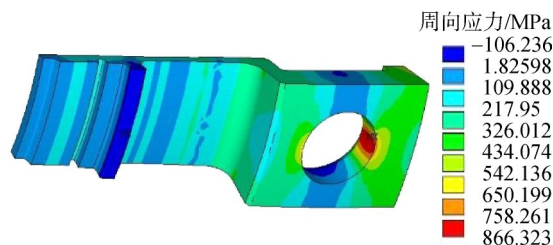
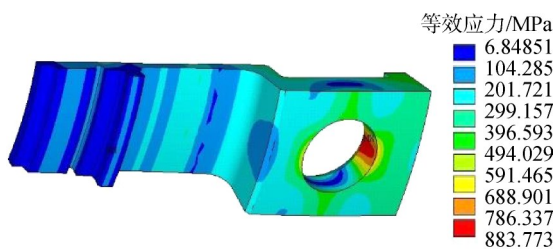


图4 盘腔压力

Fig.4 Pressure in the disk cavity



(a) 周向应力



(b) 等效应力

图5 应力分布云图

Fig.5 Stress distribution

涡器破裂转速的关键。本文的思路是设计与支撑环孔边应力梯度相似的模拟试验件,并开展拉伸破坏试验,给出应力集中条件下的强度指标。支撑环孔边结构与模拟试验件危险截面示意图如图

6~图7所示。图7中 r_1 为中心孔半径, r_2 为外轮廓半径, d 为净截面宽度。

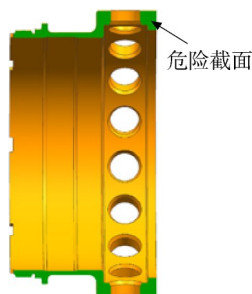


图6 支撑环危险截面示意图

Fig.6 Diagram of dangerous section of the support ring

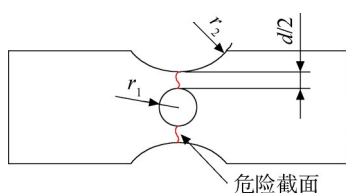


图7 模拟试验件危险截面示意图

Fig.7 Diagram of dangerous section of simulative specimen

3 模拟件设计及试验

3.1 模拟件设计

根据减涡器支撑环圆孔的几何特征,采用图8所示的平板试验件形式设计强度模拟件,通过调整关键尺寸,使模拟件工作段孔边的应力梯度与支撑环孔边的应力梯度保持一致。

参照减涡器支撑环孔的直径和孔边的长度,初步设计模拟件工作段的尺寸如下: $r_1=2.5\text{ mm}$; $d/2=2.2\text{ mm}$; $r_2=9\text{ mm}$ 。需要进一步开展的工作是校核应力梯度是否满足要求。建立有效段的1/4有限元模型及边界条件如图8所示。

模拟试验件和减涡器支撑环孔边归一化应

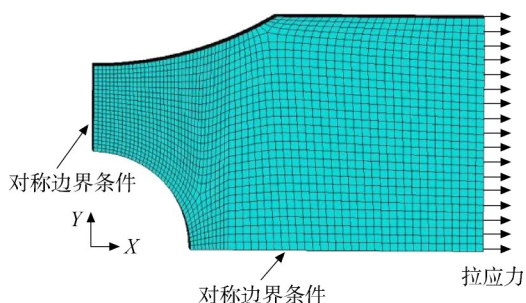


图8 模拟试验件有限元模型

Fig.8 Finite element model of simulative specimen

力-归一化距离分布如图9所示。需要说明的是,图中纵坐标为归一化应力,以孔边周向应力最大值进行归一(σ 为缺口平分线上不同位置处的应力, $\sigma_{\max}$ 为缺口根部最大应力);图中横坐标为归一化距离,以圆孔半径进行归一(x 为距缺口根部的距离, r 为缺口根部的曲率半径)。由结果可知,所设计的模拟试验件与支撑环孔边危险点的应力梯度吻合较好,可用此模拟件进行强度考核。

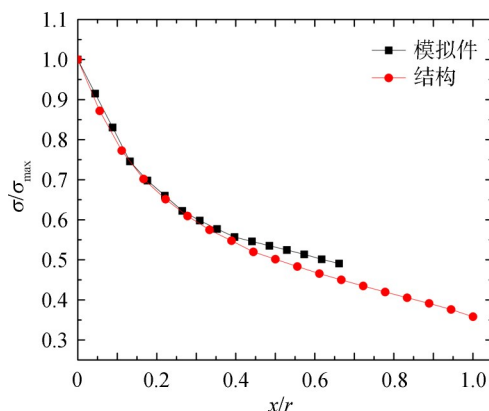


图9 归一化应力与归一化距离

Fig.9 Normalized stress and normalized distance

3.2 模拟件静力破坏试验

参考图7并结合试验设备的夹具情况,加工了两种模拟试验件(如图10所示),其工作段几何尺寸完全相同,只是两端的夹持方式不同,一为销钉孔;一为液压夹持。



(a) S1试验件



(b) S2试验件

图10 模拟试验件

Fig.10 Simulative specimen

试验参考国标《GB/T 4338-2006 金属材料高温拉伸试验方法》,试验温度为 $500\text{ }^{\circ}\text{C}$,在INSTRON试验机上开展,缓慢加载将模拟试验件拉伸至断裂。S1试验件的有效数据为3根,S2试验件的有效数据为5根,试验结果见表1。

表 1 模拟件强度测试结果

Table 1 Test results on strength of simulative specimen

试样编号	最大载荷/kN	抗拉强度/MPa
S1-1	12.41	1 409.86
S1-2	12.38	1 407.24
S1-3	12.34	1 402.59
S2-1	12.18	1 384.09
S2-2	12.22	1 388.64
S2-3	12.29	1 396.59
S2-4	12.14	1 379.55
S2-5	12.12	1 377.27

4 破裂转速计算

4.1 基于模拟件强度的破裂转速计算

采用材料数据手册中高强 GH4169 在 500 °C 下的拉伸应力应变曲线数据^[20],对模拟件进行单调拉伸弹塑性计算,并提取计算过程中模拟件危险截面上最大等效塑性应变、危险截面上平均等效应力和周向应力。

增大减涡器转速,对减涡器结构进行弹塑性计算,并提取计算过程中减涡器支撑环结构危险截面上最大等效塑性应变、危险截面上平均等效应力和周向应力,结果见表 2。

表 2 模拟件与减涡器结构计算结果对比

Table 2 Comparison of calculation results between simulative specimen and vortex reducer

结构	最大等效塑性应变/%	平均等效应力/MPa	平均周向应力/MPa
模拟件	15.4	1 291.2	1 364.4
减涡器支撑环	240.3	1 366.3	1 416.9

将模拟件计算得到的三类准则(参见图中的水平直线)引入到结构件计算结果中,如图 11~图 13 所示。

由图 11~图 13 可知,采用不同的破坏准则得到减涡器破裂转速预测值见表 3。

4.2 基于材料强度的破裂转速计算

为同传统破裂转速预测方法的结果进行比较,进一步采用平均应力法计算轮盘破裂转速,提取在最大稳态转速(100% 转速)下减涡器支撑环

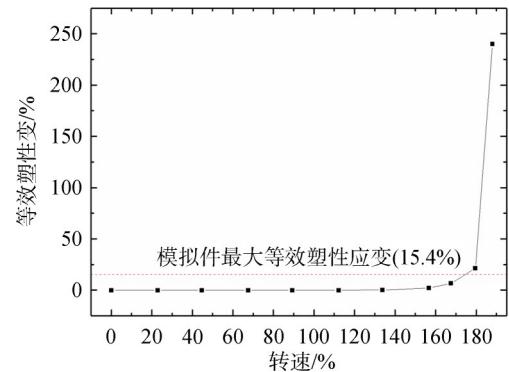


图 11 减涡器结构危险截面等效塑性应变随转速的变化

Fig.11 Relationship between equivalent plastic strain of dangerous section of vortex reducer and rotational speed

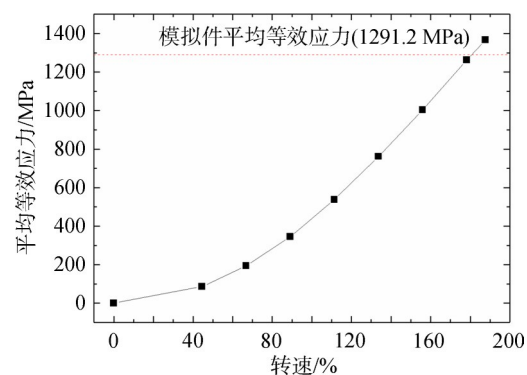


图 12 减涡器结构危险截面平均等效应力随转速的变化

Fig.12 Relationship between average equivalent stress of dangerous section of vortex reducer and rotational speed

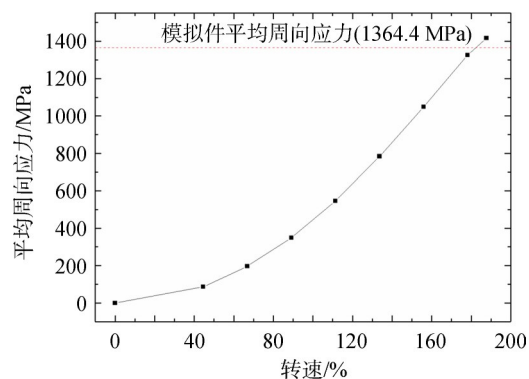


图 13 减涡器结构危险截面平均周向应力随转速的变化

Fig.13 Relationship between average circumferential stress of dangerous section of vortex reducer and rotational speed

危险截面的平均周向应力,利用公式预测破裂转速。

材料数据手册中 500 °C 下高强 GH4169 合金光滑试件抗拉强度为 1 230 MPa,材料利用系数

取经验值 0.9, 计算得到的破裂转速预测值见表 4。

表 3 不同准则预测的破裂转速
Table 3 Burst speed predicted by different criteria

预测准则	破裂转速预测值/%
最大等效塑性应变准则	174
平均等效应力准则	182
平均周向应力准则	182

表 4 基于材料强度的破裂转速预测值
Table 4 Prediction of burst speed based on material strength

最大稳态工作转速的 平均周向应力/MPa	破裂转速预测值/%
440	159

5 结 论

本文设计了减涡器支撑环的模拟试验件, 采用不同方法对减涡器支撑环破裂转速进行预测, 结论如下:

- 1) 设计的模拟试验件与减涡器支撑环的应力梯度吻合较好, 其拉伸试验的断裂参数可为预测结构件破裂转速提供参考;
- 2) 使用模拟试验件的破坏数据预测破裂转速时, 最大等效塑性应变准则预测结果比平均等效应力和平均周向应力准则更为保守, 并且由于选取的模拟件断裂拉力为试验过程中的最低值, 所得结果偏于保守。
- 3) 基于材料强度预测的破裂转速比使用模拟试验件预测的破裂转速更为保守。

参考文献:

[1] NEGULESCU D, PFITZNER M. Secondary air systems in aeroengines employing vortex reducers[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. New Orleans, US: ASME, 2001: 1-10.

[2] PFITZNER M, WASCHKA W. Development of an aero engine secondary air system employing vortex reducers[C]//Proceedings of the 22nd ICAS Congress. Harrogate, UK: International Congress of Aeronautical Sciences (ICAS), 2000: 511.1-511.10.

[3] PEITSCH D, STEIN M, HEIN S, et al. Numerical investigation of vortex reducer flows in the high pressure compressor of modern aeroengines[C]//Proceedings of the ASME

Turbo Expo : Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: ASME, 2002: 1125-1134.

[4] 《航空发动机设计手册》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: 航空工业出版社, 2001: 247-253.

[5] 吕文林, 陈俊粤, 田德义, 等. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则: 第二册[M]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997: 264-269.

[6] 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)

[7] 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 structures[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 1988, 3(3): 30-35. (in Chinese)

[8] REDDY T Y, SRINATH H. Elastic stresses in a rotating anisotropic annular disk of variable thickness and variable density[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1974, 16(2): 85-89.

[9] GUVEN U. Elastic plastic stress in a rotating annular disk of variable thickness and variable density[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1992, 34(2): 133-138.

[10] ERASLAN A N, ORCAN Y. On the rotating elastic-plastic solid disks of variable thickness having concave profiles[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2002, 44(7): 1445-1466.

[11] SQUARCELLA N, FIRRONE C M, ALLARA 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.

[12] 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[J]. Aeroengine, 2011, 37(5): 4-6. (in Chinese)

[13] 孙力, 胡绪腾, 宋迎东. 基于连续损伤力学的轮盘超转破裂行为预测与验证[J]. 航空发动机, 2018, 44(4): 39-44.

SUN Li, HU Xuteng, SONG Yingdong. Prediction and verification of disk over-speed burst behavior based on continuum damage mechanics[J]. Aeroengine, 2018, 44(4): 39-44. (in Chinese)

[14] 蔡全卓. 典型航空发动机轮盘破裂失效研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.

CAI Quanzhuo. Research on burst failure of typical aeroengine disk[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017. (in Chinese)

[15] 胡清清. 基于失效模式的轮盘破裂转速预测方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2020.

HU Qingqing. Research on disk burst speed prediction method based on failure mode[D]. Hangzhou: Zhejiang University,

- 2020.(in Chinese)
- [16] 王浩然.航空发动机轮盘破裂分析方法研究与应用.[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- WANG Haoran.Research and application on analysis method for burst of engine disk[D].Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2016.(in Chinese)
- [17] 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)
- [18] 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)
- [19] 邵帅,刘秀芝,魏峰,等.某低压涡轮盘破裂转速分析与试验验证[J].航空发动机,2019,45(2):19-22.
- SHAO Shuai, LIU Xiuzhi, WEI Feng, et al. Analysis and test verification of burst speed of a low-pressure turbine disk[J]. Aeroengine, 2019, 45(2):19-22.(in Chinese)
- [20] 《航空发动机设计用材料数据手册》编委会.航空发动机设计用材料数据手册:第三册[M].北京:航空工业出版社,2008:368-386.

(编辑:张 雪)