

航空发动机风扇叶片与机匣刮蹭分析及结构设计

柴象海^{1,2}, 史同承^{1,2}, 王少辉^{1,2}, 张执南³

- (1. 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, 上海 200241;
2. 中国航空研究院 上海分院, 上海 200241;
3. 上海交通大学 机械系统与振动国家重点实验室, 上海 200240)

摘 要: 针对异常载荷下,航空发动机宽弦风扇叶片的叶尖与机匣刮蹭变形及损伤特征缺乏数据支持,而传统理论计算方法存在较大的误差问题,建立了宽弦风扇叶片叶尖刮蹭显式动力学分析模型,采用宽弦风扇叶片与机匣刮蹭试验数据,对分析模型的计算精度进行了验证。基于分析模型进行了仿真参数的敏感度分析,得到了叶片与机匣刮蹭后叶片变形及机匣损伤规律。研究表明:叶尖伸长量对转子转速非常敏感,叶尖径向伸长量增加速率远大于转速增加值,因此在叶片设计中应考虑到风扇叶片极限转速下叶尖伸长量。同时需要选取合理的扭转角度以满足叶片安全性和气动性能的要求。在风扇机匣包容区设计中应主动考虑异常载荷的影响,增大安全性设计裕度;设计合理的耐磨层材料参数,减小风扇叶片对其冲击损伤。采用该方法可以提高叶尖间隙控制精度,减小刮蹭对叶片和机匣造成的损伤。

关 键 词: 涡扇发动机; 宽弦风扇叶片; 风扇机匣; 刮蹭; 结构设计

中图分类号: V214 **文献标志码:** A

Rubbing analysis and structural design for fan blade and case of aero-engine

CHAI Xianghai^{1,2}, SHI Tongcheng^{1,2}, WANG Shaohui^{1,2}, ZHANG Zhinan³

- (1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;
2. Shanghai Branch, Chinese Aeronautical Establishment, Shanghai 200241, China;
3. State Key Laboratory of Mechanical System and Vibration,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Under abnormal loads, there is often a lack of data to describe the rubbing deformation and damage characteristics between the blade tip and the case of the wide-chord fan blade of aero-engines. The traditional theoretical calculation methods have large errors. To solve this problem, an explicit dynamic analytical model for the blade tip rubbing of a wide-chord fan was established. The calculation accuracy of the analytical model was verified

收稿日期:2019-04-24

基金项目:国家重点研发计划(2018YFB1106400);上海科委项目(17DZ1120000);
机械系统与振动国家重点实验室项目(MSVZD201912)

作者简介:柴象海(1979—),男,研究员,博士,主要从事航空发动机瞬态冲击力学试验与仿真技术研究。

通信作者:张执南(1978—),男,副教授,博士,主要从事设计方法、摩擦学系统建模与分析研究。E-mail:zhinan@sjtu.edu.cn

引用格式:柴象海,史同承,王少辉,等.航空发动机风扇叶片与机匣刮蹭分析及结构设计[J].航空动力学报,2019,34(9):1879-1887. CHAI Xianghai, SHI Tongcheng, WANG Shaohui, et al. Rubbing analysis and structural design for fan blade and case of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 1879-1887.

by utilizing the test data of wide-chord fan blades and case. Based on the analytical model, sensitivity analysis of simulation parameters were carried out. The rules of blade deformation and case damage after the rubbing of the blade and case were obtained. The results indicate that the blade tip elongation is sensitive to rotor speed, and the increase rate of blade tip elongation is much bigger than the rotor speed. So the blade tip elongation at limited fan blade speed was considered in design. Suitable twist angle is an important factor of safe and dynamic performance demand. In the case inclusive area design, it is necessary to enlarge the safe margin to eliminate the influence of abnormal load. Choosing wear-resistant material with reasonable parameter is helpful to reduce the impact damage from fan blade. The proposed method can improve the accuracy of tip clearance control, and reduce the risk of rubbing and the damage of blade and case caused by rubbing.

Key words: turbine engine; wide-chord fan blade; fan case; rubbing damage; structural design

宽弦风扇叶片已经被广泛应用于大涵道比涡扇发动机。然而,宽弦风扇叶片的应用使得风扇与机匣刮蹭的诱发因素变得更为复杂。并且一旦发生刮蹭,在刮蹭载荷下,叶片与机匣的响应特性与传统窄弦叶片也存在极大的差异^[1-3]。从风扇叶片与机匣叶尖间隙设计的角度看,通常叶尖间隙越小发动机效率越高,但叶片和机匣之间的刮蹭现象会随着叶尖间隙的减小而加剧^[4-6]。因此,针对大涵道比宽弦风扇叶片与机匣之间的刮蹭现象和损伤特性进行分析,对优化设计风扇叶片和机匣,提高叶尖间隙控制精度,降低叶尖刮蹭风险,减小叶片刮蹭损伤等具有重要的工程价值。

国外主要航空发动机公司经过多年的理论研究、发动机型号设计和试验数据积累,形成了完善的风扇叶片与机匣刮蹭分析与优化方法^[7-10]。而国内航空发动机风扇叶片与机匣刮蹭分析,特别是商用大涵道比宽弦风扇叶片与机匣刮蹭分析方法基础薄弱。

本文针对大涵道比涡扇发动机宽弦风扇叶片设计的特点,建立宽弦风扇叶片叶尖刮蹭显式动力学分析模型,并利用航空发动机宽弦风扇叶片与机匣刮蹭试验数据,对分析模型的计算精度进行验证。对转子加速度、转子不平衡载荷、转子振动载荷等风扇叶片与机匣刮蹭的诱发因素进行仿真参数敏感度分析,得到叶片与机匣刮蹭后叶片变形及机匣损伤规律,综合考虑风扇叶片叶尖间隙的影响因素,精确控制叶尖间隙,并从叶片、耐磨层和机匣设计角度,针对风扇叶片与机匣刮蹭问题提出优化设计方法。

1 风扇叶片与机匣刮蹭显式动力学分析

在对叶片变形量和刮蹭力的理论分析基础上,针对某型号发动机设计方案,采用显式动力学分析的方法,建立了宽弦风扇叶片叶尖刮蹭显式动力学分析模型。

1.1 风扇叶片叶尖刮蹭理论模型

风扇叶片叶尖与机匣刮蹭问题,通常被简化为具有周期性交变载荷的旋转悬臂梁结构,通过非线性动力学响应的方法求解^[11]。如图 1 所示,叶尖弯曲变形量为 $\theta(L, t)$,其中 L 为叶片长度, t 为时间;叶片弯曲变形总量为 β_{up} ,可以分解为叶

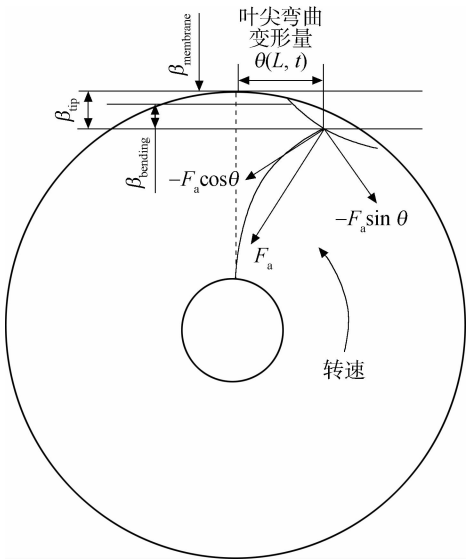


图 1 叶片变形量和刮蹭力理论分析
Fig. 1 Theoretical analysis of blade deformation and rubbing

片的弯曲变形量 β_{bending} 和叶片与机匣刮蹭后展开效应产生的叶片缩短量 β_{membrane} 。叶片与机匣的刮蹭力 F_a 由径向载荷和周向剪切力合成,为随时间周期性变化量。

1.2 风扇叶片与机匣刮蹭仿真模型

转子加速度载荷显式动力学分析模型如图 2 所示,采用八节点六面体实体单元,包含 104 万单元,126 万节点;仿真风扇部件试验,包含风扇叶片、风扇盘、轴、风扇包容机匣和进气机匣。

模型材料参数,如密度、弹性模量、泊松比等通过材料试验标定,并包含高应变率数据。模型中未考虑公差、加工误差、装配误差、试验误差等因素,忽略机匣与轴承座之间的结构对系统响应以及气动力和重力的影响。

如图 3 所示,在轴端施加旋转速度边界载荷,对风扇机匣后安装边以及轴承支撑固支约束。叶尖与机匣采用面面接触,轴承接触采用点面接触,

风扇机匣与进气道采用绑定接触^[11-12]。

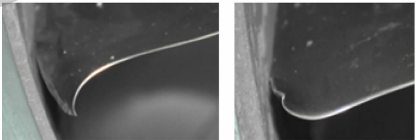
2 风扇叶片与机匣刮蹭分析方法
试验验证

2.1 风扇叶片与机匣刮蹭试验

以某型号发动机试验中发生的叶片与机匣刮蹭事故为例,如图 4 所示,在试验件设计中,风扇叶片叶尖与机匣设计间隙为 2 mm,事故中机匣试验件耐磨层磨损,叶尖处发生塑性变形,风扇叶片叶尖卷曲,并且大部分向压力面方向卷曲,小部分向吸力面方向卷曲,说明叶尖伸长量大于 2 mm。



(a) 试验件整体摩擦情况



(b) 叶尖变形

图 4 试验中发生的风扇叶片与机匣刮蹭

Fig.4 Rubbing between fan blade and case in test

2.2 风扇叶片与机匣刮蹭过程仿真分析

风扇叶片与机匣刮蹭结果显示,风扇叶片在突加外力作用下伸长与机匣冲击,能够导致叶片突然伸长的因素包括转子卡滞和转速突变。试验后转子支撑系统未发现明显损伤,因此转子卡滞因素可以排除。转速突变在控制系统指令错误、驱动电动机功率输出异常情况下均有可能发生,其后果是对转子施加突加加速度。在图 2 所示风扇叶片与机匣分析模型中,对风扇转子施加突加加速度,试验转速变化范围为 0~8 000 r/min,当加速时间少于 50 ms 时,叶片将会出现明显的变形,导致风扇叶片叶尖和机匣之间的刮蹭,从而损伤风扇叶片和风扇机匣。风扇叶片叶尖和机匣之间的刮蹭过程如图 5 所示。

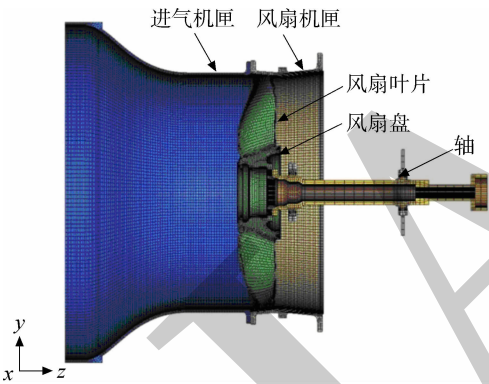


图 2 风扇叶片与机匣分析模型

Fig.2 Analysis model of fan blade and case

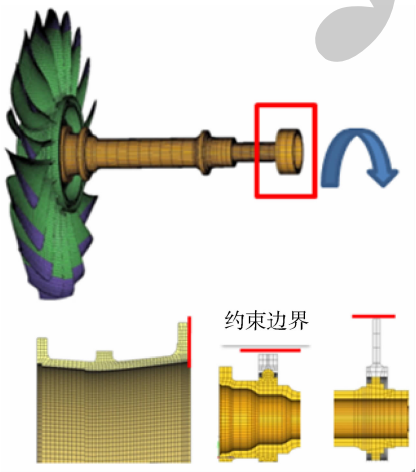
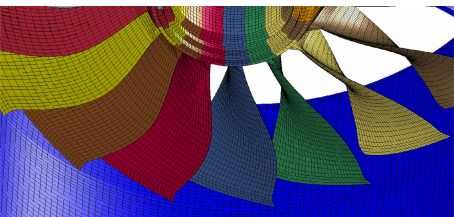
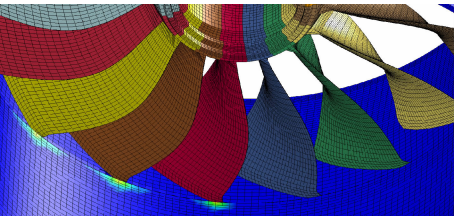


图 3 模型载荷施加和约束边界

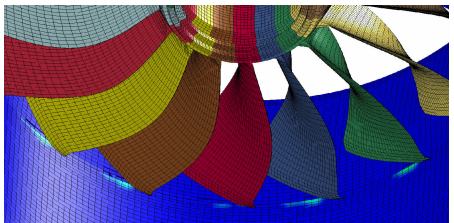
Fig.3 Load and constraint setting of model



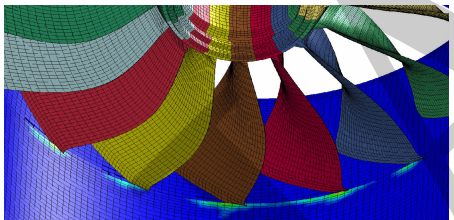
(a) 计算时间: 0 ms



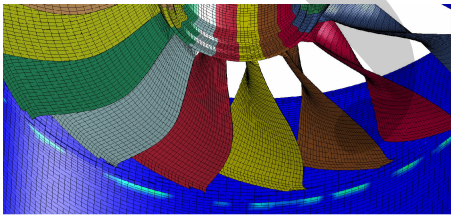
(b) 计算时间: 3 ms



(c) 计算时间: 5 ms



(d) 计算时间: 9 ms



(e) 计算时间: 17 ms

图 5 叶尖与机匣之间的刮蹭过程

Fig. 5 Rubbing process between blade tip and case

2.3 叶片运动、变形及损伤规律分析

叶片变形仿真分析结果如图 6 所示,叶尖塑性变形与试验结果一致。

叶片受离心力和加速度载荷作用而向弦向展开,展开过程伴随叶尖前缘径向伸长。由于叶尖前缘径向间隙较小,在伸长量大于叶尖前缘径向间隙时会导致叶尖前缘刮蹭机匣耐磨层。此时加

速度载荷的作用仍在持续,叶尖前缘与机匣耐磨层将有一个持续接触的过程,此时叶尖如图 7(a)所示向压力面方向卷曲。

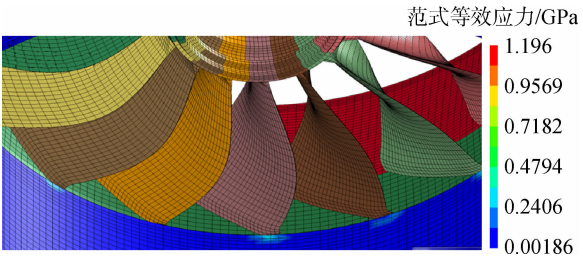
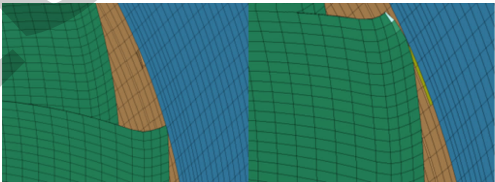


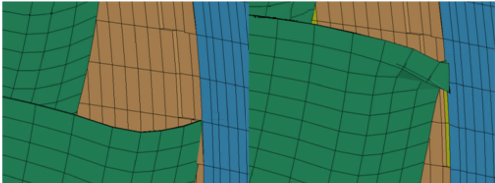
图 6 叶片变形仿真分析结果

Fig. 6 Simulation result of blade deformation

随着叶片旋转,叶片与机匣耐磨层之间的界面力(包括冲击力、切削力、摩擦力等)会进一步导致叶片展开变形,使叶尖前缘向进气道方向移动,进而产生叶尖前缘与进气道之间的刮擦损伤。此时,大部分叶尖仍然向压力面方向卷曲,但也存在较小概率,如图 7(b)所示叶尖与进气机匣安装边撞击,导致少部分叶片叶尖向吸力面方向卷曲。



(a) 前弯叶片形成过程



(b) 后弯叶片形成过程

图 7 叶尖卷曲变形分析

Fig. 7 Deformation analysis of blade tip curl

为更加准确地捕捉试验机匣损伤状态,建立细网格有限元模型,分析进气机匣损伤和叶尖变形过程。将试验机匣损伤痕迹所在部位的进气机匣网格进行加密。计算结果如图 8(a)所示,前序叶片导致机匣损伤结果与试验中机匣损伤痕迹相吻合,此时前序叶片叶尖向压力面方向卷曲。此外,在小概率状态下,后序叶片会进入前序叶片与进气机匣刮蹭产生的划痕,导致如图 8(b)所示叶尖向吸力面方向卷曲。

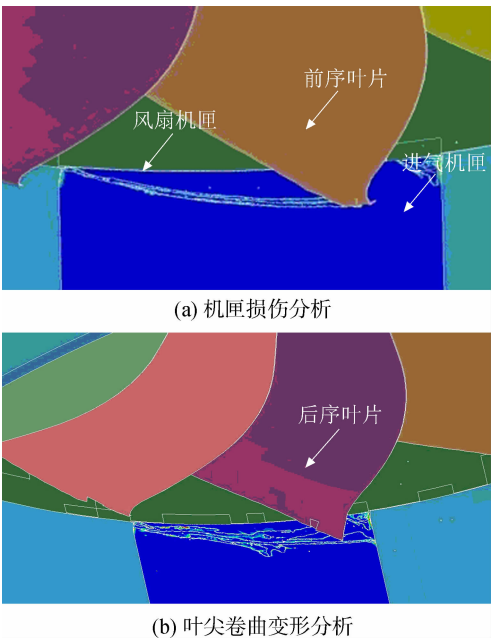


图 8 进气机匣损伤分析

Fig. 8 Analysis of the inlet case failure

3 风扇叶片与机匣刮蹭参数敏感度分析

风扇叶片与机匣刮蹭分析结果表明,在正常工作转速下运转的风扇叶片不会导致叶片和机匣的损伤。但在某些特定工况下,如图 4 所示功率控制杆在极短的时间内从最小位置推到最大位置而造成的发动机加速度载荷,或者因偏心而造成的转子不平衡载荷,因发动机振动而造成的振动载荷等,都有可能造成风扇叶片与机匣发生非正常刮蹭损伤。

加速度对叶片变形影响的主要原因是重力产生的运动滞后效应,叶片由轮盘带动旋转,当加速度过大时,在叶片根部产生较大周向位移的情况下,叶尖部位仍处于静止状态,而在叶尖周向位移与叶根同步的过程中,整个叶片承受径向冲击载荷,导致叶片整体径向伸长,理论上,加速度越大,叶片径向冲击载荷当量越大,叶尖伸长量也将越大。

本文在发动机转子不同角加速度导致的惯性力、偏心、振动等因素作用下,通过参数敏感度分析,仿真风扇叶片和机匣响应,对风扇叶片与机匣刮蹭诱发因素进行定量分析,为风扇叶片与机匣防刮蹭结构优化设计提供输入。风扇转子从 0 r/min 加速到 8 000 r/min,加速时间分别取 25、50、125、250、500 ms,分析不同角加速度载荷引起的叶尖伸长量的变化。不同加速时间对应的转子

响应特征如图 9 所示,随着加速时间的延长,叶片整体变形量逐级减小。

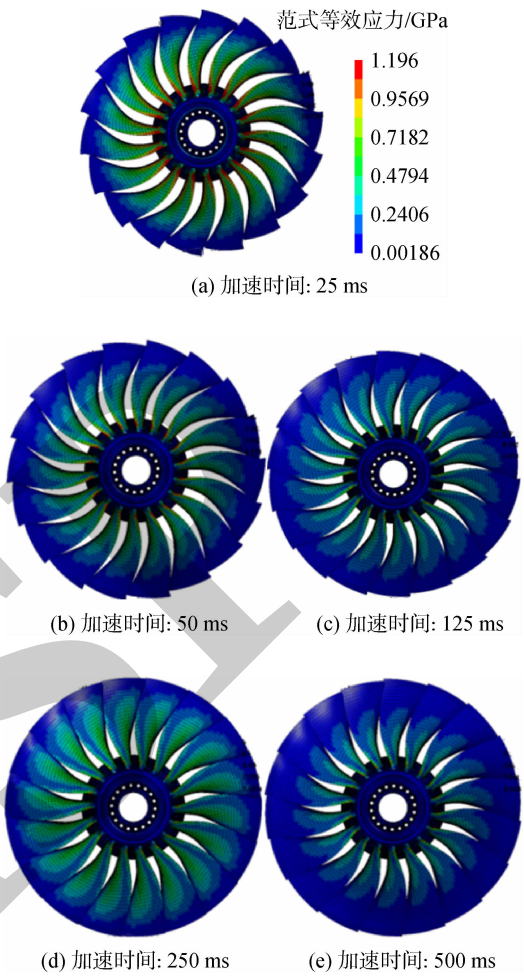


图 9 不同加速时间对应的转子响应特征

Fig. 9 Rotor response under different acceleration times

图 9 中,五种加速时间下,叶片的动态变形随加速时间变化量如表 1 和图 10 所示,只有当加速时间大于 250 ms 时,叶尖径向伸长量足够小,满足试验件叶尖间隙 2 mm 设计要求。

此外,对不同加速时间下叶尖轴向伸长量分

表 1 风扇叶片在不同加速时间下径向伸长量
Table 1 Fan blade radial elongation under different acceleration times

加速时间/ms	叶尖径向伸长量/mm
25	3.51
50	3.36
125	2.50
250	1.52
500	0.84

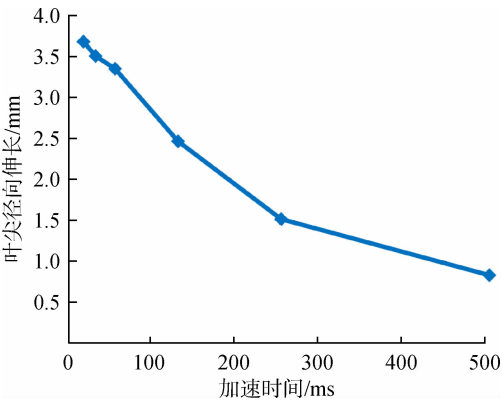


图 10 加速时间-叶尖径向伸长量关系曲线
Fig. 10 Relationship curve of acceleration time and blade tip radial elongation

析结果如表 2 和图 11 所示,随着加速时间的增加,叶尖轴向伸长量也随之减小。因此,保证足够长的加速时间,可以减小叶片与进气机匣刮蹭的风险。

表 2 风扇叶片在不同加速度时间下轴向伸长量
Table 2 Fan blade axial elongation under different acceleration times

加速时间/ms	叶尖轴向伸长量/mm
25	71.3
50	47.5
125	13.1
250	6.75
500	3.81

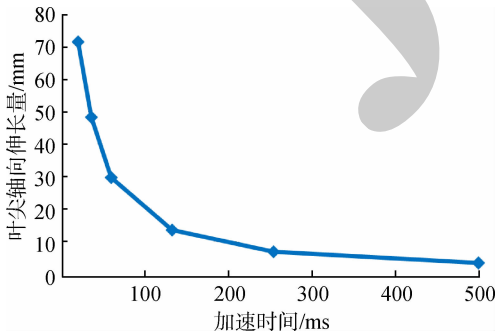


图 11 加速时间-叶尖轴向伸长量关系曲线
Fig. 11 Relationship curve between acceleration time and blade tip axial elongation

此外,本文在风扇盘内缘设置不平衡载荷,考察不同的偏心质量产生的转子不平衡载荷对风扇叶片与机匣刮蹭的影响^[13]。分析结果显示,只有在转子不平衡量达到加工偏差 20 倍以上时,叶尖

与机匣才可能发生刮蹭,该不平衡量量级在实际航空发动机中不可能存在。因此,在导致风扇叶片与机匣刮蹭的因素中,转子不平衡载荷可以忽略。

考虑试验台基座受到外界干扰力可能偶然发生振动,这种偶发振动产生的加速度可能对试验器转子产生扰动。为考察不同的转子振动载荷对风扇叶片与机匣刮蹭的影响,在图 2 所示模型中施加不同宽度和峰值的加速度脉冲载荷,分析风扇叶片的响应^[14]。分析结果显示,只有在振动载荷幅值达到 9.8 N 量级时,叶尖与机匣才可能发生刮蹭,该振动载荷量级在实际航空发动机中不可能存在。因此,在导致风扇叶片与机匣刮蹭的因素中,转子振动载荷可以忽略。

4 风扇叶片与机匣防刮蹭结构设计

风扇叶片与机匣刮蹭参数敏感度分析结果表明,发动机在起动和停车过程中的加速度过大是造成风扇叶片与机匣刮蹭的主要因素。因此,通过加速度载荷导致的风扇叶片与机匣刮蹭规律分析,研究风扇叶片和机匣的变形与损伤特性,为防止风扇叶片和机匣刮蹭为目的的结构设计提供输入。

4.1 风扇叶片叶尖间隙模型

基于风扇叶片与机匣刮蹭分析结果,考虑加工等因素,得到在工程设计中风扇叶片叶尖间隙计算方法

$$D_w = D_d + \epsilon_r + \epsilon_c + d_d + d_b + d_c + \sigma$$

其中 D_w 为发动机工作状态下叶尖间隙; D_d 为叶尖设计间隙; ϵ_r 为风扇转子最大加工正误差; ϵ_c 为风扇机匣最大加工负误差; d_d 为发动机工作转速产生的离心载荷下风扇盘径向增长量; d_b 为发动机工作转速产生的离心载荷下风扇叶片径向增长量; d_c 为风扇机匣在气动、重力等载荷作用下径向尺寸变化; σ 是加速度引起的叶尖间隙变化量。

通常情况下,风扇转子最大加工正误差 ϵ_r ,风扇机匣最大加工正误差 ϵ_c 对特定的试验件而言取决于加工工艺的固定值。发动机工作转速产生的离心载荷下风扇盘径向增长量 d_d ,风扇机匣在气动、重力等载荷作用下的径向尺寸变化 d_c 通常可以被忽略^[15-17]。

因此,本文主要讨论发动机工作转速产生的离心载荷下风扇叶片径向增长量 d_b ,加速度载荷引起的叶尖间隙变化量 σ 对叶尖间隙的影响,作为叶片与机匣防刮蹭优化设计的输入。

4.2 风扇叶片设计

通过风扇叶片静力学特性仿真,分析叶片在离心力作用下,并考虑不同弯掠特性,对叶尖间隙的影响,从而对风扇叶片设计提供建议。

4.2.1 风扇叶片静力学特性

通过静力学分析方法,计算风扇叶片在离心惯性力下径向伸长量^[18]。本文以 300 mm 展向长度的宽弦弯掠风扇叶片为分析对象,最大扭转角为 61°,风扇叶片工作转速为 8000 r/min。风扇叶片数值仿真模型如图 12 所示,采用 8 节点实体单元,包含 44 135 个单元和 60 049 个节点,叶片底部约束 x 、 y 、 z 三个自由度,施加工作转速。

叶片静态和旋转状态下的叶型如图 12 所示,叶片整体呈现前掠变形,即叶片前缘向压力面方向变形,叶片尾缘向吸力面方向变形,变形量从叶尖到叶根逐渐减小。风扇叶片在离心力下位移如图 13 所示,叶片最大位移量发生在叶片尾缘叶尖部位,量级为 13.8 mm。

此外,不同转速下前缘叶尖径向伸长量计算结果如表 3 所示。

表 3 不同转速叶尖伸长仿真结果
Table 3 Simulation results for blade elongation under different rotation speeds

转子转速/(r/min)	叶尖径向伸长量/mm
4 000	0.032 7
6 000	0.193
8 000	0.472

4.2.2 风扇叶片扭转角度及响应分析

此外,通过静力学分析方法,计算风扇叶片扭转角度对叶片叶尖伸长量的影响,以图 12 风扇叶片扭转角 61°基础上分别扭转 -10°、0°、10°、20°、30°,生成不同扭转角度的风扇叶片模型,如图 14 所示。叶片工作转速为 8000 r/min。

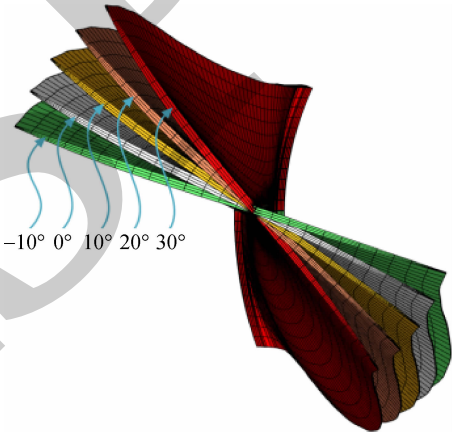


图 14 不同扭转角度风扇叶片有限元模型
Fig. 14 Finite element model of fan blade with different twist angles

不同扭转角度风扇叶片计算结果如表 4 所示。叶片叶尖前缘伸长量随着扭转角度的增加而增大。即随着风扇叶片扭转角度的增大,需要设计更大的叶尖间隙,以满足风扇叶片和机匣刮蹭的要求,这将不可避免地导致气动性能的下降。

表 4 不同扭转角度叶尖径向伸长量仿真结果
Table 4 Simulation results for blade tip radial elongation with different twist angles

扭转角度/(°)	叶尖径向伸长量/mm
-10	0.507
0	0.472
10	0.422
20	0.379
30	0.343

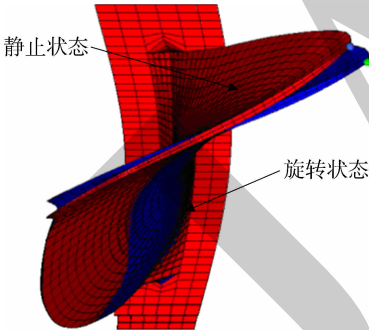


图 12 风扇叶片有限元模型
Fig. 12 Finite element model of fan blade

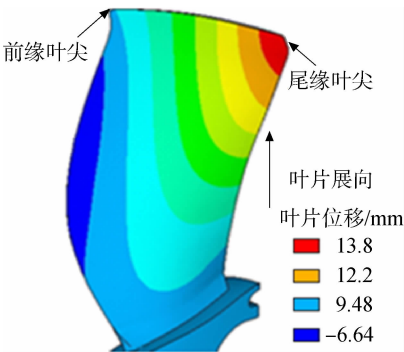


图 13 风扇叶片离心力下位移云图
Fig. 13 Contour of fan blade displacement under inertia force

计算结果显示,叶尖径向伸长量随转子转速增加呈非线性关系,叶尖径向伸长量增加速率远大于转速增加值,叶尖径向伸长量对转速非常敏感,风扇叶片极限转速下叶片径向伸长量分析应该作为设计体系的工作之一。此外,在风扇叶片设计中,需要选取合理的扭转角度以同时满足安全性和气动性能的要求。

4.3 机匣包容区域设计

通过异常载荷引起的叶尖间隙变化仿真,分析机匣包容区域设计所需要关注的因素。刮蹭载荷下叶尖轴向伸长如图 15 所示,叶尖前缘与风扇机匣发生刮蹭,叶尖前缘向发动机进口方向移动,与进气机匣发生刮蹭。

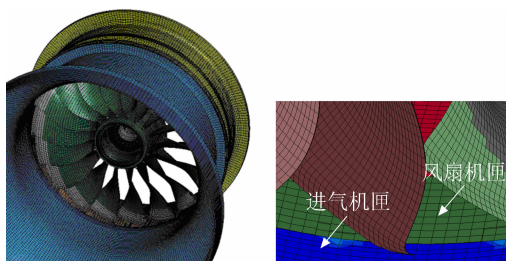


图 15 刮蹭载荷下叶尖轴向伸长量

Fig. 15 Axial elongation of the blade tip with rubbing loads

计算结果显示,需要在风扇机匣包容区设计中主动考虑异常载荷的影响,增大安全性设计域度,减小事故发生的可能性。

4.4 机匣耐磨层设计

通过异常载荷引起的叶尖间隙变化仿真,分析机匣耐磨涂层设计所需要关注的因素。刮蹭载荷下机匣耐磨涂层失效分析结果如图 16 所示,在转子加速度等异常载荷下,叶片会对机匣进行刮蹭,机匣耐磨涂层相应产生损伤。

分析结果表明,需要在风扇机匣耐磨层设计

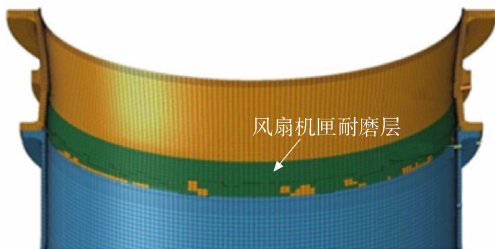


图 16 机匣耐磨层失效分析结果

Fig. 16 Analysis result of the wear-resistant layer failure of case

中主动考虑异常载荷的影响,通过增加耐磨层厚度、设计合理的耐磨层材料参数等方式,减小风扇叶片对其冲击损伤。

风扇叶片与机匣刮蹭诱发因素和刮蹭后损伤试验与分析结果表明,需要综合考虑风扇叶片叶尖间隙的影响因素,从叶片、耐磨层和机匣设计角度,针对风扇叶片与机匣刮蹭问题进行优化设计。

5 结 论

本文针对大涵道比涡扇发动机宽弦风扇叶片与机匣刮蹭的诱发因素及刮蹭载荷下复杂的响应特征,开展风扇叶片和机匣刮蹭问题研究。通过对某型发动机设计方案中,风扇叶片与机匣刮蹭的诱发因素,尤其各载荷下叶片变形规律分析发现,发动机在起动和停车过程中的加速度过大,极有可能造成风扇叶片与机匣的刮蹭,而振动、转子偏心等载荷产生的叶尖伸长量可忽略。

对发动机试验过程中,实际发生的风扇叶片和机匣刮蹭现象,建立仿真模型,可分析叶片变形特征及对应机匣的损伤特性,并可再现风扇叶片和机匣发生刮蹭后风扇叶片叶尖卷曲、机匣耐磨层磨损、进气机匣损伤等可能的损伤形态。

风扇叶片与机匣刮蹭诱发因素和刮蹭后损伤试验与分析结果表明,在航空发动机风扇叶片与风扇机匣工程设计过程中,除对设计方案进行传统的静力学分析校核外,还需要将瞬态冲击分析纳入风扇叶片与风扇机匣安全性设计。本文综合考虑风扇叶片叶尖间隙的影响因素,从风扇叶片、耐磨层和风扇机匣设计角度,为风扇叶片与机匣刮蹭问题提供了方向和思路。

参考文献:

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等. 大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报,2008,23(6):976-980.
LIU Daxiang, JIN Jie, PENG Youmei, et al. Summarization of development status and key technologies for large airplane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):976-980. (in Chinese)
- [2] 杨雯,杜发荣,郝勇,等. 宽弦空心风扇叶片动力响应特性研究[J]. 航空动力学报,2007,22(3):444-449.
YANG Wen, DU Farong, HAO Yong, et al. Investigation of dynamic response property of wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 23(3):444-449. (in Chinese)
- [3] 梁春华. 高性能航空发动机先进的风扇和压气机叶片综述[J]. 航空发动机,2006,32(3):49-52.
LIANG Chunhua. Overview of advanced fan and compressor blade/vane in high performance aero-engine[J]. Aero-

engine,2006,32(3):49-52. (in Chinese)

[4] SARKAR S,ATLURI S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure[J]. Finite Element in Analysis and Design, 1996,23(2):211-223.

[5] 侯冠群,尚波生. 宽弦风扇叶片技术的发展[J]. 国际航空, 2002(12):45-47.
HOU Guanqun, SHANG Bosheng. Development wide chord fan blades technological[J]. International Aviation, 2002(12):45-47. (in Chinese)

[6] 陈巍,杜发荣,李云清. 航空发动机转子碰摩故障状态识别[J]. 航空动力学报,2009,24(8):1706-1713.
CHEN Wei,DU Farong,LI Yunqing. Identification of rotor-rubbing malfunctions in aero-engines [J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(8):1706-1713. (in Chinese)

[7] 杨家礼,涂孟熙,张亿力,等. 一种涡轮叶尖间隙控制技术[J]. 航空动力学报,2014,29(9):2195-2201.
YANG Jiali, TU Menggang, ZHANG Yili, et al. A tip clearance control technology for turbine [J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(9):2195-2201. (in Chinese)

[8] TENG X,WIERZBICKI T. Gouging and fracture of engine containment structure under fragment impact[J]. Journal of Aerospace Engineering,2008,21(3):174-179.

[9] 杨剑秋,王延荣. 基于正交试验设计的空心叶片结构优化设计[J]. 航空动力学报,2011,26(2):376-384.
YANG Jianqiu, WANG Yanrong. Structural optimization of hollow fan blade based on orthogonal experimental design[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (2): 376-384. (in Chinese)

[10] 蒋向华,王延荣. 航空发动机转子级鸟撞损伤及机匣包容数值模拟[R]. 北京:中国航空学会第 1 届航空发动机数值仿真与数字化设计学术交流会,2008.

[11] SINHA S K. Non-linear dynamic response of a rotating radial Timoshenko beam with periodic pulse loading at the free-end[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics,2005,40(1):113-149.

[12] FORSBERG J, NILSSON L. Evaluation of response surface methodologies used in crashworthiness optimization [J]. International Journal of Impact Engineering,2006,32(5):759-777.

[13] 荣见华,姜节胜,胡德文,等. 基于应力及其灵敏度的结构拓扑渐进优化方法[J]. 力学学报,2003,35(5):584-591.
RONG Jianhua,JIANG Jiesheng, HU Dewen, et al. A structural topology evolutionary optimization method based on stresses and their sensitivity [J]. Acta Mechanica Sinica, 2003,35(5):584-591. (in Chinese)

[14] 刚铁. 宽弦空心风扇叶片结构设计及强度分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.
GANG Tie. Research on structural design and stress analysis of hollow fan blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2005. (in Chinese)

[15] KRISHNAMURTHY T. Response surface approximation with augmented and compactly supported radial basis functions[R]. AIAA-2003-1748,2003.

[16] JIN R,CHEN W,SIMPSON T W. Comparative studies of meta modelling techniques under multiple modeling criteria [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2001, 23(1):1-13.

[17] 梁武昌,楚武利,朱俊强,等. 非轴对称尖部间隙对轴流压气机性能影响的实验研究[J]. 航空动力学报,2004,19(2):233-236.
LIANG Wuchang,CHU Wuli,ZHU Junqiang, et al. Effects of asymmetric tip clearance on axial flow compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (2): 233-236. (in Chinese)

[18] KURTARAN H,ESKANDARIAN A,MARZOUGUI D, et al. Crashworthiness design optimization using successive response surface approximations [J]. Computational Mechanics,2002,29(4/5):409-421.

(编辑:陈 越)