

Trent900 发动机风扇叶片飞失后 低压转子动力学行为仿真

徐 雪¹, 李宏新², 冯国全¹

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;
2. 中国航空发动机集团有限公司 集团总部, 北京 100097)

摘 要: 为深入理解三转子大涵道比涡扇发动机风扇叶片飞失情况下的低压转子及结构保险的动力学行为特征,选取 Trent900 发动机为研究对象,分析了对于风扇叶片飞失(FBO)有重要影响的结构设计特点,进而开展了转子之间动力学耦合影响、结构保险的模拟、风扇叶片简化方法研究。构建了满足 Trent900 发动机 FBO 模拟的三维转/静子简化模型。完成了 FBO 之后转子旋转约 360°的动力学行为模拟,并与 Trent900 发动机公布的 FBO 试验录像进行了对比。结果表明:①仿真结果与 FBO 试验录像在宏观现象的时间顺序一致;②主结构保险完全失效后,外传振动载荷较失效前降低约 45%;③次级结构保险为低压转子提供新的前支点并保护风扇轴。

关 键 词: Trent900 发动机; 大涵道比; 风扇叶片飞失; 结构保险; 瞬态动力学; 结构仿真
中图分类号: V231.96 **文献标志码:** A

Low pressure rotor dynamic behavior simulation of Trent900 engine after fan blade out

XU Xue¹, LI Hongxin², FENG Guoquan¹

- (1. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;
2. Corporation Headquarter, Aero Engine Corporation of China, Beijing 100097, China)

Abstract: To enhance the understanding of the dynamic behavior of the low pressure rotor and structural fuse in three-shaft high bypass ratio turbofan engine during a fan blade off (FBO) event, the Trent900 was selected as the research sample. The structural characteristics which may cause important influence was analyzed, and the research on the influence of the dynamic coupling between the rotors, the simulation of structural fuse, and fan blade simplification was conducted. The three-dimensional rotor/stator simplified model for the FBO simulation was built. The simulation of 360 degree rotating of the fan rotor was performed and compared with the video of Trent900 engine FBO rig test. The results revealed that: (1) the simulation results matched the video of FBO rig test in the time sequence of macro phenomena. (2) The breakage of main structural fuse can reduce the output vibration load by about 45%. (3) Secondary structural fuse can form a new front support for the low pressure rotor and protect the fan shaft.

收稿日期: 2019-08-20
作者简介: 徐雪(1980—),男,高级工程师,硕士,主要从事航空发动机总体结构研究。

引用格式: 徐雪,李宏新,冯国全. Trent900 发动机风扇叶片飞失后低压转子动力学行为仿真[J]. 航空动力学报,2020,35(4):744-756. XU Xue,LI Hongxin,FENG Guoquan. Low pressure rotor dynamic behavior simulation of Trent900 engine after fan blade out[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(4):744-756.

Key words: Trent900 engine; high bypass ratio; fan blade out; structural fuse; transient dynamic; structural simulation

为了保证航空发动机在极端情况下的安全性,国内外各适航法规都要求新研制的民用航空涡扇发动机必须通过风扇叶片飞失(fan blade out,FBO)试验^[1-3],使得 FBO 的设计和试验技术成为民用航空发动机领域重要的技术壁垒之一。整机 FBO 的物理过程具有高度非线性、高度瞬态运动、多部件碰撞和损伤等特点^[4],其仿真分析不仅是结构保险与整机结构动力学行为匹配设计的桥梁,而且为 FBO 试验的测试设计、安全防护等提供设计参考。尤其是 FBO 后低压转子旋转 1 周内发生的多个动力学过程直接关系到多项适航条款,因此研究意义更为重要。

1) 飞失叶片与机匣的碰撞包容过程关系到是否满足包容性条款;

2) 飞失叶片与后续叶片的碰撞损伤过程^[5]影响受损低压转子的不平衡载荷,关系到是否满足持续旋转条款^[1];

3) 结构保险触发过程^[6]影响受损低压转子的支点数量及支承刚度,关系到是否满足持续旋转条款和外传振动载荷要求条款^[1]。

国外的整机 FBO 仿真开始于 20 世纪 90 年代。美国 General Electric(GE)公司的 Sinha 系统地研究和开发了整机计算的理论方法和计算程序^[5],并开展了具有工程背景的仿真应用^[7]。英国 Rolls Royce(RR)公司的 Williams 开展了整机 FBO 仿真中风扇转子叶尖严重碰摩的瞬态动力学行为的计算方法研究,提出了一维梁单元和三维实体混合建模的方法^[8]。法国斯耐克玛公司的 Cosme 等开展了整机 FBO 与结构保险失效的仿真,并与整机试验测试结果进行了对比^[6]。

国内近几年各主要航空院校和研究机构也开展了相关仿真研究和原理性试验验证。马艳红等就发动机叶片丢失问题开展了综述研究,系统地阐述了仿真分析所采用的建模技术、求解方法和分析过程^[9]。洪杰等开展了 FBO 激励下的柔性转子动力学响应研究,分析了大不平衡力作用下转子的持续碰摩过程^[10]。刘璐璐等开展了缩比的 FBO 模拟试验与仿真研究,获得了承力机匣的外传振动特点及载荷的主要成分^[11]。马驰等开展了结构保险失效过程对于整机结构动力学影响研究,获得了一些结构保险熔断设计参数与整机动力学响应的关系^[12]。但是目前国内在真实航

空发动机的工程设计与试验背景下的 FBO 瞬态动力学行为仿真研究相对较少。

针对上述薄弱点,本文以 FBO 后低压转子旋转 1 周内的动力学行为仿真为目标,以 Trent900 发动机为研究对象,开展贴近工程结构的模型简化和整机 FBO 仿真研究,并同其公布的整机 FBO 试验录像进行对比分析,以期进一步了解 FBO 后低压转子动力学行为以及结构保险的机理,从而进一步验证仿真分析方法,并为后续的研究和设计提供参考。

1 Trent900 发动机结构设计特点

1.1 Trent900 发动机的总体结构布局

Trent900 发动机是 RR 公司研制的三转子大涵道比涡扇发动机,转子、承力机匣及安装结构见图 1,参数见表 1。主安装节和辅助安装节分别布置在中介机匣和涡轮后机匣上方,推力拉杆布置在中介机匣两侧。

1.2 结构保险及传力路线

Trent 系列发动机的 FBO 结构保险包括:No.1 支点轴承位置的主结构保险、No.2 轴承内环处的次级结构保险(风扇后轴保护环)和风扇保持轴^[13],见图 2。主结构保险在被触发后断开与 No.1 轴承和轴承座的连接;随后风扇保护环作为次级结构保险与中压压气机前轴颈接触形成新的低压转子前支点,风扇保护环在低压转子和中压转子之间形成滑动摩擦,保护两个转子不发生直接接触造成断裂;风扇保持轴在正常工作过程中不传递载荷,一旦风扇后轴断裂时限制风扇叶轮向前位移,使其不会整体向前飞出^[13]。因此 Trent900 发动机 FBO 载荷主传力路线有 3 条,见图 1 中红色箭头。

1) 结构保险触发前低压转子的不平衡载荷传力路线:风扇盘→风扇后轴→No.1 轴承→No.1 支点轴承座→前承力机匣前锥壁→中压压气机机匣→中介机匣→主安装节→发动机吊挂。

2) 结构保险触发后低压转子的不平衡载荷传力路线:风扇盘→风扇后轴→风扇后轴保护环→No.2 轴承→No.2 支点轴承座→前承力机匣后锥壁→中压压气机机匣→中介机匣→主安装节→发动机吊挂。

3) 飞失叶片撞击风扇机匣和风扇转/静子碰摩的传力路线: 风扇机匣→前承力机匣→中

压压气机机匣→中介机匣→主安装节→发动机吊挂。

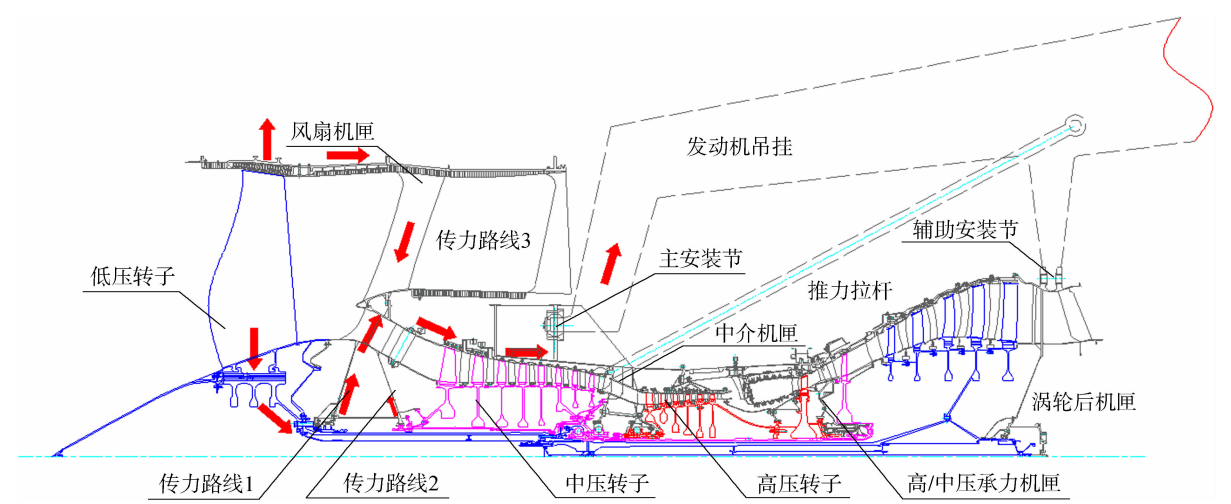


图 1 Trent900 发动机的总体结构布局图
Fig. 1 Sketch of Trent900 engine arrangement

表 1 Trent900 发动机的转子及支承参数表^[14-15]
Table 1 Rotor and support parameters of Trent900 engine^[14-15]

参数	数值及说明		
	低压转子	中压转子	高压转子
100%物理转速/(r/min)	2 900	8 300	12 200
旋转方向(顺航向)	逆时针	逆时针	顺时针
支承形式	0-2-1	1-1-1	1-0-1
风扇机匣	No. 1 轴承(滚棒)	No. 2 轴承(滚棒)	
中介机匣	No. 3 轴承(滚珠)	No. 4 轴承(滚珠)	No. 5 轴承(滚珠)
高/中压承力机匣		No. 7 轴承(滚棒)	No. 6 轴承(滚棒)
涡轮后机匣	No. 8 轴承(滚棒)		

注: No. 3 轴承为低压转子和中压转子的中介轴承。

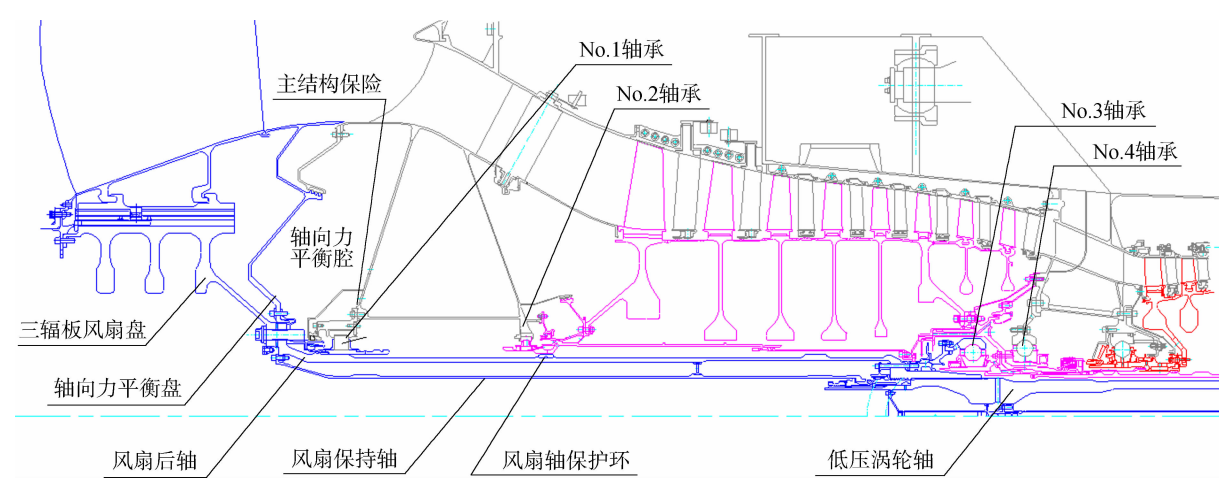


图 2 Trent900 发动机风扇转子结构示意图
Fig. 2 Fan rotor structure of Trent900 engine

2 具体的仿真目标

根据上述研究目标,本文重点关注以下 3 个具体的动力学行为:

- 1) 低压转子在大不平衡力作用下的快速大变形响应,以风扇盘前端轴心轨迹为主要表征;
- 2) 传力路线上的载荷变化,以轴承座、安装节等位置的结构应力为主要表征;
- 3) 结构损伤行为,以飞失叶片与机匣的冲击及损伤、剩余风扇叶尖与机匣的局部碰摩应力及变形和结构保险的触发破损等为主要表征。

前两个目标涉及低压转子的整体动力学响应特性,简称“宏观行为”,第 3 个目标发生在零件局部,简称“微观行为”。

3 模型简化方法

3.1 模型简化原则

为尽可能真实地模拟动力学行为,在模型简化时,除了考虑“质量”、“刚度”、“模态”3 个等效等通用模型简化原则之外,还要考虑以下具体简化原则:

- 1) 主传力路线上零件的结构形式、装配关系、空间位置尽可能保持真实;
- 2) 初始状态下零件相互接触面的形式和尺度尽可能保持真实;
- 3) 运动过程中发生接触、破损的零件的相关结构形式和尺度尽可能保持真实。

3.2 风扇叶片的简化

飞失叶片撞击后续叶片的动力学行为与后续叶片在碰撞位置的叶形角、弦长和叶片截面刚度等息息相关。在风扇叶片模型简化中,叶尖半径、叶片高度和最大轴向弦长等参数与 Trent 900 发动机保持一致,叶根、叶中、叶尖截面的叶形角、最大厚度、截面惯性矩等参数参照典型的工程取值。由于空心钛合金工艺历来是 RR 公司的专利技术,其空心结构相关参数未知,在本研究中简化为实心叶片,同时通过调整材料密度实现叶片质量接近原始设计值。叶片的主要参数见表 2。简化后飞失叶片的质量与真实叶片基本一致,从而保证了与机匣碰撞能量基本一致;但由于消除了空心结构,也提升了截面惯性矩,消除了局部的应力集中,实际上增强了叶片中部的强度和抗打伤能力,由此带来的影响在结论中着重关注讨论。

表 2 风扇叶片简化模型的主要参数
Table 2 Major parameters of fan blade simplified model

参数	数值
叶尖外半径(前缘)/mm	1473.2
叶片高度(前缘)/mm	1065
叶中截面积/10 ³ mm ²	9.60
叶中截面惯性矩/10 ⁶ mm ⁴	3.54
叶尖弦长/mm	570
叶中弦长/mm	620
叶根弦长/mm	315
叶尖叶型安装角/(°)	58
叶中叶型安装角/(°)	30
叶根叶型安装角/(°)	5
叶片质量/kg	10

3.3 整机模型的简化

3.3.1 模型简化方法

为了研究各大部件对 FBO 的影响,同时探索在满足研究目标的前提下尽可能降低计算量,开展了不同整机模型简化方法的对比研究。以三维结构模型为基础,开展了 3 轮逐次递进的模型简化和试算分析,逐步简化掉对 FBO 影响较小的部件,同时逐步丰富与 FBO 紧密相关的结构细节,具体内容见图 3、图 4 以及表 3。

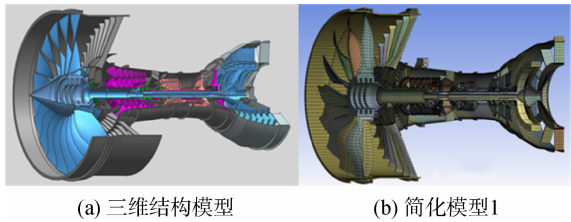


图 3 结构模型和简化模型 1
Fig. 3 Structural model and simplified model 1

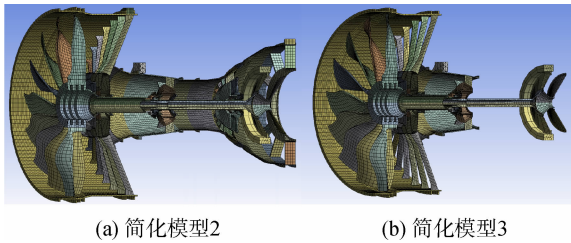


图 4 简化模型 2 和简化模型 3
Fig. 4 Simplified model 2 and model 3

模型采用笛卡儿坐标系,具体定义为:以发动机旋转轴线为 X 轴,逆航向为正;发动机水平方向为 Y 轴,逆航向右侧为正;发动机垂向为 Z 轴,向上为正。

3.3.2 简化模型的模态对比分析

针对 3 种简化模型开展了支点约束下的转子模态分析,由于高压转子完全独立于其他两个转子,因此分析中仅考虑了低压转子和中压转子,主要模态对比见表 4。

模态对比分析表明:

1) 在 500 Hz 的频率范围内,3 个简化模型在涉及到 FBO 动力学行为的低压转子振动模态上振型基本一致,频率上只有 1 个振型的频率差距超过 10%,其余均符合得较好;

2) 简化模型 3 中完全去掉了中压转子,因此其没有中压转子相关的模态,但是从振型上来看,在 500 Hz 的频率范围内,中压转子的主要振型是中压涡轮轴和中压涡轮盘的振动模态,由于中压转子后支点独立支承在高/中压涡轮承力机匣内,因此其对低压转子的影响有限。

3.3.3 简化模型的显式动力学对比分析

针对 3 种简化模型开展了显式动力学试算研究。轴心轨迹对比见图 5, No. 1 支点轴承座处的

结构应力对比见图 6,主安装节处的结构应力对比见图 7,叶片同一时刻的应力对比见图 8。

从图 5~图 8 对比中可以看出,在 0.02 s 之内几条曲线的趋势一致,在 0.012 s 之前上述参数的绝对值也基本一致,但之后偏差开始逐渐加大,即:在低压转子旋转 1 周的时间内,3 种简化模型对于本文关注的“宏观”和“微观”行为的影响并不显著。分析其原因如下:

1) 高压转子方面,由于其结构上完全独立于低压转子和中压转子,且不在 FBO 传力路线上,与 FBO 过程的激励和影响因素均无直接关联,因此其模型简化方法对结果的影响较小。

2) 中压转子方面, No. 3 中介轴承紧邻 No. 4 轴承,因此在瞬态响应中,低压转子的载荷能够较为直接地通过中压转子传递给中介机匣,两个转子的耦合作用并不突出,因此中压转子的简化方法对于该时间段内的 FBO 瞬态动力学的影响不明显。

3) 低压转子方面,3 个简化模型一致,因此其在叶片局部碰摩损伤、转子大变形响应、低压涡轮轴的弯/扭复合变形等行为的趋势基本一致。

4) 由于简化模型 3 减少了部分机匣,其静子及安装结构的静刚度与另外两种有差异;简化模

表 3 简化模型的演进过程及包含结构
Table 3 Evolution of simplified model and their contents

部件	简化模型 1	简化模型 2	简化模型 3
风扇转子	24 片复合弯掠叶片、风扇盘、 风扇后轴和轴向力平衡盘	同简化模型 1	同简化模型 1
前承力机匣	风扇机匣、静子叶片(承力支板)、 分流环、内机匣、轴承座和轴承	同简化模型 1	No. 1 支点轴承座(主结构保险) 相关结构进一步细化
中压压气机转/静子	转子盘鼓、前后轴颈、静子外机匣	无中压压气机 转子结构	同简化模型 2
中介机匣/主安装节	外机匣、承力支板、内机匣、 轴承座、轴承和主安装节	同简化模型 1	进一步细化安装 结构及机匣加强筋
高压转/静子	高压压气机和高压涡轮的转子、 外机匣,燃烧室外机匣	无高压转子, 仅保留外机匣	
高/中压承力机匣	外机匣、承力支板、 内机匣、轴承座和轴承	同简化模型 1	
中压涡轮转/静子	中压涡轮的盘、轴和外机匣	同简化模型 1	
低压涡轮转/静子	低压涡轮的轴、盘的等效圆环 (按照质量、质心转动惯量)和外机匣	同简化模型 1	同简化模型 1
涡轮后机匣/辅助安装节	外机匣、承力支板、内机匣、 轴承座、轴承和辅助安装节	同简化模型 1	仅保留 No. 8 支点轴承座

注:除风扇之外的其余各级转子叶片均按照质量、质心转动惯量等效增加到相应的盘轴结构之中,静子叶片及相关结构均简化去掉。

表 4 3 种简化模型的主要模态对比分析表

Table 4 Major modal comparison of three simplified models

模态振型	简化模型 1		简化模型 2			简化模型 3		
	阶次	频率/ Hz	阶次	频率/ Hz	与模型 1 的 频率差/%	阶次	频率/ Hz	与模型 1 的 频率差/%
低压涡轮俯仰	5	5.00	5	5.03	0.68	5	5.10	2.03
风扇俯仰	6	10.15	6	10.05	−0.97	6	10.67	5.13
低压转子扭振	7	12.41	7	12.43	0.15	7	12.44	0.25
中压涡轮俯仰	8	12.32	8	12.61	−0.09			
低压涡轮轴弯曲	9	16.89	9	16.89	0.01	8	15.79	−6.53
中压涡轮轴弯曲	24	27.99	24	28.48	1.77	23	29.34	4.84
中压涡轮盘偏摆和轴弯曲	25	31.48	26	31.35	0.55			
低压转子弯曲(简化模型 1、2 还有中压涡轮轴弯曲)	42	56.12	42	68.19	21.50	39	62.40	11.19
风扇盘侧向偏摆	44	81.54	43	75.49	−7.42	40	77.76	−4.63
风扇叶片同步 1 弯(简 化模型 1 还有中压转子扭振)	45	82.72	44	85.57	3.44	41	85.56	3.43
低压轴向力平衡盘偏摆, 同时低压涡轮轴弯曲	46	92.12	45	87.53	−4.98	42	90.51	−1.74
低压转子 2 阶弯曲	48	104.27	47	97.15	−6.83	44	99.06	−5.00
低压涡轮轴 2 阶弯曲	87	186.27	84	187.05	0.42	80	187.38	0.60
低压转子 3 阶弯曲	122	423.10	155	463.33	9.51	125	464.75	9.84
低压涡轮轴 3 阶弯曲	141	472.94	158	479.57	1.40	131	478.48	1.17

注:其余各阶模态为叶片和盘的局部振动模态。

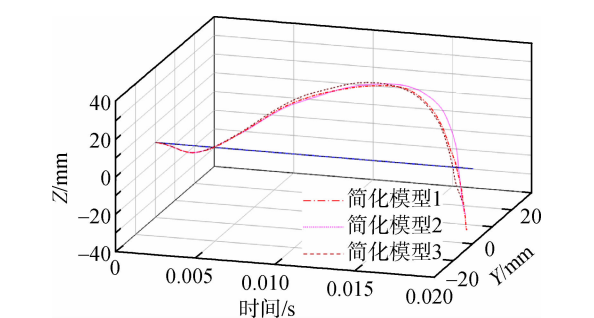


图 5 FBO 后 0.02 s 内风扇轴心在 Y-Z 平面内的运动轨迹对比图

Fig. 5 Fan shaft moving orbits on Y-Z plane during 0.02 s after FBO

型 1、2 之间,由于中压转子不同简化模型带来的质量不同,也造成其瞬态过程中的动刚度也有差异;因此最终 3 个模型计算结果的变形和应力值有一定区别。

3.3.4 模型简化方法应用范围的讨论

1) 对于 Trent XWB 以前的 Trent 系列发动机,其转子支承结构和传力路线高度一致^[15],该模型简化方法及结论具备一定的通用性,但是对

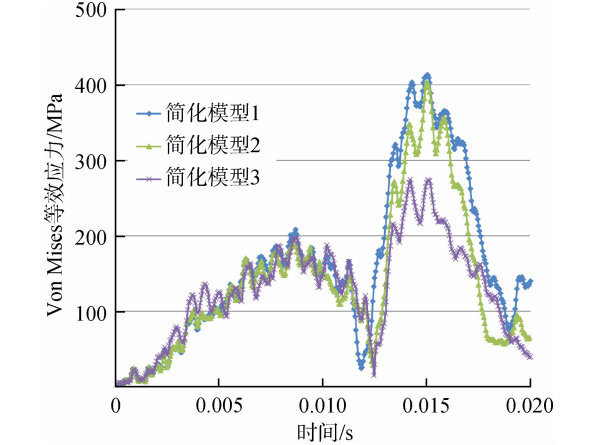


图 6 FBO 后 0.02 s 内 No.1 支点轴承座处 von Mises 等效应力对比图

Fig. 6 Comparison of von Mises stress of No.1 bearing housing during 0.02 s after FBO

于其他发动机则不可直接套用,必须针对具体结构进行模型简化方法研究。

2) 该模型简化方法仅在 FBO 后剧烈碰撞减速的很短时间范围内成立,当破损的低压转子稳定在风车状态运转的过程中,中介轴承所带来的

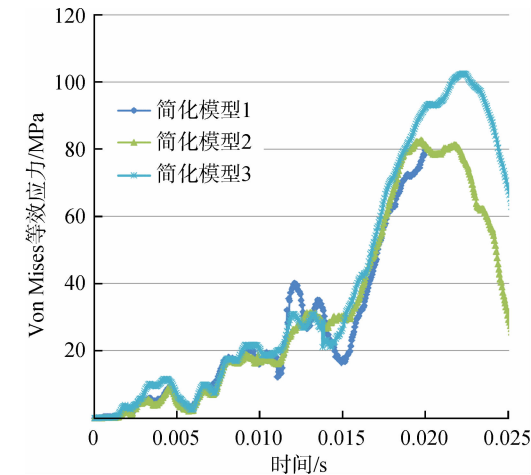


图 7 FBO 后 0.02 s 内的主安装节处的 von Mises 等效应力对比图

Fig. 7 Comparison of von Mises stress at main engine mount during 0.02 s after FBO

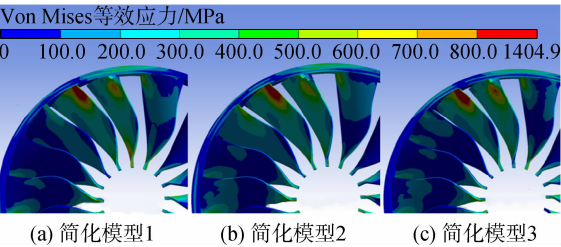


图 8 同一时刻 3 个简化模型的叶片应力对比 ($T=1.95\times10^{-2}$ s)

Fig. 8 Comparison of blades structural stress at of three simplified models at the same moment ($T=1.95\times10^{-2}$ s)

动力学耦合作用将会十分显著。

3) 上述模型简化方法也说明了,通过合理的分析和简化,可以利用风扇部件的 FBO 试验(见图 9)来先期验证整机的 FBO 设计,从而大幅降

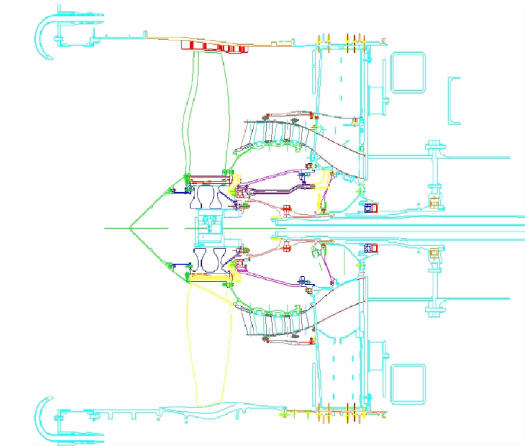


图 9 GE 公司的风扇部件 FBO 缩比试验件^[4]
Fig. 9 Scaled specimen of fan for FBO rig test of GE^[4]

低试验成本和难度。

3.4 最终计算模型、叶片编号及坐标系定义

根据模型简化方法研究结果,以简化模型 3 为最终仿真模型。风扇转子叶片编号为:飞失的叶片编号设为 B1,其旋转方向下游的叶片编号依次设为 B2~B24(见图 10)。

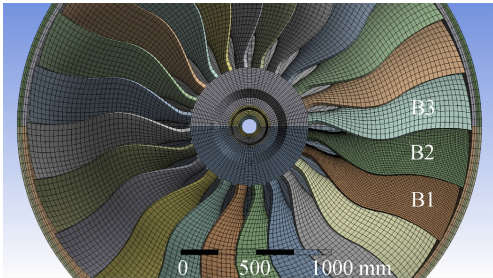


图 10 叶片编号示意图
Fig. 10 Number of blades

4 载荷的简化模拟

FBO 事件中影响低压转子动力学行为的主要载荷是不平衡转子的离心载荷、飞失叶片与机匣之间的冲击载荷、低压转子的轴向力和扭矩,其余的重力载荷、温度载荷和机匣内压载荷等相对较小。

1) 离心载荷与冲击载荷的模拟

根据适航要求,给低压转子部件赋予最大物理转速的初始旋转条件来模拟初始离心载荷,在初始时刻(T_0)解除 B1 叶片与风扇盘的连接模拟叶片飞失,此时剩余不平衡转子的离心载荷近 800 kN。后续,B1 叶片与机匣及其他叶片的碰撞冲击载荷由程序计算得出。

2) 低压转子轴向力和扭矩的模拟

风扇转子上的扭矩和轴向力都来源于叶片和转子盘腔的气体力,这两个载荷在 FBO 后的短时间内不会消失(按照适航规定发动机油门在 15 s 内保持不变^[16])。在仿真中将每个叶片的轴向力和扭矩均匀施加在风扇叶背表面和低压涡轮转子后端面,风扇轴向力向前约 140 kN,低压涡轮轴向力向后约 190 kN,低压转子扭矩 150 kN·m(标准天地面起飞状态)^[17]。

3) 重力载荷的影响

由于本研究中的 FBO 转子离心载荷数量级为 10^6 N,风扇和低压涡轮轴向力数量级为 10^5 N 均远大于重力载荷数量级为 10^4 N,因此省略重力载荷的影响。

4) 温度载荷的影响

由于本研究主要关注点在冷端部件且时间很短,因此忽略热膨胀引起的温度载荷。

5) 机匣内压载荷的影响

由于 FBO 过程随着气动条件和振动条件的剧烈变化,其内压载荷很难准确给出,但是由于大涵道比发动机风扇部件的压力较小,因此忽略内压载荷的影响。

5 仿真过程的参数设置

5.1 仿真软件平台、网格及时间步长的参数设置

采用 ANSYS Workbench 平台中的 Explicit 显式动力学分析模块开展仿真研究工作。
对于瞬态动力学而言,网格和时间步长是

与仿真计算精度、资源消耗和计算稳定性紧密相关的参数。针对叶尖碰摩、结构保险破坏和低压转子的宏观动力学响应等 FBO 仿真中关注的物理,通过详细的网格敏感性分析和时间步长敏感性分析,确定仿真分析过程的主要参数设置见表 5。

5.2 主要材料设置

为更好地反映零部件在瞬态过程中的变形及损伤行为,对于碰撞速度高、变形和损伤剧烈的风扇叶片和风扇机匣,采用 Johnson-Cook(J-C)瞬态本构模型和失效模型,其他结构件采用双线性材料本构模型和最大正/切应力失效模型。主要部件的材料见表 6。TC4 材料的瞬态本构模型参数^[18]见表 6~表 10。

表 5 分析过程的主要参数表
Table 5 Major parameters of analysis process

参数	数值及说明	备注
网格节点数量/ 10^4	约 35	如果采用简化模型 1,同等密度下网格数量将超过 100 万
最小网格尺度/mm	2	B1、B2 叶片和 No. 1 支点轴承座结构保险
网格形式	六面体	
模拟转速/(r/min)	2 900	Trent900 适航许可中红线转速
模拟时间长度/s	0. 02	转子转动约 360°
初始时间步长/ 10^{-7} s	1. 5	允许程序自动调整以提升计算效率和稳定性

表 6 计算模型的主要材料表
Table 6 Major materials of simulation model

部件	材料牌号
风扇叶片	TC4
风扇盘	TA15
风扇机匣	TC4
风扇后短轴、低压涡轮轴	4340M(C300 超高强度钢)
低压涡轮	GH4169
结构保险	GH4169

表 7 TC4 材料基本力学参数
Table 7 Basic mechanical parameters of TC4

基本力学参数	数值
刚度 E /GPa	109
泊松比 ν	0. 34
密度 ρ /(kg/m^3)	4 440
初熔温度 Θ_{m} /K	1 913
参考温度 Θ_{r} /K	298
比定压热容 c_p /($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	611

表 8 TC4 材料 J-C 本构参数
Table 8 J-C constitutive parameters of TC4

J-C 本构参数	数值
参考应变率 $\dot{\epsilon}/\text{s}^{-1}$	1
初始屈服应力 A /MPa	630
材料硬化模量 B /MPa	2 940
应变率强化参数 C	0. 148 6
硬化指数 n	1. 144
热软化指数 m	1. 187

表 9 TC4 材料 J-C 失效参数
Table 9 J-C failure parameters of TC4

J-C 失效方程系数	数值
D_1	0. 119 2
D_2	1. 5
D_3	3. 765
D_4	-0. 033 50
D_5	2. 172

表 10 TC4 材料 Gruneisen 状态方程参数
Table 10 Gruneisen state equation parameters of TC4

Gruneisen 状态方程系数	数值
S_1	1.028
S_2	0
S_3	0
γ_0	1.23
α	0.17

5.3 接触参数设置

分析过程中各零部件及其碎片之间的冲击和碰摩过程采用罚函数法进行判断,接触行为采用有摩擦方式,摩擦因数取 0.15^[7]。

轴承的内外环接触面之间采用无摩擦约束(frictionless),模拟轴承行为。

5.4 固定边界条件设置

根据 Trent900 发动机的真实安装结构,在中介机匣正上方的主安装节处和涡轮后机匣辅助安装节处(简化模型 3 为 No. 8 支点轴承座外环)分别设置固定约束,模拟安装固定约束。

5.5 输出结果设置

根据研究目标以及主要关注点,设置的仿真输出结果如下:

- 1) 在风扇盘前端设置风扇转子中心位移测点,以获得轴心轨迹的时序变化结果。
- 2) 在主传力路线上的关键零部件 5 个位置设置应力测点,以获得承力构件应力的时序变化结果。5 个测点都位于 X-Z 平面内(即垂直面),具体如图 11 所示。

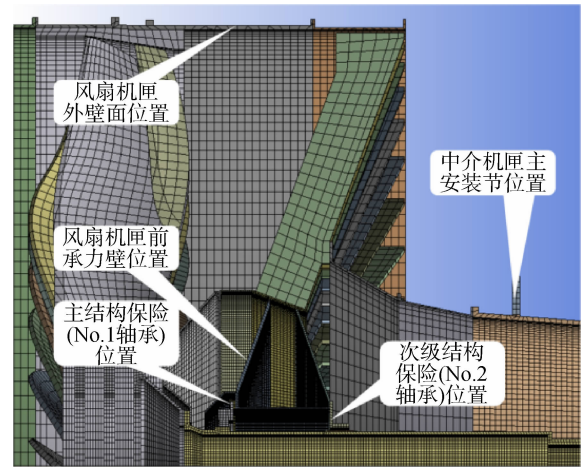


图 11 应力测点布置
Fig. 11 Position of stress probes

3) 输出仿真的应力云图和仿真动作视频。

6 仿真结果及与试验视频的对比

6.1 时序对比

对比视频采用 RR 公司公布的 Trent 900 发动机 FBO 试验视频^[19],仅包括 T_0 时刻后旋转 180°试验过程。由于试验视频为高速摄影,其视频时间与真实物理过程时间的放慢系数未知,本研究中采用叶片转动角度作为时序标志来对比。仿真结果采用 von Mises 等效应力云图。

为方便分析,在图 12~图 18、图 20 中增加辅助线条:红色虚线为随转子旋转的 B1 叶片初始安装角向位置;紫色虚线为 T_0 时刻 B1 叶片的位置;蓝色实线标志高应力区的角度范围;红圈标志出仿真中的碰摩高应力、损伤和试验中的碰摩火光等特征事件。

6.1.1 T_0 时刻

转子初始位置,见图 12。

试验:B1 叶根出现火光,分析为 B1 叶片在叶根位置用爆破索切断。

仿真:B1 叶片在离心力的作用下开始飞离轮盘。

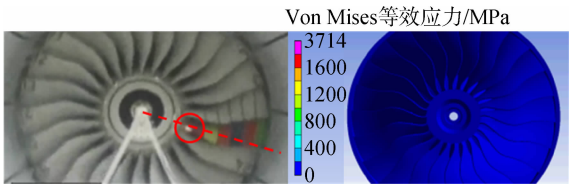


图 12 T_0 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 12 Comparison between video and simulation at T_0

6.1.2 $T_0 + 2.60 \times 10^{-3}$ s 时刻

风扇旋转约 45°,见图 13。

试验:B2 的尖部和 1/3 叶高出现火光,分析为 B1 叶身、B2 叶尖和机匣之间出现剧烈碰摩,同时 B1 根部与 B2 叶片发生二次碰撞。

仿真:B1 叶身夹在 B2 叶片和机匣之间形成剧烈碰摩;B1 与 B2 叶片的叶身出现撞击,撞击位置与视频基本一致。

6.1.3 $T_0 + 3.60 \times 10^{-3}$ s 时刻

风扇旋转约 60°,见图 14。

试验:B2 中部开始断裂,B3 叶尖出现火光,分析为 B2 叶片遭到 B1 叶根的二次撞击后在约 1/2 叶高位置发生断裂,同时 B3 叶片和机匣出现剧烈碰摩。

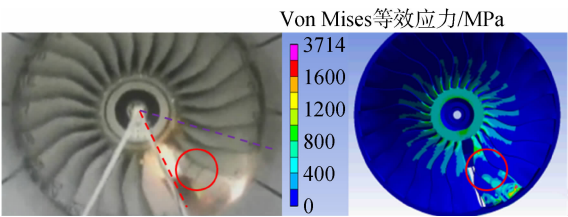


图 13 $T_0 + 2.60 \times 10^{-3}$ s 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 13 Comparison between video and simulation at $T_0 + 2.60 \times 10^{-3}$ s

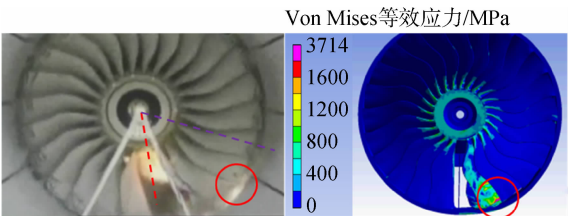


图 14 $T_0 + 3.60 \times 10^{-3}$ s 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 14 Comparison between video and simulation at $T_0 + 3.60 \times 10^{-3}$ s

仿真:B1 叶片完成与机匣的碰撞过程,未击穿机匣;B2 叶根开始断裂;B3 叶片旋转经过 B1 残片所在位置与残片和机匣剧烈碰摩。

6.1.4 $T_0 + 5.30 \times 10^{-3}$ s 时刻

风扇旋转约 90° ,见图 15。

试验:B4、B5 的叶尖出现微弱火光,分析为 B4、B5 叶片旋转经过 B1、B2 残片与机匣碰摩;B1 叶根处仍有残余火光,推测为爆破残留的燃烧物质,后续迅速消失。

仿真:B2 叶片从根部断裂脱落;B1 残片夹在 B3、B4 叶片和机匣之间剧烈碰摩。

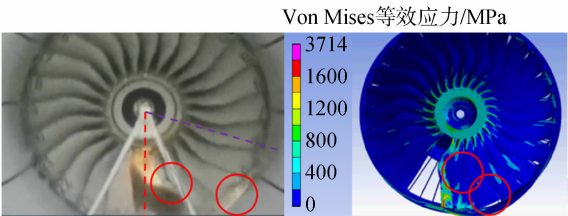


图 15 $T_0 + 5.30 \times 10^{-3}$ s 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 15 Comparison between video and simulation at $T_0 + 5.30 \times 10^{-3}$ s

6.1.5 $T_0 + 7.30 \times 10^{-3}$ s 时刻

风扇旋转约 120° ,见图 16。

试验:B17~B20 叶根处出现火光,角向位置为 B1 叶片沿旋转方向前方 $60^\circ \sim 120^\circ$ 。

仿真:B9~B19 的叶尖与机匣剧烈碰摩,沿

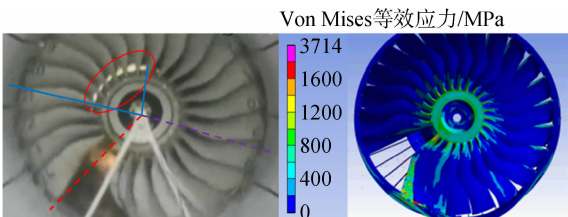


图 16 $T_0 + 7.30 \times 10^{-3}$ s 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 16 Comparison between video and simulation at $T_0 + 7.30 \times 10^{-3}$ s

叶片积叠轴的扭转展开,叶片攻角加大,间隙拉大;将叶片隐去后可见轴向力平衡盘的应力云图见图 17,可见在 B17~B20 位置,轴向力平衡盘和静子机匣碰摩出现较大应力和局部破坏。

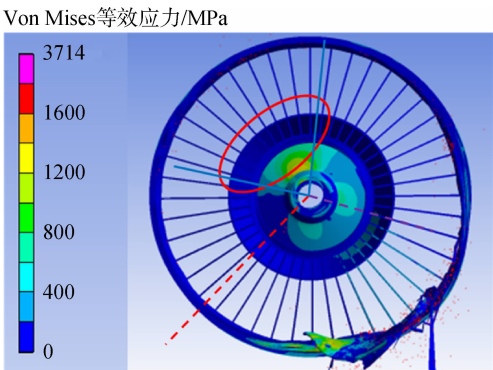


图 17 $T_0 + 7.30 \times 10^{-3}$ s 时刻轴向力平衡盘应力分布云图
Fig. 17 Stress distribution of fan balance piston in simulation at $T_0 + 7.30 \times 10^{-3}$ s

6.1.6 $T_0 + 9.30 \times 10^{-3}$ s 时刻

风扇旋转约 145° ,见图 18。

试验:除了在 B17~B20 叶根处出现火光之外,在 B10~B13 叶尖处也出现火光,角向位置为 B1 沿旋转方向后方约 $120^\circ \sim 180^\circ$ 。

仿真:B10~B13 的叶尖与机匣剧烈碰摩,叶身也产生了较大的应力;隐去部分转子部件可知,由于主结构保险失效断开,风扇后轴出现较大径向位移,此时风扇轴保护环撞击到了中压转子前轴颈,见图 19。

6.1.7 $T_0 + 1.00 \times 10^{-2}$ s 时刻

风扇旋转约 180° ,见图 20。

试验:B19~B22 叶根处出现火光,角向位置为 B1 叶片沿旋转方向的前方 $30^\circ \sim 120^\circ$;B11~B16 叶尖处出现火光,角向位置为 B1 后方 160° 至前方 140° 。

仿真:B12~B15 叶尖与机匣剧烈碰摩产生了

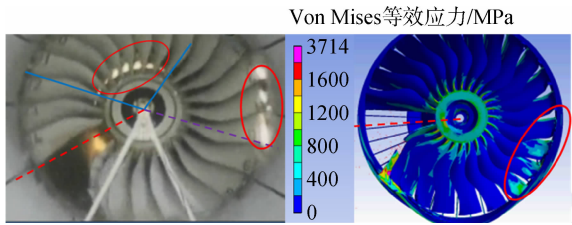


图 18 $T_0 + 9.30 \times 10^{-3}$ s 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 18 Comparison between video and simulation at $T_0 + 9.30 \times 10^{-3}$ s

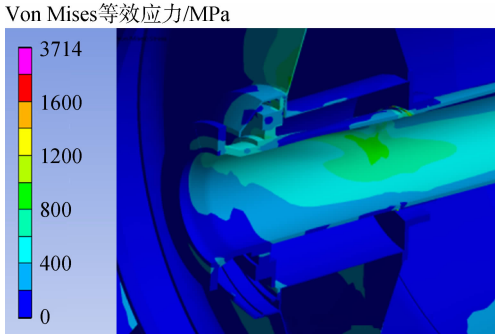


图 19 $T_0 + 9.30 \times 10^{-3}$ s 时刻风扇轴处的应力分布云图
Fig. 19 Stress distribution of fan shaft in simulation at $T_0 + 9.30 \times 10^{-3}$ s

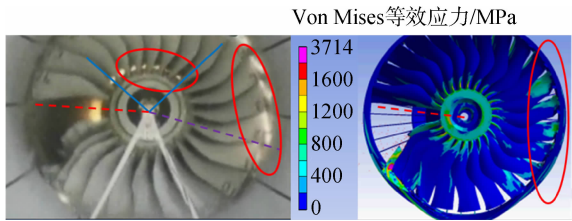


图 20 $T_0 + 1.00 \times 10^{-2}$ s 时刻的视频和仿真结果对比图
Fig. 20 Comparison between video and simulation at $T_0 + 1.00 \times 10^{-2}$ s

损伤,叶身也产生了较大的应力,角向位置为 B1 后方约 $160^\circ \sim 200^\circ$ 位置;将叶片隐去发现,B20~B15 叶片角向位置,即 B1 叶片沿旋转方向的前方约 $60^\circ \sim 120^\circ$,轴向力平衡盘和静子机匣一直存在碰摩。

6.2 特点分析

1) 虽然视频的时间、模拟的转速等方面都存在一定误差,但是两者在碰撞现象上的时间先后顺序完全一致,空间位置 and 变化趋势相同。

2) 由于采用了实心叶片简化,叶片中部强度较空心叶片更大,因此 B1 叶片撞击 B2 叶片中部时并未造成断裂,而是在应力更大且存在应力集中的叶根位置断裂。

3) 当 FBO 之后转子转动到 150° 以后,多次出现了在 B1 叶片前方或后方约 $60^\circ \sim 120^\circ$ 位置的叶根碰摩现象,这与 FBO 后转子不平衡量所在方向(即 B1 叶片后方约 180°)不一致。通过仿真过程分析对该现象的解释为:B9~B19 叶片(B1 沿旋转方向后方约 $120^\circ \sim 240^\circ$)与机匣的剧烈碰摩,产生的单侧刹车力和作用在叶尖的轴向力造成风扇轮盘的旋转平面出现侧向偏摆,从而导致 B1 位置向前 $60^\circ \sim 120^\circ$ 位置的轴向力平衡盘外缘严重碰摩并局部破坏产生火光。该特征在其他发动机的 FBO 视频资料上也有体现。

6.3 主结构保险作用机理及传力路线载荷分析

主传力路线上 5 个应力测点的 von Mises 等效应力在 0.01 s 时间段内的变化结果见图 21。

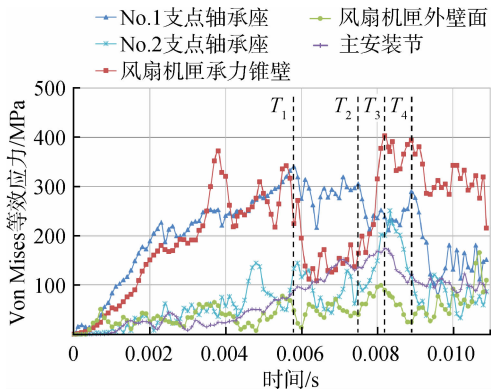


图 21 5 个测点的 von Mises 等效应力随时间的变化图
Fig. 21 Von Mises stress-time curves of five measuring probes

T_1 时刻,结构保险开始触发破坏,因此 No. 1 支点轴承座应力不再进一步增加,同时风扇机匣承力锥壁处的应力也随之下降。

T_2 时刻,随着主结构保险逐步破坏,No. 1 支点轴承座的支承作用逐渐降低,风扇转子出现较大的变形,此时刻风扇短轴与中压转子前轴颈出现碰摩,相应带来 No. 2 支点轴承座应力迅速提升,由此带来风扇机匣承力锥壁处的应力再次提升。

T_3 时刻,风扇短轴与风扇轴保护环撞击中压转子前轴颈后出现回弹脱开,因此包括安装节总外传应力在内的所有的测点应力都开始下降。

T_4 时刻,振动测点位置的主结构保险已经完全失效(主结构保险完全失效需要转子旋转近一周才能完成),其应力快速降低至之前高峰值的 50% 左右小幅振荡。此时刻之后,风扇转子已经出现了较大变形,风扇机匣正在出现剧烈碰摩,风

扇机匣外壁面的振动应力还在继续振荡上升,其余测点的应力都在下降,主安装节应力较之前的高峰值降低了 45%左右,并存在小幅振荡。

X-Y 平面内(即水平面)相同测点的位置的结果在趋势上与上述结论基本一致,但是由于安装结构的水平刚性较垂向刚性更低,因此其应力幅值略小;而且由于测点位置与初始叶片飞失位置的角向差别,No. 1 支点轴承座应力上升、下降的时刻与图 21 略有差别。

6.4 次级结构保险的作用机理分析

尽管中压转子与低压转子转向一致,但是由于存在着较大的转速差,两者直接碰撞会产生相互切削作用,造成风扇断轴、中压转子前支点破坏以及中压压气机盘破裂等更加严重的损伤。通过模拟发现,风扇轴保护环在风扇短轴和中压压气机前轴颈接触时出现了相对滑动和变形减弱了碰撞冲击,使风扇后轴的损伤为弯曲和屈曲失稳,但未断裂,见图 22。

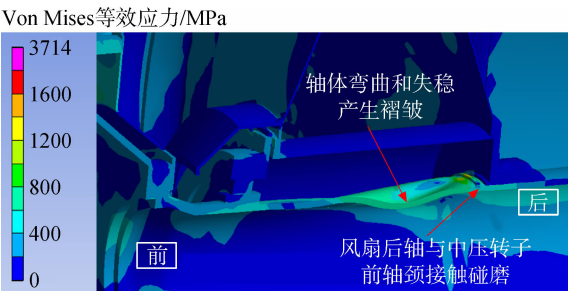


图 22 次级结构保险和风扇短轴的变形图
Fig. 22 Deformation of secondary structural fuse and fan rear shaft

7 结论与展望

本文从 Trent900 发动机具体的结构设计特点出发,采用显式动力学方法开展了仿真分析,与整机 FBO 试验视频进行了对比,并分析了其中特征现象的产生机理,得到如下结论:

- 1) 建立整机 FBO 显式动力模型能够模拟叶片飞失、转/静子碰摩和结构保险触发失效等主要瞬态物理过程,仿真结果与试验录像在碰摩现象的时序及相对位置上基本吻合,初步验证了模型简化方法的合理性和分析方法的有效性。
- 2) FBO 传力路线上各位置载荷分析发现,主结构保险的触发失效需要经历一定的时间历程,当其完全失效后可以明显降低发动机外传给飞机结构的振动载荷。

3) 主结构保险触发失效后,次级结构保险在低压转子和中压转子之间起到摩擦缓冲作用,保护风扇轴和中压转子前轴颈未出现更加恶劣的损伤。

4) 风扇叶片与风扇机匣的剧烈碰摩给转子带来了刹车力矩和单边侧向力,导致了风扇盘和叶片的旋转平面出现偏摆,造成了风扇盘缘在特定时间和特定位置出现剧烈碰摩。

5) 模型简化研究表明,针对 FBO 后旋转 1 周的动力学响应,可以通过对真实结构的细致分析,大幅简化 FBO 传力路线以外结构,从而降低仿真难度。

6) 风扇叶片采用实心简化,造成仿真中 B2 叶片从根部断裂,与试验中的中部断裂不一致,但是由于根部断裂增加了剩余转子的不平衡量,使仿真中的离心载荷、B2 叶片与机匣二次冲击载荷都更加严苛,因此认为不影响上述结论。

从本文的研究中,发动机 FBO 结构动力学行为与其具体结构息息相关,在后续的研究过程中需要进一步开展具体的结构参数对于 FBO 结构动力学行为影响的研究,才能够更好地指导结构保险的布置和具体设计,以实现令人满意的整机 FBO 动力学行为。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定:CCAR-33R2[S]. 北京:中国民用航空局,2011:38-39.

[2] US Department of Transportation. Turbine engine rotor blade containment/durability: AC33-5 [S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,1990:1-18.

[3] European Aviation Safety Agency (EASA). Certification specifications for large aeroplanes: CS-25 [S]. Cologne, Germany:EASA,2013:61.

[4] 徐雪,李宏新,冯国全,结构保险装置在大涵道发动机风扇叶片飞失中的应用[J]. 航空发动机,2018,44(2):1-8. XU Xue,LI Hongxin,FENG Guoquan. Applications of structural fuse design on fan blade off of high bypass ratio turbofan Engine[J]. Aeroengine,2018,44(2):1-8. (in Chinese)

[5] SINHA S K. Dynamic characteristics of a flexible bladed-rotor with Coulomb damping dueto tip-rub[J]. Journal of Sound and Vibration,2004,273(4/5):875-919.

[6] COSME N,CHEVROLE T D,BONINI J,et al. Prediction of transient engine loads and damage due to hollow fan blade-off[J]. Dynamique Rapide,2002,11(5):651-666.

[7] SUNIL K S. Rotordynamic analysis of asymmetric turbo-fan rotor due to fan blade-loss event with contact-impact rub load[J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, 332 (9):2253-2283.

[8] WILLIAMS R J. Simulation of blade casing interaction

phenomena in gas turbines resulting from heavy tip rubs using an implicit time marching method[R]. ASME Paper GT2011-45495, 2011.

[9] 马艳红,梁智超,王桂华,等. 航空发动机叶片丢失问题研究综述[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 513-526.

MA Yanhong, LIANG Zhichao, WANG Guihua, et al. Review on fan blade out event analysis for aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 513-526. (in Chinese)

[10] 洪杰,栗天壤,王永锋,等. 叶片丢失激励下航空发动机柔性转子系统的动力学响应[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 257-264.

HONG Jie, LI Tianrang, WANG Yongfeng, et al. Dynamic response of aero-engine flexible rotor system under the blade-off[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 257-264. (in Chinese)

[11] 刘璐璐,赵振华,陈伟,等. 叶片丢失后发动机整机响应模拟试验与仿真[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 290-298.

LIU Lulu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, et al. Simulated test and numerical simulation of aero-engine whole engine response during blade out event[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 290-298. (in Chinese)

[12] MA Chi, LIU Lulu, CHEN Wei, et al, Response of aero-engine with fusing design suffering FBO[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 11(5): 1155-1172.

[13] 徐雪,张德志,黄爱华. RR 公司 3 转子民用发动机技术发展思路[J]. 航空发动机, 2014, 40(3): 85-89.

XU Xue, ZHANG Dezhi, HUANG Aihua. Introduction and technology development thought of tri-rotor civil turbofan engine for RR Company[J]. Aeroengine, 2014, 40(3): 85-89. (in Chinese)

[14] 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: 37, 553-585.

[15] European Aviation Safety Agency (EASA). EASA type-certificate data sheet type Rolls-Royce plc RB211 Trent series engine[R]. EASA-TCDS-E. 012, 2013.

[16] 白杰. 运输类飞机适航要求解读:第 4 卷 动力装置[M]. 北京:航空工业出版社, 2013: 11-25.

[17] XU Xu. The position of a location bearing for the low pressure shaft of a 3-shaft turbofan engine and its influence [D]. Bedford Shire, UK: Cranfield University, 2010.

[18] 刘旭阳. TC4 钛合金动态本构关系研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.

LIU Xuyang. Dynamic constitutive relationship of TC4 titanium alloy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[19] Rolls-Royce Company. A380 engine Trent 900 fan blade out test video[EB/OL]. [2017-11-10]. <http://www.rolls-royce.com/civil/products/largeaircraft/trent900/index.jsp>.

(编辑:叶 青、陈 越)