

离心压气机包容结构连接螺栓建模方法

白聪儿^{1,3}, 宣海军^{1,3}, 米 栋², 朱倬桑^{1,3}

- (1. 浙江大学 能源工程学院, 杭州 310027;
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. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为研究离心压气机包容结构的抗冲击能力,对连接螺栓建立多种有限元模型,开展数值仿真研究,分析比较不同建模方法的数值仿真结果与计算特性,并在高速旋转试验台上开展了离心叶轮轮盘破裂包容性验证试验。结果表明:蛛网多点耦合模型、固连失效接触模型和梁-壳离散弹簧模型计算量少,计算效率高,但无法准确体现高能冲击载荷的传递和连接部位突加应力、应变的分布与变化;螺栓实体模型较为复杂,所需计算时间长,但能够充分体现螺栓变形以及与螺栓孔的相互作用,与试验结果有较好的一致性。

关 键 词: 离心压气机; 轮盘包容; 连接螺栓; 动力学仿真; 包容试验

中图分类号: V231.91 **文献标志码:** A

Modeling method of connecting bolts in centrifugal compressor containment structure

BAI Conger^{1,3}, XUAN Haijun^{1,3}, MI Dong², ZHU Zhuoshen^{1,3}

- (1. College of Energy Engineering,
Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;
2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 410002, China;
3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To investigate the impact resistance of centrifugal compressor containment assembly, numerical simulation of connecting bolts in specific compressor was conducted. Four modeling methods of bolts were established, simulation results and characteristics were discussed. Verification tests on high-speed spin tester were conducted. Results indicated that the Spider multi-point coupling model, tiebreak contact algorithm, beam-shell-discrete spring model took the advantage of high computing efficiency, but made large deviation in stress, strain and impacting loads. The solid model computed slowly but could describe the interaction of the bolts and holes, showing better agreement with the test.

Key words: centrifugal compressor; disk containment; connecting bolt; dynamic simulation; containment test

收稿日期:2018-04-18

基金项目:航空推进技术验证计划(APXX)

作者简介:白聪儿(1992—),女,博士生,主要从事 APU 与涡轴发动机机匣包容性设计方法研究。

通讯作者:宣海军(1977—),男,研究员,博士,主要从事航空发动机结构强度与振动研究。E-mail:marine@zju.edu.cn

引用格式:白聪儿,宣海军,米栋,等. 离心压气机包容结构连接螺栓建模方法[J]. 航空动力学报,2019,34(2):313-320. BAI Conger,XUAN Haijun,MI Dong,et al. Modeling method of connecting bolts in centrifugal compressor containment structure [J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(2):313-320.

美国联邦航空规则 FAR(Federal Aviation Regulations)25.1461 条规定大型飞机含高能转子设备须防止非包容事故损伤周边重要设备危及乘客安全^[1]。尽管近年来高能转子的非包容事故

已很少发生,但仍不可避免^[2]。2013 年 10 月,空客 A330 中的空气涡轮起动机发生非包容性事故^[3],轮盘碎片击穿壳体打断外部油管(图 1)。



图 1 空客 A330 ATS200 空气涡轮起动机非包容性事故

Fig. 1 Uncontained failure of ATS200 air turbine starter in Airbus A330

辅助动力装置机匣由圆筒形或圆锥形壳体和安装边组成,安装边直接接触^[4]。离心压气机外部壳体结构包括包容罩、扩压器机匣、凹型支撑和环向扩压器等^[5],各部件通过安装边螺栓连接,需传递轴向力、扭矩和振动负荷,并且在轮盘破裂过程中承受较大的径向与轴向冲击载荷^[6]。

螺栓连接结构可采用不同的有限元建模方法。Kim 等^[7]为研究螺栓连接结构建模方法,分析比较了实体螺栓模型、耦合模型、蛛网模型与无螺栓模型等在静载荷作用下的响应,试验结果表明,实体模型在预测结构变形行为方面具有较好的准确性。Narkhede 等^[8]分别建立梁单元和实体单元螺栓,研究汽车碰撞问题中,螺栓作为主要承载结构时的建模方法。JIN Jing 等^[9]用各向异性材料和塑性应变破坏准则建立了简化的螺栓模型,开展既定载荷下的螺栓法兰连接结构冲击破坏研究,并与精确模型进行比较。目前,关于螺栓连接建模方法的研究主要针对静载荷下的力学特性分析,以及汽车碰撞过程中连接结构的强度评估等。在离心压气机轮盘包容性问题中,机匣连接螺栓受高能碎片的高速冲击,涉及材料在高应变率下的动态力学性能,相关的有限元建模方法的研究仍然很少。

本文针对某辅助动力装置离心压气机轮盘包容问题开展有限元分析,比较 4 种不同连接螺栓模型的优缺点,并在高速旋转试验台上进行试验验证,以为高能转子包容问题中螺栓连接结构的有限元建模方法提供依据。

1 有限元建模

1.1 包容结构有限元模型

简化后的离心压气机各部件安装结构、尺寸如图 2,包容罩与圆形底板组成包容部件,通过 60 颗 M5 螺栓连接。假设轮盘在 1.1 倍最高工作转速下沿径向均匀破裂成 3 块^[10]。各部件有限元模型如图 3 所示:叶轮采用四面体单元,网格尺寸为 1 mm,共计 18 万个单元;包容罩与底板采用 8 节点六面体单元,尺寸为 1.5 mm×1.5 mm,共计 44 万个单元;包容罩与底板厚度方向上含 4 层单元,从而能够很好地描述撞击变形区在厚度方向的动力学响应行为^[11]。

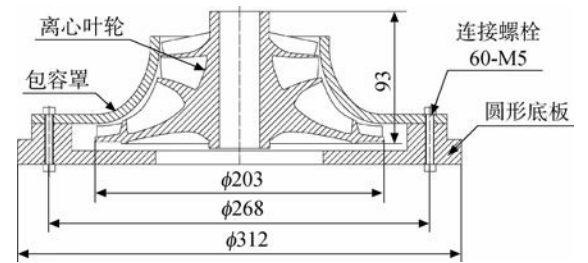


图 2 整体模型几何结构图(单位:mm)

Fig. 2 Geometric structure diagram of overall model (unit:mm)

为描述高速撞击过程中材料大变形、非线性黏塑性特性,选用 Johnson-Cook(JC)材料模型。其本构方程^[12]如下:

$$\sigma_e = [A + B (\epsilon_p^p)^n][1 + C \ln \dot{\epsilon}^*][1 - T^{*m}] \quad (1)$$

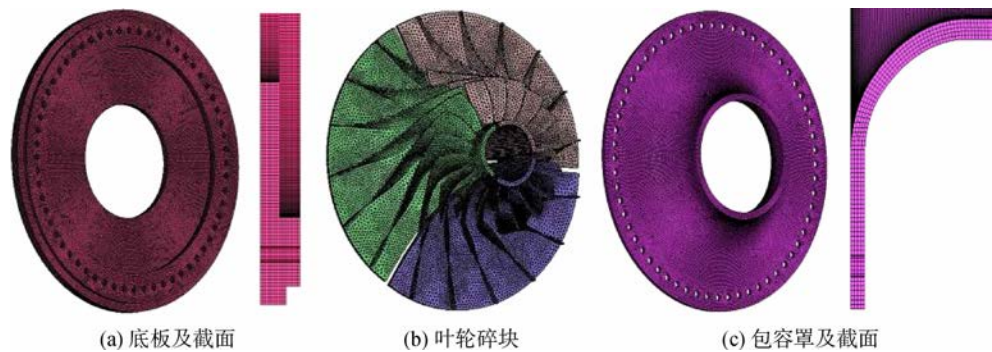


图 3 各部件网格模型

Fig. 3 Finite models of each component

其中 A 、 B 、 C 、 n 、 m 为材料常数, σ_e 为 von-Mises 等效应力; ϵ_e^p 为等效塑性应变; $\dot{\epsilon}^* = \dot{\epsilon}_e^p / \dot{\epsilon}_0$ 为无量纲等效塑性应变率, 其中 $\dot{\epsilon}_0$ 为参考应变率; T^* 为无量纲温度。

JC 失效模型^[13] 基于累积损伤准则, 损伤参数 D 表示如式(2), 初始时 $D=0$, 当 $D=1$ 时材料失效。

$$D = \sum (\Delta \epsilon_e^p / \epsilon_f) \tag{2}$$

式中 ϵ_f 为失效应变, 与应力三轴度, 应变率和温度有关

$$\epsilon_f = (D_1 + D_2 e^{D_3 \sigma^*}) (1 + D_4 \ln \dot{\epsilon}^*) + (1 + D_5 T^*) \tag{3}$$

其中 $D_1 \sim D_5$ 为材料常数, $\sigma^* = p / \sigma_e = -R_\sigma$, p 为压力, R_σ 为应力三轴度。

离心叶轮材料为钛合金 TC4, 包容罩与底板为不锈钢 1Cr18Ni9Ti, 材料 JC 本构和失效模型参数见表 1^[14-16]。

表 1 JC 材料模型参数 ^[14-16]		
Table 1 Parameter of JC material model ^[14-16]		
参数	TC4	1Cr18Ni9Ti
A/MPa	1098	215
B/MPa	1092	1729
C	0.014	0.008
n	0.93	0.92
m	1.11	1
$\dot{\epsilon}_0/s^{-1}$	1	0.001
D_1	-0.09	0.35
D_2	0.27	0.67
D_3	0.48	0
D_4	0.014	-0.008
D_5	3.87	0

根据实际安装结构确定边界条件为底板外缘固支; 三块离心轮碎片施加初始角速度; 以单面侵蚀接触描述碎片与包容罩、底板之间的接触碰撞^[17], 接触罚因子设为 0.5, 以避免虚假穿透; 动、静摩擦因数设为 0.15^[18]。

1.2 螺栓连接结构有限元模型

1.2.1 蛛网多点耦合模型

在螺栓中部建立中心节点, 与螺栓孔内壁节点之间刚性连接后建立蛛网单元, 如图 4。蛛网单元呈放射状, 计算时采用多点耦合算法。

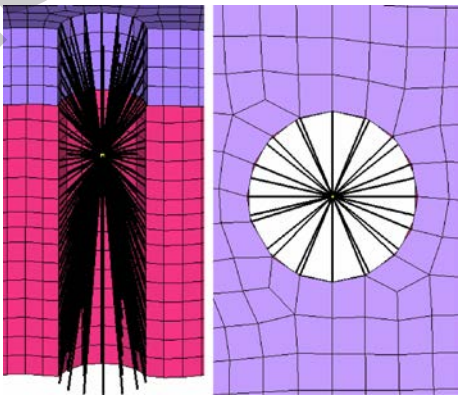


图 4 蛛网多点耦合模型

Fig. 4 Spider multi-point coupling model

1.2.2 固连失效接触模型

在螺栓连接处建立接触片段, 通过设置固连失效接触来模拟螺栓连接, 如图 5。受压缩应力或未达到失效条件时, 接触表面固连在一起, 通过定义法向与切向失效强度来判定接触状态^[19]; 接触失效后, 接触表面可以相对滑动或分离。失效准则表达式如下:

$$\left(\frac{|\sigma_n|}{S_{nfl}} \right)^2 + \left(\frac{|\sigma_s|}{S_{sfl}} \right)^2 \geq 1 \tag{4}$$

其中 σ_n 、 σ_s 分别为建立的接触片段表面的法向、切向应力, S_{nfl} 、 S_{sfl} 分别为法向失效力与切向失效力。根据螺栓材料强度, 本文设置 $S_{nfl} = 1200 \text{ MPa}$, $S_{sfl} = 500 \text{ MPa}$ 。

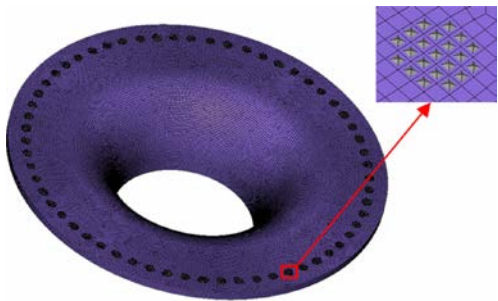


图 5 包容罩固连失效接触表面
Fig. 5 Tiebreak contact surface of outer cover

1.2.3 梁-壳-离散弹簧模型

采用梁单元模拟螺杆, 与被连接件之间通过离散的弹簧单元连接, 从而体现局部压缩行为; 螺栓头部与螺母采用刚性壳单元; 对梁单元施加轴向预紧力。螺栓各部位单元类型与材料模型如图 6^[8]。梁单元采用最大等效塑性应变失效准则; 弹簧材料定义加载和卸载时的力-位移关系。

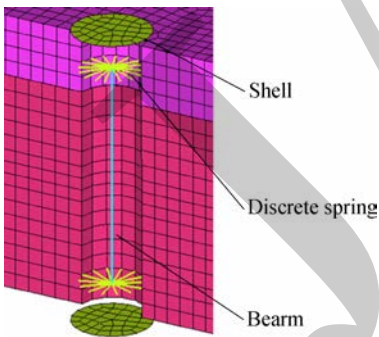


图 6 梁-壳-离散弹簧模型
Fig. 6 Beam-shell-discrete spring model

1.2.4 实体模型

适当简化螺纹、垫片、螺母与螺帽, 以螺栓实际尺寸进行实体建模, 如图 7。

螺母、螺帽与被连接件之间均设置面-面接触, 螺栓材料采用双线性弹塑性本构模型, 其应变率效应通过 Cowper-Symonds 模型中的放大因子 k 来描述^[20]

$$k = 1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{C} \right)^{\frac{1}{p}} \tag{5}$$

式中 $\dot{\epsilon}$ 为应变率, C 、 p 为材料常数。螺栓材料

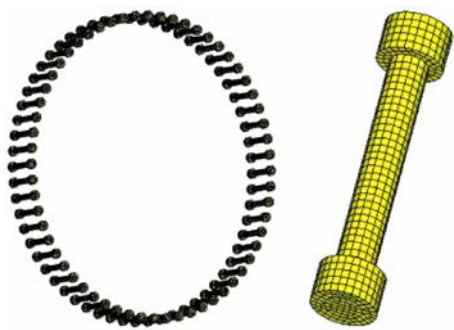


图 7 螺栓实体模型
Fig. 7 Solid model of bolts

0Cr17Ni4Cu4Nb 取 $C = 21999 \text{ s}^{-1}$, $p = 1.63$ ^[21], 材料失效模型采用最大等效塑性应变准则。

以上模型中, 包容罩与底板之间, 螺栓、螺母与被连接结构之间均设置为面面接触, 动、静摩擦因数为 0.15。

预紧力的存在会影响单元应力分布, 进而影响计算结果, 因此有限元仿真计算时需设置螺栓轴向预紧力。对于合金钢螺栓, 采用如下公式计算预紧力^[22]:

$$P_0 = (0.5 \sim 0.6) \sigma_s A_s \tag{6}$$

式中 σ_s 为螺栓材料的屈服强度, A_s 为螺栓强度计算面积。

2 计算结果和分析

2.1 计算结果

图 8 给出采用不同的螺栓连接模型计算得到的轮盘碎片与包容结构的撞击过程。其中蛛网多点耦合模型、离散弹簧模型与实体模型均成功包容轮盘碎片, 而采用固连失效接触模型对螺栓进行数值计算时, 模型在 0.30 ms 后发生固连接触失效, 包容罩沿轴向飞出, 与底板分离 (如图 8(b)); 包容结构不能成功包容轮盘碎片, 发生包容失效。

由图 8 可知, 轮盘碎片首先撞击包容罩轴向与径向过渡部位, 叶片发生弯曲, 碎片整体侧翻, 中心部位向底板运动, 而轮毂边缘向包容罩靠近; 随后碎片继续运动, 轮毂边缘撞击圆形底板; 在碎片的撞击作用下, 包容罩内径增大, 圆形底板中心位置发生部分单元失效。由图 8(a)、图 8(c)、图 8(d) 可知, 2.04 ms 后, 轮盘碎片动能几乎降低为零, 认为撞击过程结束。

根据蛛网多点耦合模型计算结果 (图 8(a)), 包容罩和底板在螺栓孔处不产生相对位移, 相应地, 包容罩整体变形较小; 而梁-壳-离散弹簧模型

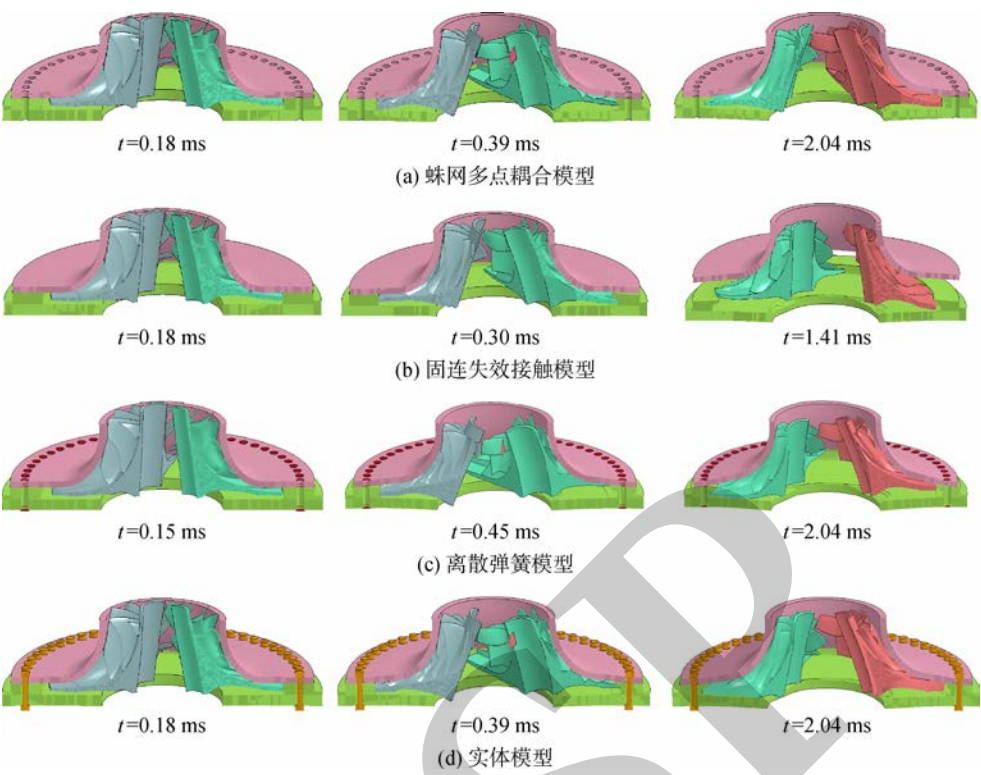


图 8 不同模型计算得到的撞击过程

Fig. 8 Process of impacting with different models in calculation

和实体模型中(图 8(c)、图 8(d)),包容罩和圆形底板受到碎片撞击后,有较为明显的分离趋势,在螺栓连接部位均有较大的相对位移。

2.2 螺栓结构计算方法比较

2.2.1 计算效率

表 2 给出了 4 种模型在模拟同一条件下的轮盘碎片冲击的计算规模和计算时间。用于计算的服务器配置为 6 核主频为 3.2 GHz 的 Intel CPU (central processing unit), 32 G 内存, 1 600 MHz 总线频率。采用 LS-DYNA 971 求解器进行计算。与螺栓实体模型相比,蛛网多点耦合模型、固连失效接触模型和梁-壳-离散弹簧模型单元数量

少,尤其是省去了用于建立螺栓模型的小尺寸实体单元,同时也可以忽略螺母与被连接结构之间的接触计算,可以节约计算机资源,减少计算时间。

2.2.2 连接结构变形与应力分布

4 种模型都能够在一定程度上体现螺栓的连接作用:载荷传递过程中,蛛网多点耦合模型仅约束了节点的自由度,而无法传递载荷;固连失效接触模型和梁-壳-离散弹簧模型可以体现拉伸、剪切作用;实体模型可以传递拉伸、剪切与弯曲载荷。

采用不同模型计算得到的撞击力最大时刻连接部位的 von-Mises 应力分布如图 9。蛛网多点耦合模型中,包容罩与圆形底板在螺栓孔部位没有发生相对移动与单元失效;固连失效接触模型中,在接触发生失效以前,包容部件之间没有发生相对移动,固连接触部位的应力水平略高于附近区域;梁-壳-离散弹簧模型中,由于梁单元直径较小,包容罩与圆形底板螺栓孔之间相对滑动量较大,而实际情况中,由于螺栓具有一定的直径和刚度,图 9(c)的计算结果不符合实际物理变形;实体螺栓有限元模型中,在螺栓孔位置,包容罩与底板在撞击力的作用下发生相对滑动;包容罩螺栓

表 2 4 种模型计算效率比较

Table 2 Comparison of calculation efficiency between four models

模型	连接结构单元		计算时 间/h
	类型	总数	
蛛网多点耦合	蛛网单元	60	75
固连失效接触	设置接触	0	69
梁-壳-离散弹簧	梁、壳、弹簧单元	10 748	80
实体	实体单元	108 300	156

孔靠近中心轴一侧沿径向向内和沿轴向向上变形,底板螺栓孔靠近中心轴一侧也发生了径向和轴向变形,螺栓与螺栓孔部位材料均发生轻微变形。实体螺栓有限元模型中,螺栓孔应力水平稍大于其他模型。

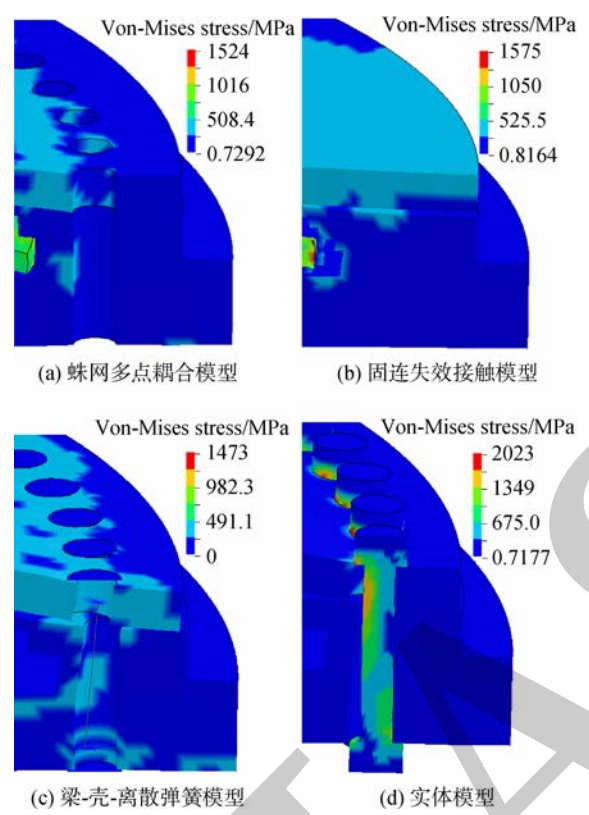


图 9 4 种有限元模型连接部位 von-Mises 应力分布图 (单位:MPa)

Fig. 9 Contour of von-Mises stress in connection region of four finite element models (unit:MPa)

2. 2. 3 连接结构失效模式

根据文中第 2.1 节的计算结果,固连失效接触有限元模型中,包容结构已经发生失效。为研究各有限元模型的失效模式,将螺栓数量减半,进一步对螺栓数量为 30 的模型进行数值计算,计算结果如图 10。蛛网多点耦合模型中,包容罩和圆形底板在撞击部位附近已经发生了相互分离,但螺栓孔位置仍然没有发生相对移动。由于采用多节点全自由度耦合算法,除非相关单元发生材料失效,否则耦合部位不会发生失效。实体螺栓模型中,螺栓在包容罩和底板的接触面位置受拉伸和弯曲载荷,发生拉断。梁-壳-离散弹簧模型中,包容罩与底板发生较大的相对位移,梁单元与底板之间弹簧单元与对应的底板单元因失效而删除,该部位发生连接失效。在该模型中,需要对梁

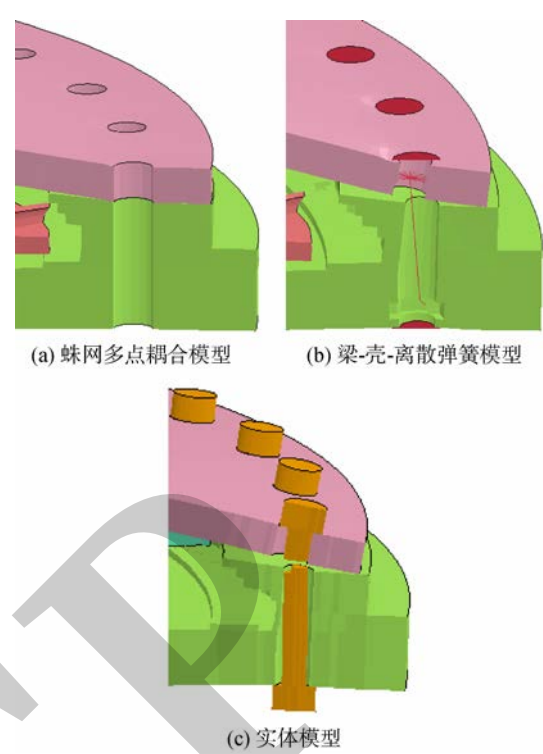


图 10 数值计算结果(螺栓数量为 30)

Fig. 10 Numerical calculation results (30 bolts)

单元、弹簧单元材料的力学性能进行定义,而由于该模型为简化模型,无法通过试验准确获得性能参数,因此不能准确描述连接结构行为。

3 试验验证

为验证数值仿真方法的准确性,在高速旋转试验台上进行某离心叶轮的包容试验。试验件结构如图 11,由离心叶轮、包容罩、圆形底板等组成,包容罩与底板之间由周向均布的 60 颗 M5 通孔螺栓连接,安装在试验腔盖下方的底座上。离心叶轮升速至 53000 r/min 时破裂成周向均匀的 3 块,叶片撞击后卷曲变形,轮盘碎片被成功包容,见图 12(a);包容罩出现 3 处明显鼓凸变形,但并未产生裂纹;圆形底板径向与轴向变形明显,

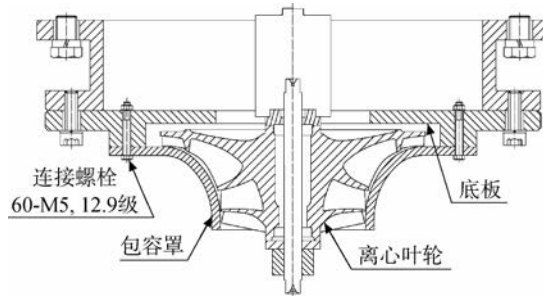


图 11 试验安装结构图

Fig. 11 Diagram of test rig structure

见图 12(b)、图 12(c)。在冲击力的径向和轴向分量作用下,部分螺栓受拉伸、剪切载荷,与安装边一起出现明显塑性变形,包容罩与底板在安装边位置出现轴向与径向分离,见图 13。为比较计算与试验结果,定义包容罩与底板安装边处的最大

轴向变形距离为 L_1 ,最大径向变形距离为 L_2 ,4 种模型计算结果与试验测量值见表 3。结果表明,螺栓采用实体建模能够准确地预测包容结果,描述各部件的变形情况,并且能够体现螺栓、螺栓孔变形及与安装边之间的相互作用。

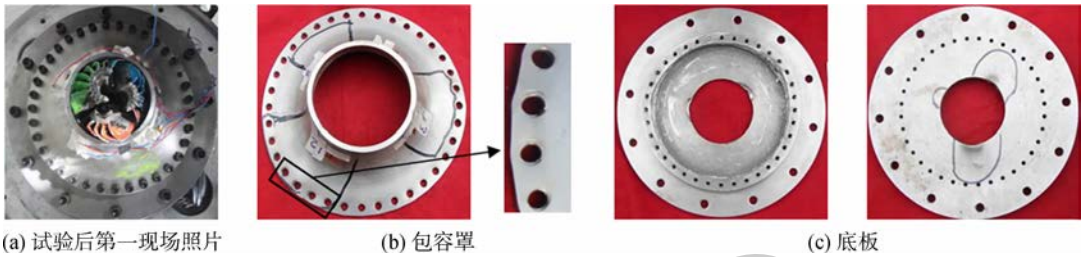


图 12 试验结果
Fig. 12 Test results

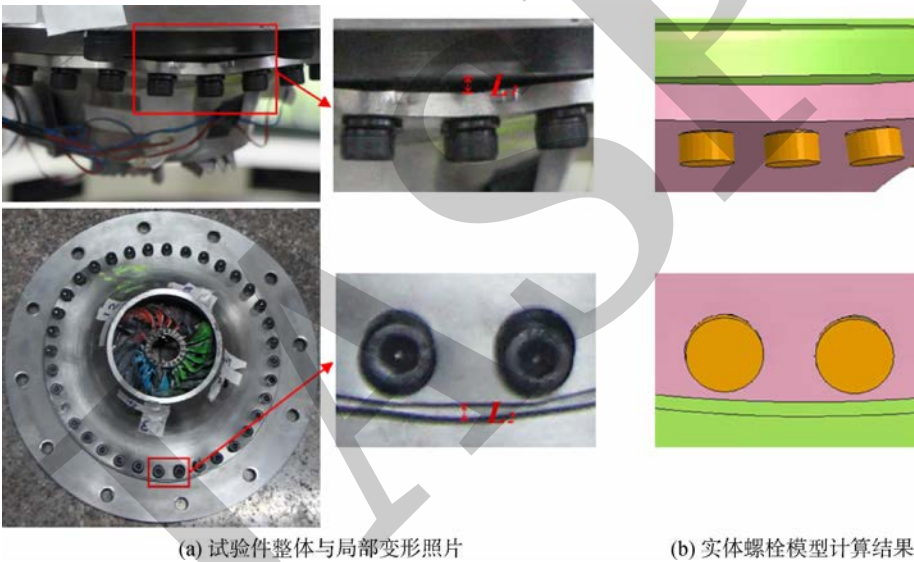


图 13 试验件残骸
Fig. 13 Wreckage of post-test components

表 3 试验与仿真特征尺寸比较
Table 3 Comparison of critical size between test and simulations

名称	L_1 /mm	L_1 与试验偏差/%	L_2 /mm	L_2 与试验偏差/%
试验	4.1		2.5	
蛛网多点耦合模型	0.5	87.8	0.4	84
固连失效接触模型		安装边脱开		
梁-壳-离散弹簧模型	5.8	41.5	3.9	56
实体模型	3.4	17.1	2.8	12

4 结 论

本文主要针对离心压气机轮盘包容过程中的轴向包容问题,研究不同螺栓连接建模方法的区

别,并在高速旋转试验台上进行了试验验证。研究表明

1) 采用 4 种不同模型,螺栓连接部位的失效模式有较大区别。采用蛛网多点耦合模型和梁-

壳-离散弹簧模型,被连接的相关单元首先发生材料失效;采用固连失效接触模型,接触强度不足导致连接失效;采用实体模型,螺栓材料发生失效。

2) 蛛网多点耦合模型、固连失效接触模型和梁-壳离散弹簧模型计算量少,计算效率高,但无法准确体现高能冲击载荷的传递和连接部位突加应力、应变的分布与变化;螺栓实体模型较为复杂,所需计算时间长,但能够充分体现螺栓变形以及与螺栓孔的相互作用,与试验结果有较好的一致性。

参考文献:

- [1] Federal Aviation Administration. Federal aviation regulations, Part 25-airworthiness standards; transport category airplanes[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1984:173.
- [2] XUAN Haijun, LIU Lulu, FENG Yiming, et al. Containment of high-speed rotating disk fragments[J]. Journal of Zhejiang University: Science A, 2012, 13(9): 665-673.
- [3] Australian Transport Safety Bureau. In-flight engine shut down involving Airbus A330-302 B-18358[R]. Aviation Occurrence Investigation, AO-2013-172, 2015.
- [4] 辛明. 机匣安装边在气体力和轴向力作用下的特性研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2016.
XIN Ming. Characteristics of the casing is installed in the gas side and axial forces acting[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2016. (in Chinese)
- [5] CHI F C, STEVEN J P. Centrifugal compressor hub containment assembly; US5613830[P]. 1997-03-25.
- [6] BAI Conger, XUAN Haijun, HE Zekan, et al. Research on centrifugal compressor disk containment of auxiliary power unit[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 68: 37-45.
- [7] KIM J, YOON J C, KANG B S. Finite element analysis and modeling of structure with bolted joints[J]. Applied Mathematical Modeling, 2007, 31: 895-911.
- [8] NARKHEDE S, LOKHANDE N, GANGANI B, et al. Bolted joint representation in LS-DYNA® to model bolt pre-stress and bolt failure characteristics in crash simulations[R]. Dearborn: International LS-DYNA® Users Conference, 2010.
- [9] JIN Jing, WU Xingyue. Research on simplified model of bolt impact damage[C]//Proceedings of Second International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation. Zhangjiajie: IEEE Computer Society, 2009: 180-183.
- [10] BAI Conger, XUAN Haijun, HUANG Xiannian, et al. Containment ability and groove depth design of U type protection ring[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(2): 395-402.
- [11] 何庆. 航空发动机机匣包容性机理及数值仿真方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2012.
HE Qing. Research on the mechanism and simulation methodology development for aeroengine casing/blade containment[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2012. (in Chinese)
- [12] JOHNSON G R, COOK W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures[C]//Proceedings of Seventh International Symposium on Ballistics. Hague: American Defense Preparedness Association, 1983: 541-547.
- [13] JOHNSON G R, COOK W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1): 31-48.
- [14] LESUER D R. Experimental investigations of material models for Ti-6Al-4V titanium and 2024-T3 aluminum[R]. Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-00/25, 2000.
- [15] 白聪儿, 蔡建成, 邹煜申, 等. 某涡轴发动机轴流压气机叶片包容性研究[R]. 成都: 中国航空学会第18届航空发动机结构强度与振动学术交流会, 2016.
- [16] KAY G. Failure modeling of titanium 6Al-4V and aluminum 2024-T3 with the Johnson-Cook material model[R]. Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-03/57, 2003.
- [17] 李娟娟, 宣海军, 洪伟荣, 等. 靶板抗轮盘碎片撞击能力的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2308-2313.
LI Juanjuan, XUAN Haijun, HONG Weirong, et al. Numerical simulation of the disk fragment impacting resistance of plate target[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2308-2313. (in Chinese)
- [18] HE Qing, XIE Zhi, XUAN Haijun, et al. Multi-blade effects on aero-engine blade containment[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 25: 101-111.
- [19] DOGAN F, HADAVINIA H, DONCHEV T, et al. Delamination of impacted composite structures by cohesive zone interface elements and tiebreak contact[J]. Central European Journal of Engineering, 2012, 2(4): 612-626.
- [20] Livermore Software Technology Corporation. LS-DYNA keyword user's manual; Volume II material models[M]. Livermore, CA: Livermore Software Technology Corporation, 2017.
- [21] 何著, 赵寿根, 杨嘉陵, 等. 0Cr17Ni4Cu4Nb 不锈钢动态力学性能研究[J]. 材料科学与工程学报, 2007, 25(3): 418-421.
HE Zhu, ZHAO Shougen, YANG Jialing, et al. Experimental Investigation of the dynamic material property of stainless steel 0Cr17Ni4Cu4Nb[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2007, 25(3): 418-421. (in Chinese)
- [22] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第17册 载荷及机匣承力件强度分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.