

空气涡轮起动机超高转速涡轮包容结构性能分析与研究



蒋聪,熊欣,刘冕,张奇

航空工业金城南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 210006

摘要:针对某型航空发动机超高转速空气涡轮起动机的包容结构开展包容能力分析和验证,选用 Johnson-Cook 本构模型架构,采用 LS-DYNA 软件对其包容性进行数值仿真,并首次在超高速旋转试验台上开展针对转速 118000r/min 的涡轮盘包容性试验。试验结果显示,涡轮盘破碎飞出后,主要特征为对导向器壳体、包容环内壁的撞击以及沿包容环内壁的周向滑移刮擦运动,包容环通过自身变形与内壁与涡轮的刮擦滑移吸收能量。试验与模型仿真结果表明,该包容结构可以对破碎涡轮盘起到很好的约束作用,具备较好的包容能力,研究结果对空气涡轮起动机的包容结构设计具有很好的指导意义。

关键词:空气涡轮起动机; 超高转速; 涡轮盘; 包容结构; 数值仿真

中图分类号:V233.6

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.08.006

随着航空用空气涡轮起动机技术的日渐成熟,国内越来越多的航空发动机开始使用其作为辅助起动装置,因此其安全性和可靠性也日益受到重视。空气涡轮起动机通常采用单级涡轮的结构设计,这一特征决定了其涡轮盘转速通常会超过 70000r/min,蕴含着极大动能的超高转速的涡轮叶片是极大的安全隐患,一旦破损断裂飞出,将会对发动机及其他附件造成严重损坏。国内外目前已有较多航空发动机机匣包容的相关研究^[1-11],研究主要集中在包容断裂叶片方面,但关于空气涡轮起动机超高转速涡轮盘碎片包容性的研究却寥寥无几。本文以某型航空用超高转速空气涡轮起动机为模型,其涡轮转速高达 118000r/min,采用数值仿真计算结合试验分析,验证其包容结构对超高能量破碎涡轮盘的约束和包容能力。

1 模型基本参数

模型选用某型航空用超高转速空气涡轮起动机,该型起动机是目前国内现役产品中具有最高涡轮转速的产品,其涡轮最高转速可达 118000r/min,针对其包容结构的研究具有典型意义。该型空气涡轮起动机单级涡轮级外部包容结构由涡轮盘、导向器壳体和包容环三部分组成,如图 1 所示。其基

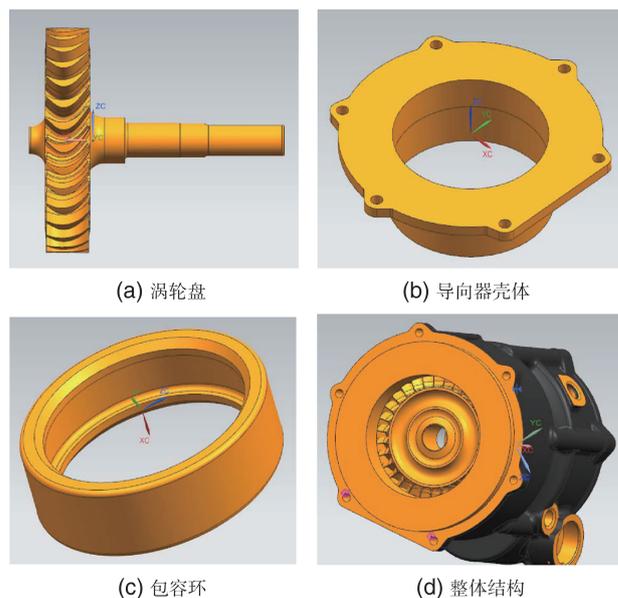


图 1 涡轮级外部包容结构部件和整体图

Fig.1 Turbine stage external containment structure components and overall drawing

本工作及材料参数见表 1。

2 有限元模型

在开展试验分析验证前,需通过数值仿真计算确定该

收稿日期: 2021-05-26; 退修日期: 2021-06-18; 录用日期: 2021-07-03

引用格式: Jiang Cong, Xiong Xin, Liu Mian, et al. Performance analysis and research on the containment structure of ultra-high speed turbine in air turbine starter[J].Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(08):37-42. 蒋聪,熊欣,刘冕,等. 空气涡轮起动机超高转速涡轮包容结构性能分析与研究[J].航空科学技术, 2021, 32(08):37-42.

表1 基本工作及材料参数

Table 1 Basic work and material parameters

进气 压力/MPa	工作 温度/°C	最大 转速/(r/min)	包容环及 涡轮材料	导向器 壳体材料
0.207	230	118000	TC4	2A70

涡轮转子组件的包容能力。为便于建立有限元模型而又不会影响包容性分析,进行如下简化:(1)在对涡轮盘进行计算之前将中心轴去除,然后将其三等分;(2)去除包容环、导向器壳体上部分倒角;(3)去除导向器壳体外缘通孔。在进行有限元网格划分之前,需对相应的几何模型加以清理,如去除一些不必要的线段,清理一些小碎面等,同时为了有效划分六面体网格和满足对不同部分设置不同的网格密度,需对模型进行切分。

经过几何处理后,使用Hypermesh进行网格划分,考虑到结构的实际构型,包容环和导向器壳体使用8节点六面体单元,而涡轮盘由于几何形状比较复杂对其使用4节点四面体单元进行划分,体单元均采用单点积分,网格划分完成后各部件有限元网格模型及总体模型如图2所示。

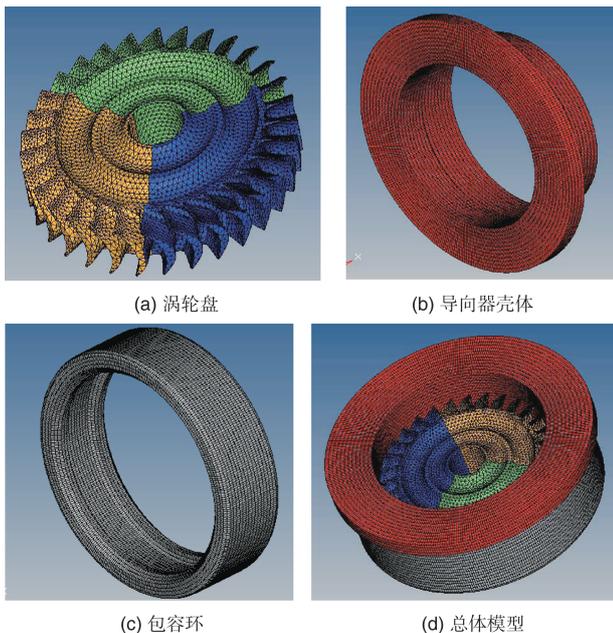


图2 各部件有限元网格及总体模型

Fig.2 Finite element mesh and overall model of each component

根据安装方式,约束导向器壳体上下表面、包容环上下表面的轴向位移自由度。轮盘破裂转速设定118000r/min。轮盘破裂飞出后,各部件之间的接触非常复杂,因此采用单面接触。根据经验,接触面摩擦因数取0.15。

3 材料模型

为描述金属材料在冲击载荷下的动力学响应,学者提出了相当多的材料本构关系,既有经验公式,也有理论结果^[12-14]。经验公式基于实际试验的观测,而理论结果则基于材料的微观性质。一般情况下认为,材料的流动应力 σ_e (Von Mises 等效应力)与其等效塑性应变 ε_{eq}^p 、等效塑性应变率 $\dot{\varepsilon}_{eq}^p$ 和温度 T 有关。Johnson与Cook^[15]和Zerilli与Armstrong等^[16-18]都提出了基于此类型的材料本构关系表达式。而材料失效准则描述材料抵抗破坏的能力。目前,已经提出了一些基于金属材料的失效准则,包括最大切应力失效准则、常应变失效准则以及考虑不同应力状态、应变率和温度下的失效准则等。Deya等^[19]使用不同本构模型对圆柱性弹体撞击12mm厚圆形靶板过程进行了数值仿真分析,通过与试验结果对比,发现J-C本构模型最适用。Teng等^[20]使用6种不同的失效模型对弹体撞击铝和钢靶板进行了数值仿真分析,通过与已公开发表的文献上的试验结果进行比较,得出结论:Johnson-Cook和Bao-Wierzbicki失效准则最适用,但同时也指出了Johnson-Cook失效准则的不足。为描述航空发动机机匣包容过程中材料的大变形、非线性、黏塑性,计算中涡轮、包容环、中间壳体和排气壳体材料均选用Johnson-Cook本构模型,此模型能较好地模拟材料的硬化、应变率和温度软化效应。其本构方程为:

$$\sigma_{eq} = \left[A + B \left(\varepsilon_{eq}^p \right)^n \right] \left[1 + C \ln \dot{\varepsilon}^* \right] \left[1 - T^{*m} \right] \quad (1)$$

式中: σ_e 为流动应力; ε_{eq}^p 为等效塑性应变; $\dot{\varepsilon}^* = \dot{\varepsilon}_{eq}^p / \dot{\varepsilon}_0$ 无量纲等效塑性应变率,其中 $\dot{\varepsilon}_{eq}^p$ 为塑性应变率, $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考塑性应变率; $T^* = (T - T_0) / (T_m - T_0)$ 为无量纲温度, T 为材料实际温度, T_0 为室温, T_m 为材料熔点。

材料失效则采用基于连续损伤力学的Johnson-Cook累积损伤准则,定义损伤参数 D 为:

$$D = \int (1/\varepsilon_f) d\varepsilon_{eq}^p \quad (2)$$

其中,破坏应变定义为:

$$\varepsilon_f = (D_1 + D_2 e^{D_3 \sigma^*}) (1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}^*) (1 + D_5 T^*) \quad (3)$$

式中: $\sigma^* = p / \sigma_{eff} = -R_\sigma$, p 为静水压力, σ_{eff} 为Von-Mises等效应力, R_σ 为应力三轴度。初始时, $D=0$;当 $D=1$ 时,材料失效。

本次计算模型中涡轮和包容环的材料均为TC4,导向器壳体的材料为2A70。各材料的Johnson-Cook本构模型和失效模型参数见表2、表3。

表2 材料的Johnson-Cook本构模型参数

Table 2 Johnson-Cook constitutive model parameters of materials

材料	A/MPa	B/MPa	n	C	m
TC4	1098	1092	0.93	0.014	1.1
2A70	369	684	0.73	0.0083	1.7

表3 材料的Johnson-Cook失效模型参数

Table 3 Johnson-Cook failure model parameters for materials

材料	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5
TC4	0.09	0.27	0.108	0.014	3.87
2A70	0.112	0.123	1.5	0.007	0

4 数值仿真结果及分析

数值仿真计算使用LS-DYNA971 进行,设定求解时间为3ms。图3和图4分别为3ms内破裂涡轮撞击外部包容结构内壁过程的正面视图与背面视图。

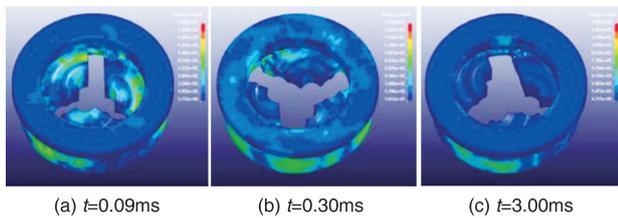


图3 外部包容结构包容飞出涡轮过程(正面)

Fig.3 External containment structure contains the process of flying out of the turbine (front)

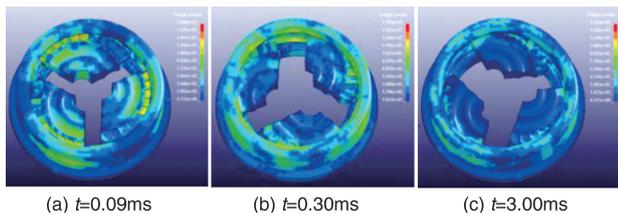


图4 外部包容结构包容飞出涡轮过程(背面)

Fig.4 External containment structure contains the process of flying out of the turbine (back)

可以看出,涡轮飞出后,涡轮叶片撞击导向器壳体 and 包容环内壁,受到阻挡作用,涡轮继续旋转持续刮擦包容环内壁。在撞击力的作用下,涡轮发生向下翻转,计算的最终状态为轮盘继续旋转刮擦包容环内壁,此时轮盘的动能已降至初始动能的1%以下且呈旋转状态,故包容过程结束,包容环对轮盘包容成功。

由仿真结果可见,撞击过程中,涡轮动能主要转化为外部包容结构与涡轮的内能以及摩擦消耗的滑移能。因此,外部包容结构变形、涡轮与包容环、排气壳体内壁的刮擦为主要吸能模式,各部件变形损伤和破裂如图5所示。

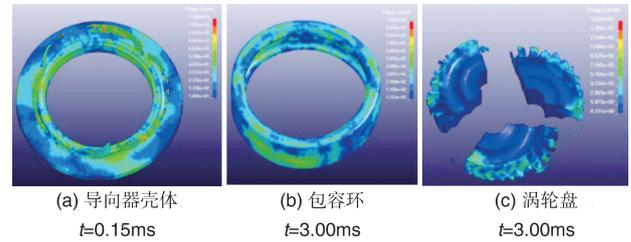


图5 各部件变形损伤和破裂图

Fig.5 Deformation damage and fracture diagram of each component

5 试验验证

依据GJB/Z20339—1996《飞机发动机用空气涡轮起动机通用规范》第5.15条的要求:空气涡轮起动机的包容性试验要求涡轮在转速等于或大于最大转速条件下,产生诱导轮盘破裂成三块(三等分)的破坏,验证试验中若出现导致起动机外部着火、内表面温度超过371°C、起动机不能包容全部碎片,以及本身不能保持在其安装座上等情况,均视为包容失败,零件可从起动机排气口掉出,但其必须无破坏性能。因此,设计的验证方法如下:将一块软铝片(0.08cm或更薄的)放置于离起动机排气口不到0.9m处,使排气能冲击铝片。铝片的支撑方式要保证在其背面的25.4mm距离内无硬性支撑物。铝片上有任何明显凹坑或铝片被击穿,均应为包容失败。

包容试验中,涡轮破裂通常采用预割裂纹或预埋炸药的方式实现,由于试验件尺寸较小、试验转速极高,预埋炸药非常困难,拟采用在涡轮上预割裂纹的方式,通过控制切割裂纹长度控制破裂转速。涡轮预切割裂纹进行破裂试验的具体方法如下:试验时,首先采用电火花线切割机,在涡轮上预割三条均匀的、一定长度的径向裂纹,以及周向角度为90°、直径为18mm的周向裂纹,如图6所示。

如图7所示,安装至试验台,每次试验时逐步增加转速,缓推到上限转速118000r/min,保持30s后拉停。若涡轮不破裂,则进一步增加预割径向裂纹长度。切割后重新上台,重复进行以上步骤,直至涡轮盘发生破裂。

试验过程中的转速与振动曲线如图8所示,其中黑色曲线为转速—时间曲线,红色曲线为振动—时间曲线,蓝色直线为最高目标转速。涡轮在升速到118000r/min(最高转速118095r/min),并停留18s时破裂为三部分,涡轮破裂转速在预定的转速范围内。从图8可以看出,在涡轮转子断裂的瞬间,振动值非常大,大大超过位移振幅测量仪所设定的极限值,因此触发试验台自动停车,同时触发高速相机记录涡轮破裂过程。

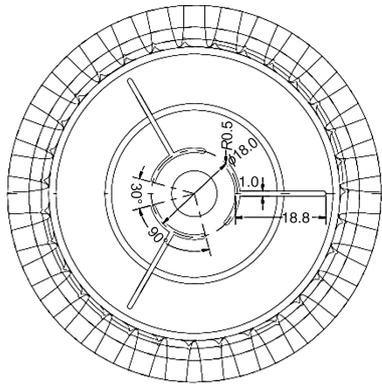


图6 涡轮盘预制裂纹方案示意图

Fig.6 Schematic diagram of turbine disk prefabrication crack scheme

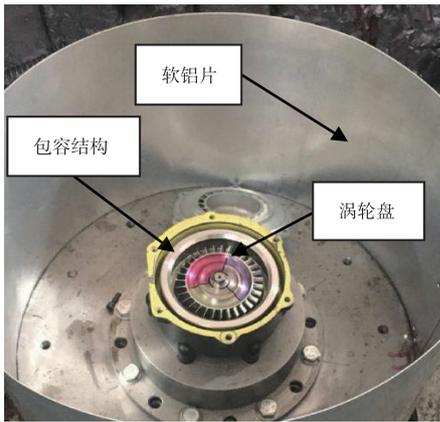


图7 包容性试验安装图

Fig.7 Containment test installation diagram

能很好地对破碎的超高转速涡轮盘起到约束和保护作用，可以满足包容性要求。



图9 包容结构外部

Fig.9 Outside of the containment structure

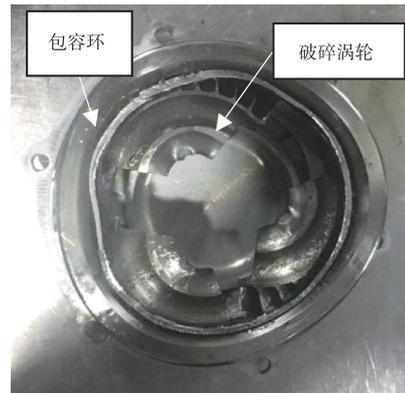


图10 包容结构内部

Fig.10 Inside of the containment structure

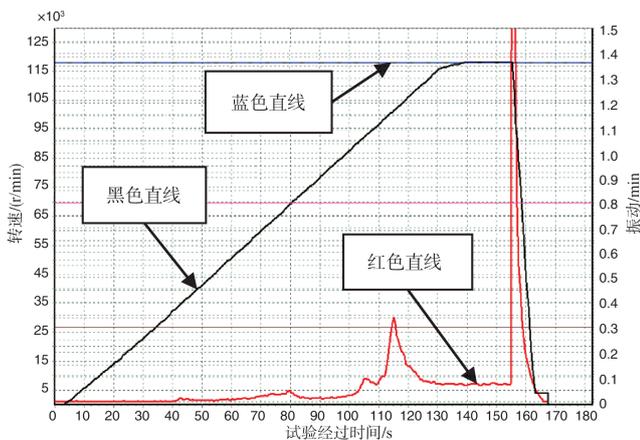


图8 转速与振动曲线

Fig.8 Speed and vibration curve

图9和图10分别为现场试验结束后包容结构的外部 and 内部,可见包容结构产生较小变形,整体完好,软铝片未出现明显异物碰撞痕迹,试验结果表面目前采用的包容结构

6 结束语

本文针对某型航空发动机超高转速空气涡轮启动机的高能量涡轮盘开展包容结构能力分析,通过以上数值仿真分析和试验验证,可以看出涡轮盘破碎飞出后,主要特征为对导向器壳体、包容环内壁的撞击以及沿包容环内壁的周向滑移刮擦运动,包容环通过自身变形与内壁与涡轮的刮擦滑移吸收能量。试验与模型仿真结果表明该包容结构可以对破碎涡轮盘起到很好的抑制和约束作用,具备较好的包容能力,研究结果对超高转速空气涡轮启动机的包容结构设计有很好的指导意义。

AST

参考文献

- [1] 宣海军,洪伟荣,吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容试验及数

- 值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 762-767.
- Xuan Haijun, Hong Weirong, Wu Rongren. Aero-engine turbine blade containment tests and numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 762-767. (in Chinese)
- [2] 张伯熹, 宣海军, 吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容模拟试验研究[J]. 机械工程师, 2006(10): 114-116.
- Zhang Boxi, Xuan Haijun, Wu Rongren. Research on aero-engine turbine blade containment experiment[J]. Mechanical Engineer, 2006(10): 114-116. (in Chinese)
- [3] 宣海军, 何泽侃, 牛丹丹, 等. 航空发动机软壁风扇机匣包容性研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(6): 81-87.
- Xuan Haijun, He Zekan, Niu Dandan, et al. Investigation on containment of aeroengine soft-wall fan case[J]. Aeroengine, 2015, 41(6): 81-87. (in Chinese)
- [4] 何泽侃, 宣海军, 胡燕琪, 等. Kevlar 缠绕增强机匣包容过程研究[J]. 工程力学, 2017, 34(S1): 308-313.
- He Zekan, Xuan Haijun, Hu Yanqi, et al. Investigation on containment process of case wrapped with Kevlar fabric[J]. Engineering Mechanics, 2017, 34(S1): 308-313. (in Chinese)
- [5] Naik D, Sankaran S, Mobasher B, et al. Development of reliable modeling methodologies for fan blade out containment analysis, part I: experimental studies[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36: 1-11.
- [6] Stahlecker Z, Mobasher B, Rajan S D, et al. Development of reliable modeling methodologies for engine fan blade out containment analysis, part II: finite element analysis[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36: 447-459.
- [7] Xuan H J, Wu R R. Aero-engine turbine blade containment tests using high-speed rotor spin testing facility[J]. Aerospace Science and Technology, 2006(10): 501-508.
- [8] 刘璐璐, 宣海军, 张娜, 等. 某涡轮冷却器压气机轮盘包容性研究[C]//第22届全国结构工程学术会议, 2013: 190-195.
- Liu Lulu, Xuan Haijun, Zhang Na, et al. Research on compressor disc containment of a cooling turbine[C]// Proceedings of the 22nd National Conference on Structural Engineering, 2013: 190-195. (in Chinese)
- [9] 李娟娟, 宣海军, 廖连芳. 轮盘碎片撞击圆筒体的实验研究[J]. 兵工学报, 2009, 30(S2): 218-222.
- Li Juanjuan, Xuan Haijun, Liao Lianfang. Experimental study of cylindrical case impacted by disk fragments[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(S2): 218-222. (in Chinese)
- [10] 杨眉, 许璠璠, 宁宝军, 等. 航空发动机燃烧室机匣破裂安全性预测方法[J]. 航空科学技术, 2018, 29(5): 18-24.
- Yang Mei, Xu Fanfan, Ning Baojun, et al. Fracture safety prediction method of aero-engine combustor casing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(5): 18-24. (in Chinese)
- [11] 邵骞, 董登科, 马利娜, 等. 飞机结构强度试验商载施加技术研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(7): 36-40.
- Shao Qian, Dong Dengke, Ma Lina, et al. Research on commercial load application technology of aircraft structure strength test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(7): 36-40. (in Chinese)
- [12] Harding J. The development of constitutive relationships for material behavior at high rates of strain[J]. Institute of Physics Conference Series, 1989, 4(102): 189-202.
- [13] Zukas J A, Hohler V, Jameson R L, et al. High velocity impact dynamics[M]. New York: Wiley, 1990.
- [14] Liang R, Khan A S. A critical review of experimental results and constitutive models for BCC and FCC metals over a wide range of strain rates and temperatures[J]. International Journal of Plasticity, 1999, 15(9): 963-980.
- [15] 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 the Seventh International Symposium on Ballistics, 1983: 541-547.
- [16] Zerilli F J, Armstrong R W. Dislocation mechanics based analysis of material dynamics behavior: enhanced ductility, deformation twinning, shock deformation, shear instability, dynamic recovery[J]. Journal of Physics IV France, 1997, 7(C3): 637-642.
- [17] Zerilli F J, Armstrong R W. Dislocation-mechanics-based constitutive relations for material dynamics calculations[J]. Journal of Applied Physics, 1987, 61(5): 1816-1825.
- [18] Zerilli F J, Armstrong R W. Description of tantalum deformation behavior by dislocation mechanics based constitutive relations[J]. Journal of Applied Physics, 1990, 68(4): 1580-1591.
- [19] Deya S, Brovik T, Hopperstada O S, et al. On the influence of

- constitutive relation in projectile impact of steel plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 2007, 34 (3) : 464-486.
- [20] Teng X, Wierzbicki T. Evaluation of six fracture models in high velocity perforation[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2006, 73(12):1653-1678.

Performance Analysis and Research on the Containment Structure of Ultra-High Speed Turbine in Air Turbine Starter

Jiang Cong, Xiong Xin, Liu Mian, Zhang Qi

AVIC Nanjing Mechanical and Hydraulic Engineering Research Center, Nanjing 210006, China

Abstract: Aiming at the containment structure of an aero-engine ultra-high speed air turbine starter, the containment capacity was analyzed and verified. The Johnson-Cook constitutive model was used to simulate its containment capacity with LS-DYNA software, and the containment test was carried out on the ultra-high speed rotating test bench. The experimental results show that after the turbine disk is broken and flies out, the main characteristics are the impact on the guide shell and the inner wall of the containment ring, and the circumferential sliding and scraping movement along the inner wall of the containment ring. The containment ring absorbs energy through its own deformation and the scraping and sliding between the inner wall and the turbine. The experiment results are in good agreement with the model simulation results, which shows that the containment structure can restrain the broken turbine disk, and has good containment capacity. The research results have a good guiding significance for the containment structure design of air turbine starter.

Key Words: air turbine starter; ultra-high speed; turbine disk; containment structure; numerical simulation