

大涵道比涡扇发动机风扇 / 增压级试验件结构 设计及验证

张 岩, 蒋琇琇, 印雪梅, 王 华
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 某大涵道比风扇 / 增压级试验件为 1 级风扇加 3 级增压级结构, 为实现风扇 / 增压级部件特性录取, 结构设计在满足气动设计要求的基础上, 重点考虑了合理性和可靠性问题, 采用理论结合工程经验的方法完成了转子支撑、静子连接和轴承润滑及密封等难点设计, 兼顾大涵道比风扇 / 增压级结构及气动特点, 采用宽弦风扇叶片设计、榫头 / 榫槽圆弧榫连及装配式风扇转子流路板结构。顺利完成试验件研制工作, 经试验验证, 压比、效率等性能参数达到或超过设计指标。

关键词: 涡扇发动机; 风扇 / 增压级; 结构设计; 大涵道比; 试验件

中图分类号: V232

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.01.008

Structural Design and Verification of Fan / Booster Stage Test Pieces for Turbofan Engine with High Bypass Ratio

ZHANG Yan, JIANG Xiu-xiu, YIN Xue-mei, WANG Hua

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: A high bypass ratio fan / booster stage test article is a stage 1 fan plus a stage 3 booster stage structure. In order to realize the characteristic acquisition of fan / booster stage components, the rationality and reliability of the structural design were considered on the basis of meeting the requirements of aerodynamic design. The difficult design of rotor support, stator connection, bearing lubrication and sealing was completed by combining theory with engineering experience. The wide string fan blade design, tenon / tenon slot arc tenon connection and assembled fan rotor flow path plate structure were adopted giving consideration to the structure and the aerodynamic characteristics of the fan / booster stage of the high bypass ratio. The development of the test article was completed successfully. The performance parameters such as pressure ratio and efficiency reach or exceed the design index by test verification.

Key words: turbofan engine; fan/booster; structural design; high bypass ratio; test article

0 引言

随着航空工业和运输业的发展,在大涵道比涡扇发动机设计制造上的竞争日益激烈,国外制造公司开发了系列发动机供飞机选择,大涵道比涡扇发动机技术的发展都有较好的系统性、继承性和连贯性,从而形成了较强竞争力的系列机型,比较著名的有 CFM、PW、RB211 等,RR 德国公司及俄罗斯等国家也有具有竞争力的机型。为了满足未来大涵道比涡扇发动机

需求,国外制定了大量的技术发展计划,旨在提高发动机性能和部件效率,降低污染排放、噪声及成本等,包括美国的 VAATE 计划和 UEET 计划,欧洲的 ANTLE 计划和 CLEAN 计划等,这些计划的研究成果已逐步得到应用和推广,同时也建立起成熟的风扇及压气机设计体系,成为各大公司最宝贵的财富,是产品开发和生产的原动力^[1-2]。

目前,我国无论是在军用运输机还是在民用大飞机的项目中,都在全力推进大涵道比涡扇发动机的研

收稿日期:2018-08-15 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:张岩(1988),男,工程师,主要从事压气机结构设计工作;E-mail:core2009@yeah.net。

引用格式: 张岩,蒋琇琇,印雪梅,等. 大涵道比涡扇发动机风扇 / 增压级试验件结构设计及验证[J]. 航空发动机, 2020, 46(1): 38-43. ZHANG Yan, JIANG Xiuxiu, YIN Xuemei, et al. Structural design and verification of fan / booster stage test pieces for turbofan engine with high bypass ratio[J]. Aeroengine, 2020, 46(1): 38-43.

制。随着航空发动机和燃气轮机国家重大科技专项立项,“两机”专项被列为国家“十三五”发展规划百个重点发展项目的首位,大涵道比涡扇发动机的研制面临着前所未有的机遇与挑战,充分利用已有研制基础,转化应用研制成果,坚持自主创新,掌握知识产权,突破主要关键技术,解决技术落后的被动局面,努力形成军、民用大涵道比涡扇发动机独立而完善的发展体系^[3]。为适应未来大涵道比涡扇发动机更经济、更清洁、更安静的要求,压气机部件需采用新途径和新技术提高其部件性能,通过开展必要的部件试验进行充分验证,以期具备工程应用条件。

本文介绍了某大涵道比涡扇发动机风扇/增压级性能试验件设计及试验验证工作,为中国大涵道比发动机研制提供了技术支持。

1 设计技术指标

某大涵道比涡扇发动机风扇/增压级试验件由1级宽弦、无凸肩的风扇和3级增压级组成,是以预先研究大涵道比发动机为需求背景设计,具有超高的涵道比和流量,与同类型风扇/增压级试验件相比,设计点涵道比约高1.3倍,设计点流量约高1.2倍。

2 试验件结构设计

2.1 总体结构布局

风扇/增压级试验件为轴流式压气机,由风扇部件、增压级部件、1、2支点部件、外涵静子部件和内、外涵排气系统等组成,如图1所示。

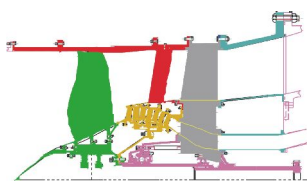


图1 试验件总体结构

试验件在试验器上采用悬臂结构安装,即整个试验件由排气机匣与试验器排气设备连接,前段通过进气机匣与试验器进气喇叭口连接;试验器动力通过输出轴与试验件传动轴间套齿传递。

转子总的轴向力由前支点滚珠轴承承受,轴向负荷通过滚珠轴承、轴承机匣、中介机匣和出口机匣传递到试验器。

2.2 支撑方案设计

试验件转子支撑方案根据部件结构形式、压气机级数和气动流路等设计特征分析其对结构质量、叶尖间隙、转子动力学特性和安全性的影响^[4-7],最终采用

0-1-1的支撑方案。即前支点滚珠轴承布置在转子盘腔内,后支点滚棒轴承布置在中介机匣内。加大前、后支点跨距至260 mm,使前支点尽量靠近风扇轮盘,利于风扇叶片叶间间隙保持和满足临界转速设计要求。

2.3 转子部件设计

2.3.1 风扇转子部件

风扇部件由整流帽罩、风扇转子叶片、风扇轮盘、风扇转子流路板及定位零件组成,如图2所示。在整流帽罩后安装边设置连接孔,通过螺栓安装于定位零件风扇前压环;风扇转子叶片轴向定位通过在风扇轮盘前、后端面装配定位环实现,在装配过程中径向定位通过在叶片底部装配风扇垫块实现。

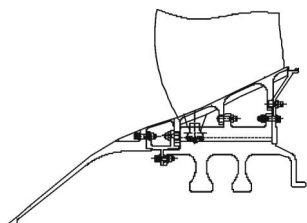


图2 风扇部件结构

考虑防冰设计要求,避免冰块或异物进入抗外物损伤能力弱的内涵道,整流帽罩采用前锥后椭整体式结构防冰。考虑降低噪声水平需求,对风扇转子叶片采用掠型气动设计;考虑包容叶身和降低叶片应力水平需求,对风扇转子叶片与风扇轮盘采用圆弧榫连设计(如图3所示),榫头/榫槽均设计成圆弧型,以增大榫头部分接触面积。



图3 圆弧形榫头结构

为进一步减小榫头部位的负荷,减少主流区空气泄漏量,抑制风扇转子叶片振动,设置新型单元零件风扇转子流路板(如图4所示),与风扇转子叶片交替排列,替代传统的风扇叶片缘板,构成发动机流路,在侧面粘贴橡胶胶条,与风扇转子叶片接触减振^[8]。

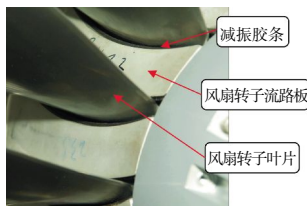


图4 风扇转子流路板装配减振

2.3.2 增压级转子部件

增压级转子部件由3级轮盘和3级转子叶片组成(如图5所示),悬臂安装在风扇轮盘。各级轮盘采用鼓式结构,通过螺栓装配于传动轴,相比整体的鼓式结构转子,可显著降低盘类件的锻件成本和加工难度,实现各级转子可拆卸。

在各级轮盘前、后设置封严篦齿,与静子内环配

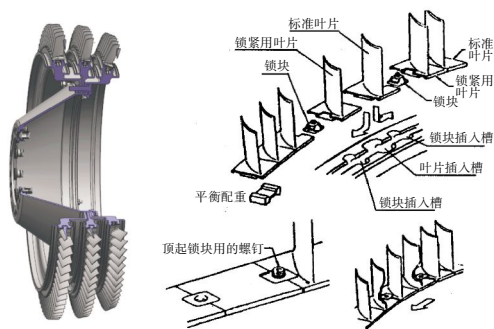


图 5 增压级转子部件结构

合实现级间封严,设置钢丝环槽,与叶片配合实现榫头封严;叶片与轮盘采用周向燕尾形榫连结构,锁紧块结构对叶片周向锁紧^[9],节省结构空间,可实现转子叶片单独更换

2.4 静子部件设计

2.4.1 增压级静子部件

增压级静子部件由 4 级机匣、4 级静子叶片和 4 级静子内环组成(如图 6 所示),悬臂安装在中介机匣上。各级机匣均为整环型结构,通过螺栓连接,实现各级静子可拆卸,满足试验件的测试/测量需求;转子叶片对应机匣内壁设置可磨损涂层,保证转子叶片安全工作;静子叶片上、下设置缘板,分别与静子机匣及静子内环通过螺钉连接;各级静子内环设置可磨损涂层,与轮盘篦齿配合实现级间封严^[10]。

2.4.2 1、2 支点部件

1、2 支点部件主要由引气管组合件、滑油管组合件、喷油嘴组合件、风扇轴组件、滚珠轴承、滚棒轴承、轴承机匣、封严环、封严篦齿等组成,如图 7 所示。



图 6 增压级静子部件结构

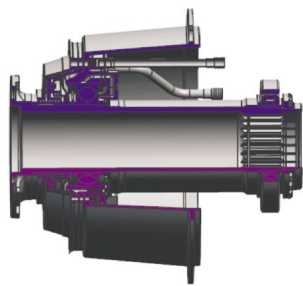


图 7 1、2 支点部件结构

滚珠轴承和滚棒轴承均装配于风扇轴,轴向通过螺母压紧定位;考虑实际工作环境,采用喷射式供油方式,滚珠轴承设置 2 个喷油嘴,滚棒轴承设置 1 个喷油嘴;考虑封严效果和封严空间的影响,滚珠轴承腔采用篦齿封严,滚棒轴承腔采用螺旋加气封封

严^[11],滑油和密封气均由试验器供给,通过外接管路运输到相应部件,实现相应功能

2.4.3 外涵静子部件

外涵静子部件主要由进气机匣、风扇机匣、外涵测量机匣、中介机匣、出口机匣和外涵静子叶片等组成,如图 8 所示。

各机匣均为整环形结构,通过螺栓连接,在外壁上相应布置测试传感器安装接口,以满足测量要求,进、出口机匣依据试验器接口尺寸设计;风扇转子叶片对应风扇机匣内壁设置可磨损涂层,保证转子叶片安全工作;外涵静子叶片采用悬臂固定方式,外缘板通过螺栓与外涵测量机匣连接,内缘板与增压级机匣搭接配合。

中介机匣为整体铸造结构(如图 9 所示),是主要的承力部件,内、外涵分别有 12 块支板,其中有 4 块厚支板,8 块薄支板。厚支板为轴承的润滑及密封提供油路和气路,实现试验器油、气资源的传输,同时为测试线的布置提供引出路径;依据空气系统设计实际需求,布置相应大小和数量卸荷孔,以降低转子后腔压力实现轴向力的调整。

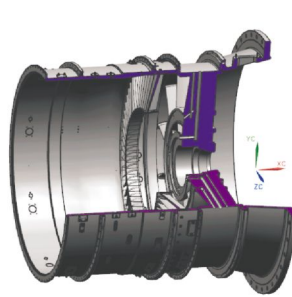


图 8 外涵静子部件结构

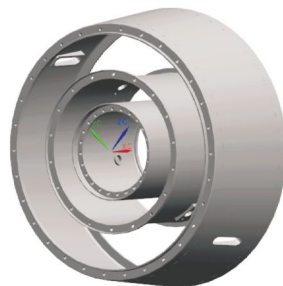


图 9 中介机匣结构

2.4.4 内、外涵排气系统

内、外涵排气系统主要由外涵内壁组合件、内涵外壁组合件和内涵内壁组合件等组成,如图 10 所示。

因各组合件均不承受轴向力,所以均采用薄壁整环形结构形式;外涵内图 10 内、外涵排气系统结构壁组合件与出口机匣共同构成外涵排气流路,将外涵气引入试验器的外涵排气蜗壳,内涵外壁组合件和内涵内壁组合件共同构成内涵排气流路,将内涵气引入试验器的内涵排气蜗壳,实现内、外涵分开排气。



3 零件强度分析

3.1 临界转速分析

采用结构有限元分析软件 Samcef/Rotor 进行临界转速计算,考虑受转子高速旋转引起的陀螺效应的影响^[12-13],风扇转子叶片及风扇轮盘材料采用 TC4 钛合金,增压级转子叶片、增压级轮盘、风扇轴及传动轴材料采用 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢, 依据设计经验选取试验件转子系统柔度,建立试验件支承系统转子动力学分析模型,如图 11 所示。

分析结果显示:第 1 阶临界转速为转子系统前端俯仰型,第 2 阶临界转速为转子系统前后俯仰型,应变能较小,且试验件在工作转速范围内不存在临界转速,各阶临界转速相对工作转速裕度较大,满足设计规范要求。前 2 阶振动模态如图 12 所示。

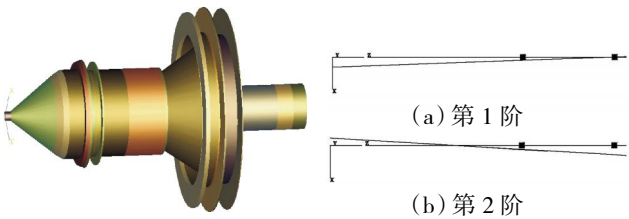


图 11 转子有限元模型 图 12 前 2 阶振动模态

3.2 主要零件强度分析

取试验件运行最高转速为强度设计转速,考虑离心力、气动力及温度载荷的影响,忽略振动因素影响,分别对风扇 / 增压级转子叶片及轮盘、风扇轴等部件进行强度分析,结果分别如图 13 ~ 15 所示。

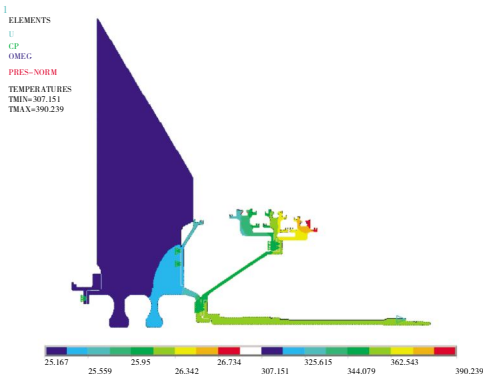


图 13 转子盘轴强度计算结果

分析结果显示:风扇 / 增压级转子满足强度设计要求,零件变形协调,风扇 / 增压级转子叶片满足静强度储备要求,应力分布均匀。

3.3 转子叶片振动分析

计算叶片各阶振动频率、振型及相对振动应力分

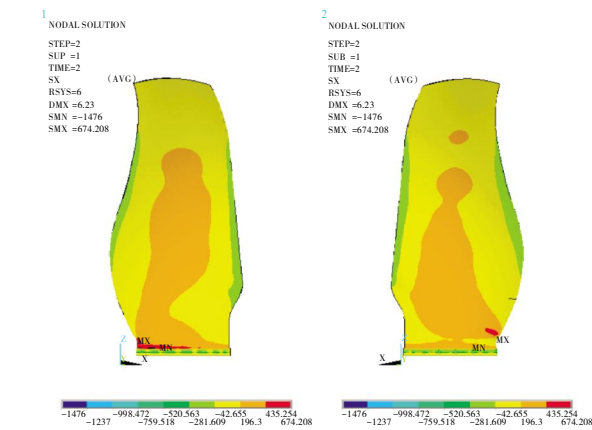


图 14 风扇转子叶片径向应力分布

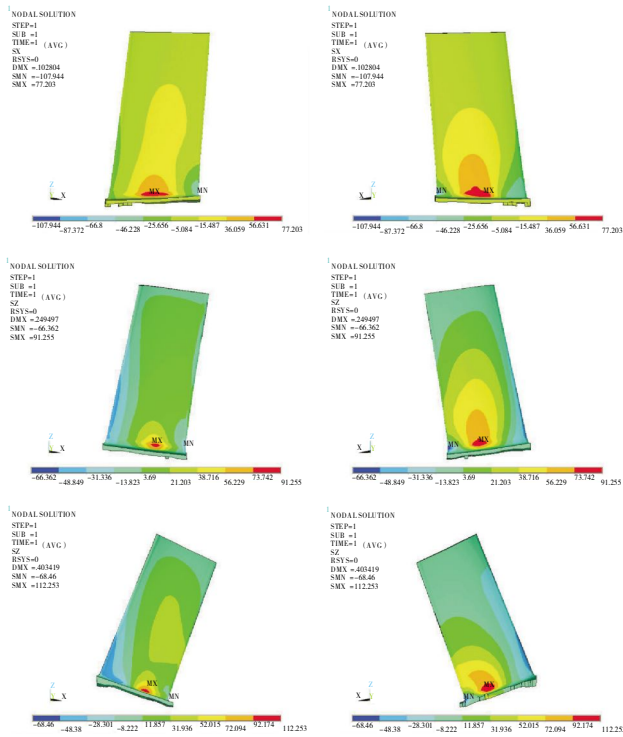


图 15 增压级转子叶片径向应力分布

布,动频计算时考虑离心负荷及温度对材料性能的影响,绘制坎贝尔图,如图 16 所示。从图中可见,不同转速下各激振频率与自振频率裕度满足规范要求,不会激起叶片振动。

4 试验验证

4.1 安全超转试验

对试验件(如图 17 所示)进行安全超转试验,分解后对零件进行无损检测,未发现裂纹等缺陷,试验件在安全超转试验前后尺寸变化量远小于设计要求,无有害变形,通过安全超转试验。

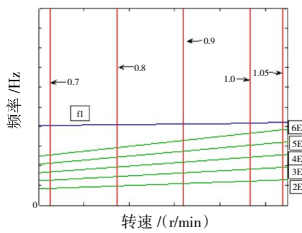


图 16 某级增压级转子叶片



图 17 试验件实物装配

4.2 性能试验结果

试验件共计上台 3 次, 累计运行 27 h 35 min, 完成了均匀进气及非均匀进气条件全部转速下的内、外涵性能参数录取, 确定了其稳定工作边界, 得到压比、流量、效率和喘振裕度等试验参数, 满足性能有效性及测试 / 测量完整性要求。性能试验结果如图 18 所示。

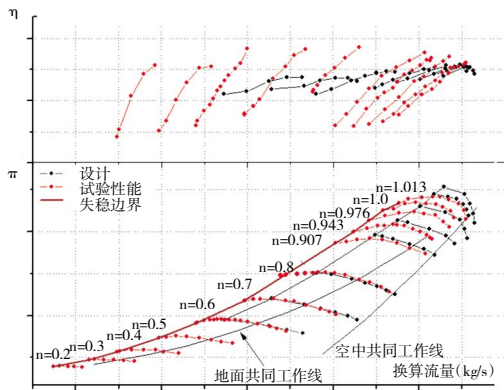


图 18 性能试验结果

从图中可见, 各状态点的流量、压比、效率和失速裕度达到或超过设计指标。

4.3 振动监测情况

受结构空间限制, 分别在风扇机匣和中介机匣安装边处布置 4 支振动传感器, 用于监测试验件水平及垂直方向振动情况^[14-16], 试验件振动测试结果如图 19 所示。

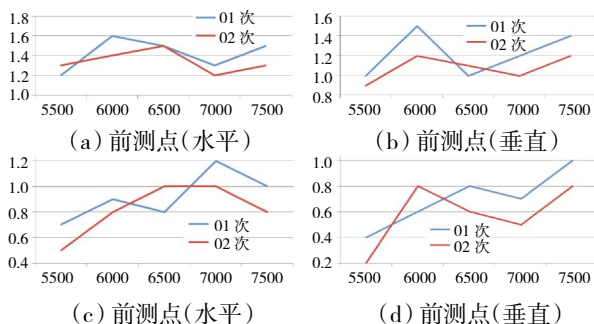


图 19 试验件振动测试结果

从图中可见, 在第 1、2 次试验过程中试验件振动水平相当, 试验件前测点水平振动加速度总量小于 1.6g, 垂直振动加速度总量小于 1.5g, 后测点水平振动加速度总量小于 1.2g, 垂直振动加速度总量小于 1g, 试验件整体振动水平较低。

前测点振动水平略高于后测点的, 分析认为可能是因为风扇机匣悬臂较长且刚性较差, 机匣振动与支点振动耦合。

5 结束语

本文阐述了大涵道比风扇 / 增压级试验件技术特点, 分析了试验件各部件结构特征, 确立了总体结构布局、支撑方案和转、静子部件的结构设计需求和要点, 提出了满足结构方案可行性、结构功能可靠性和结构细节有效性的具体实现方法, 解决了宽弦风扇叶片设计、圆弧榫连设计、轴承润滑及密封设计等多项技术难点, 完成了转子临界转速和主要零件强度及振动等分析工作, 满足强度规范要求。

试验件顺利通过了安全超转试验, 完成了任务书规定的全部转速下的性能参数录取, 过程中试验件运行平稳, 整体振动水平较低, 未出现异常情况, 结构设计获得成功, 性能达到或超过设计指标。

参考文献:

- [1] Klaus Rud, Peter Geiger, Uwe Vogel. Propulsion systems and technologies for future manned and unmanned aerial vehicles [R]. Germany: MTU Aero Engines, 2005.
- [2] C Müller, S Sikorski, H Passrucker, et al. New design and manufacturing concepts for aeroengine compressor components[R]. Germany: MTU Aero Engines. 2005.
- [3] 沈锡钢, 齐晓雪, 郝勇. 大涵道比涡扇发动机发展研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 1-5.
SHEN Xigang, QI Xiaoxue, HAO Yong. Investigation of high bypass ratio turbofan engine development[J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 1-5. (in Chinese)
- [4] 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: 137-293.
CHEN Guang. Structural design and analysis of aeroengine[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006: 137-293. (in Chinese)
- [5] 高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集: 第七分册 结构和材料[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991: 91-137.
Editorial Board of Efficiency Energy Engine Collection. Efficiency energy engine collection (7th album): structure and material[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991: 91-137. (in Chinese)
- [6] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册: 第 8 册 压气机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 257-288.
Editorial Board of Design Manual of Aeroengine. Design manual of

- aeroengine (8th album):compressor [M].Beijing:Aviation Industry Press,2000:257-288. (in Chinese)
- [7] 杨帆,印雪梅,李惠莲.先进的新型高压压气机转子结构设计[J].航空科学技术,2011(4):41-43.
YANG Fan,YIN Xuemei,LI Huilian.Advanced machinery design of high-pressure compressor rotating component [J]. Aeronautical Science & Technology,2011(4):41-43. (in Chinese)
- [8] 张岩,印雪梅,蒋琇琇,等. 大涵道比涡扇发动机风扇转子流路板结构设计研究[C].第六届中国航空学会青年科技论坛文集,沈阳:中国航空学会,2014:1003-1007.
ZHANG Yan,YIN Xuemei,JIANG Xiuxiu,et al. Research on structural design of high bypass ratio turbofan engine's fan blade platform[C].6th CSAA Science and Technique Youth Forum,Shenyang: China Aeronautical Society. 2014:1003-1007. (in Chinese)
- [9] 王国文. 某双级离心压气机试验件设计[D].长沙:湖南大学,2010.
WANG Guowen. A double stage centrigral compressor test rig design[D]. Changsha:Hunan University,2010. (in Chinese)
- [10] 郑浩,杨建伟.大涵道比增压压气机试验件设计[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(3):45-49.
ZHENG Hao,YANG Jianwei. Design of high bypass-ratio booster rig [J]. Gas Turbine Experiment and Research,2011,24 (3):45-49. (in Chinese)
- [11] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册:第12册 传动与润滑 [M]. 北京:航空工业出版社,2002:107-113. Editorial Board of Design Manual of Aeroengine. Design manual of aeroengine (12th album):transmission and lubrication [M].Beijing:Aviation Industry Press,2002:107-113. (in Chinese)
- [12] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册:第19册 转子动力学及整机振动[M].北京:航空工业出版社,2000:8-32.
Editorial Board of Design Manual of Aeroengine. Design manual of aeroengine (19th album) :rotor dynamics and whole body vibration of aeroengine[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2000:8-32. (in Chinese)
- [13] 周柏卓,杨士杰. 航空涡喷、涡扇发动机强度设计系统[J].航空发动机,2003,29(4):32-34.
ZHOU Baizhuo,YANG Shijie. The strength design system of the turbojet and turbofan engine[J]. Aeroengine,2003,29(4):32-34. (in Chinese)
- [14] 谭旭刚. 某型多级轴流压气机试验件结构设计及试验研究 [D].长沙:湖南大学,2010.
TAN Xugang. A test rig design and experimental research of a multi-stage compressor[D]. Changsha:Hunan University,2010. (in Chinese)
- [15] 高效节能发动机文集编委会.高效节能发动机文集:第三分册 风扇、压气机设计与试验[M]. 北京:航空工业出版社,1991:336-360.
Editorial Board of Efficiency Energy Engine Collection. Efficiency energy engine collection(3rd album):design and test of fan and compressor [M]. Beijing: Aviation Industry Press,1991:336-360. (in Chinese)
- [16] 张清,郝勇,霍枫,等.民用大涵道比发动机叶尖间隙控制结构设计分析[J].沈阳航空航天大学学报,2014,31(2):14-19.
ZHANG Qing,HAO Yong,HUO Feng,et al. Structure design for the clearance control of blade tip of a high bypass ratio aeroengine[J]. Journal of Shenyang Aerospace University. 2014,31 (2):14-19. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)