

航空发动机整机振动控制技术分析

刘永泉¹, 王德友¹, 洪杰², 吴法勇¹, 姜广义¹, 黄海¹

(1. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015; 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)



刘永泉(1963), 男, 自然科学研究员, 中航工业沈阳发动机设计研究所总设计师, 主要从事航空发动机总体设计与规划。

收稿日期: 2013-08-09

摘要: 针对高性能航空发动机结构复杂性和高温高转速工况下动力学稳定性问题, 提出了航空发动机转子动力学特性设计分析是振动控制技术的牵引, 装配工艺控制技术是关键, 振动试验测试技术是依赖手段的整机振动控制技术思路。总结了发动机结构动力学计算分析技术、结构装配工艺优化技术、整机振动测试技术以及多年在发动机试验和试车中遇到的振动故障特征分析经验, 分析了目前发动机整机振动控制技术存在的问题, 提出了未来工作发展的思路。

关键词: 整机振动; 控制技术; 装配工艺; 测试技术; 航空发动机

Analysis of Whole Aeroengine Vibration Control Technology

LIU Yong-quan¹, WANG De-you¹, HONG Jie², WU Fa-yong¹, JIANG Guang-yi¹, HUANG Hai¹

(1. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. School of Jet Propulsion, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the complexity of the high-performance aeroengine structure and the dynamical stability of high temperature and high speed state, the whole aeroengine vibration control technology concept was presented. The rotor-dynamic design of the aeroengine is the precursor, the assembly control technology is the key point, the vibration testing technology is the dependent measure. The structural dynamical design technology, structural assemble optimization technology, vibration testing technology and the vibration defect diagnose experience of the aeroengine testing were summarized. The challenge of aeroengine vibration control technology was presented, and the solution method for further development was discussed.

Key words: whole aeroengine vibration; control technology; assembly technology; vibration testing technology; aeroengine

0 引言

航空发动机动力学控制技术的主要目的是: 通过对支承结构和质量分布的合理分配, 保障发动机在全转速范围内无有害振动^[1]。然而, 航空发动机结构复杂, 其转子结构具有多支点(5 个支点, 支点同心度难以保证)、跨度大(1.9 m, 宽转速范围内很难实现刚性转子特性)、双转子(采用中介轴承)的特点。转子结构和机匣结构的连接面多且形式复杂, 采用了套齿、螺栓、配合摩擦等连接形式, 在装配过程中, 大多数工艺参数难以测量, 无法保证装配质量的重复性。航空发动机的工作环境复杂, 工作温度范围大(环境温度 ~ 2000 °C)。导致结构工艺特征参数和结构特征参数的变化范围大, 引起发动机结构振动具有非线性时变特性; 同时转静件间隙、支承刚度、同心度、不平衡量分

布等动力学参数和气动流场气动力等随发动机状态和温度场的变化而变化, 造成各连接结构部件振动传递特性相差也较大。此外, 对转子动力学特性要求更为严格, 要求非临界区域转速范围宽(低压为 3000 ~ 9000 r/min, 高压为 7000 ~ 15000 r/min)、转速范围内可在任意点停留。

考虑到航空发动机的结构复杂性和高温高转速的工作特性, 未考虑上述连接结构的时变非线性因素的整机振动模型计算结果与实际测试结果相差较大, 长期以来很难实现航空发动机动力学特性的精确评估, 并很难对发生振动问题的航空发动机实行有效的整机振动控制。

为此, 本文针对高性能航空发动机结构复杂性和高温高转速工况下动力学稳定性问题, 指出目前航空发动机整机振动控制技术存在的问题, 并提出了发展思路。

1 设计技术

在大型涡喷、涡扇发动机设计中,转子动力学特性设计的主要目的如下。

(1)评估转子临界转速。对于大型发动机设计,要保证 1 阶弯曲临界转速高于最大工作转速并具有较大裕度,支承共振型临界转速避开常用工作转速,同时需要减小由转子残余不平衡带来的支承动载荷对所有相关零部件的影响。

(2)确定临界转速调整相关的结构设计技术。解决初始方案临界转速不理想或其他因素要求结构改进设计时的动力学影响分析方法。

(3)预估支承系统和机匣的振动特性。结合临界转速与挠曲变形的综合分析,保障发动机转静件间隙保持在合理的分布范围内。

(4)评估转子不平衡响应敏感性。给出初步的不平衡敏感系数,通过调整转子不平衡修正量和位置,使发动机能够实现本机平衡的能力^[2]。

(5)预示动力学特性不稳定的振动频率、限定值和相关发生的条件,确保发动机在整个飞行包线内不发生危险振动。

(6)评估转静件相对动态位置关系,预估容易碰摩的截面、不平衡变化截面、支点不同心度和支承刚度变化支点对各振动监测点的振动响应特征,为发动机研制和使用过程中振动故障排除和结构修改提供重要的参考依据。

要达到上述目的,发动机整机和连接结构的动力学模型的有效性将是至关重要的,也对动力学计算提出更高要求。

1.1 考虑整机结构系统的动力学设计

首先,目前航空发动机整机动力学设计主要集中在转子动力学设计,研究转子系统(或转子—支承系统)的临界转速问题、稳态不平衡响应等问题。某型发动机双转子转子临界转速计算结果如图 1 所示。由于未将转子—支承—机匣—安装系统作为整体进行考虑,不能满足对机动过载、支点同心度、转静件间隙等涉及整机结构特征的因素

进行分析和研究,难以解决先进涡扇发动机高度耦合的整机系统振动特性(振动固有特性和响应特



图 1 某型发动机双转子转子临界转速计算结果

性)问题,也无法为构件和部件的耐久性试验提供整机振动环境参考。

其次,目前在发动机设计过程中开展的动力学分析主要进行线性系统的振动设计,而对于系统中固有的非线性因素都进行等效线性化处理,包括结合面连接刚度(不同连接结构刚度随载荷和定位面紧度变化规律如图 2 所示)、超大不平衡量、阻尼、挤压油膜阻尼器、碰磨等因素引起的非线性刚度和非线性阻尼。在此前的发动机设计过程中,这样的处理能够简化计算、提高效率,而且对于大多数设计来说具有可接受的工程精度。但随着先进发动机的发展,特别是高推比发动机的要求,结构上的非线性因素进一步增多,其影响也明显增大。由此,线性化处理对于部分大振幅带来的强非线性则明显不适应,只有对整机系统进行非线性振动问题研究,才可以更准确地把握振动特性的本质。

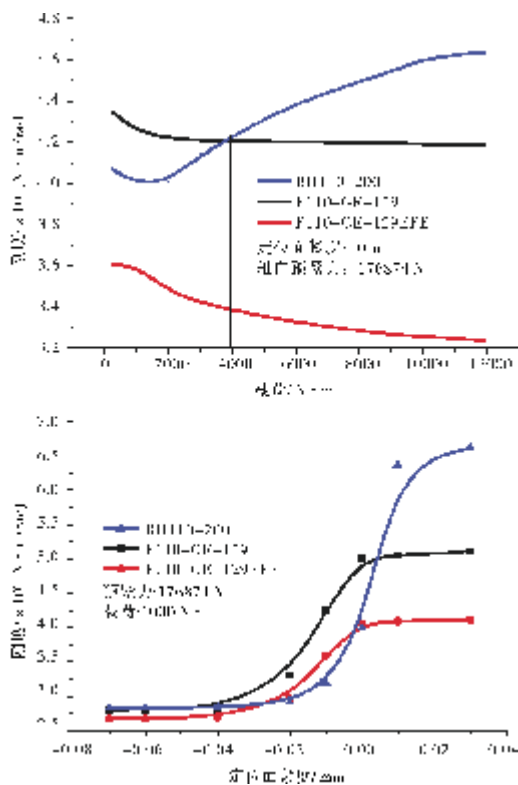


图 2 不同连接结构刚度随载荷和定位面紧度变化规律

再次,在发动机整机动力学设计中将结构特征参数均作为确定性参数考虑,没有考虑加工误差分布、装配工艺引起容差组合和工作状态下结构特征参数变化所带来的概率分布。比如,发动机中介轴承的动柔度问题,由结构公差组合、装配过盈范围和温度梯

度带来的动柔度变化至少5倍以上。

为此,需针对先进涡扇发动机整机振动中存在的转静件耦合性、局部非线性和振动响应不确定性等问题,以发动机动力学整机结构系统为分析对象,在充分考虑航空发动机的结构特征、工作状态和装配工艺的前提下,发展和完善更为准确的、考虑结构特征参数(工艺特征参数和动力学特征参数)的参数化建模方法。利用建立的整机参数化模型进行结构振动分析,对典型的整机振动问题进行理论分析与数值模拟,研究整机振动响应特征与力学机理;考虑结构特征参数的分散性,建立和发展整机振动的概率分析的动力学设计方法。

1.2 重点考虑支承和连接结构动柔度的动力学设计

在航空发动机动力学设计过程中,动力学分析技术已经较为成熟,但影响分析精度的重点和难点为:缺少准确的支点和连接结构的动态柔度数据,使计算的转子临界转速误差过大,导致无法实现机械结构动力学设计的真实目的。动柔度指由单位振动载荷引起的变形,与振动频率和参与振动的质量有关。

实测支点静柔度并不困难,但要实测支点动柔度似乎不现实,而影响临界转速计算结果的是支点动柔度。因此,要提高发动机动力学设计精度,必须考虑影响支点柔度的诸多因素,并确定对动柔度影响较大的零件。RR公司的早期(1974年)报告称支点柔度为轴承柔度(bearing flexibility)或轴承支承柔度(bearing support flexibility),相比之下后者的定义与动力学分析更为密切。但该报告中没有明确说明应该包括哪些零件的变形,如果必须包括轴承,则其动柔度测量将非常困难。因为,轴承游隙的存在无法施加交变载荷。而目前的动力学分析与试验经验表明,轴承工作状态的游隙并不会对临界转速的分析与测量产生明显影响。

在正常的柔度范围内,临界转速对支点柔度非常敏感,前轴承柔度与转速的关系曲线如图3所示。可以通过静子支承系统的动柔度试验测试结果,考虑工作状态的温度影响,假定在某一范围内选取几点柔度值计算出转子系统的临界转速,经过整机试车的振动测量结果加以验证。或者临界转速计算仅给出临界转速随支点柔度变化的关系,以便分析可能存在的问题。

连接结构动柔度是影响结构动力学特性的另外1个重要因素。国外自20世纪50年代起就执行了相关控制措施,包括采用控制预紧力的力矩(或转角)安装

技术,及控制精度和摩擦性能的紧固件制造技术。此外,制定了较完善的针对螺栓连接结构安装力矩和预紧力的标准,建立了较完善的螺栓连接应用规范。

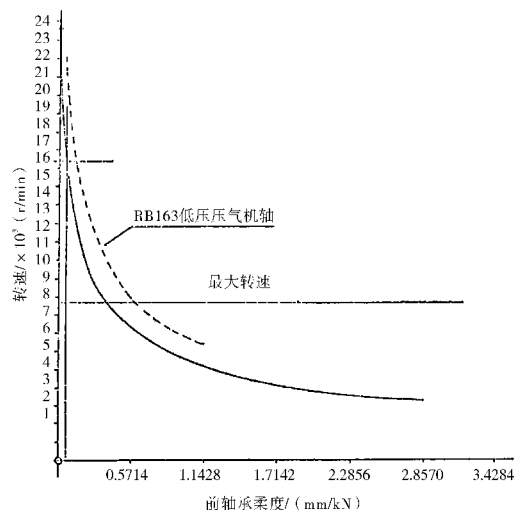
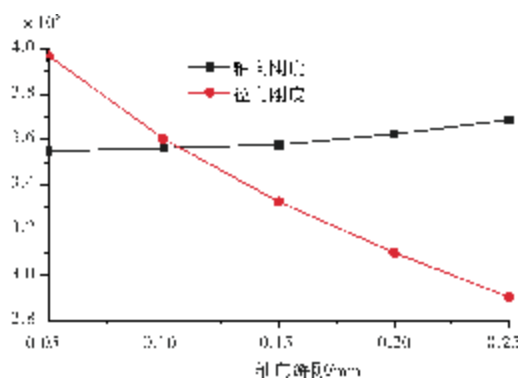


图3 前轴承柔度与转速的关系曲线

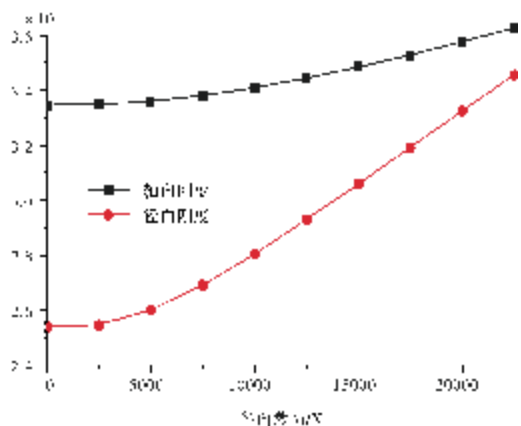
大量的技术研究成果的研究范围涉及到螺栓连接理论、预紧力控制、摩擦性能控制、防疲劳控制等诸多方面。典型的应用标准如波音的《螺栓和螺母的安装(BAC5009M)》、NASA的《NASA NTS 08307 预紧力螺栓设计准则》、SAE的《SAE1471A(2000年)》、俄罗斯的《OCT100017-1989》等。

RR公司与伦敦帝国理工大学经过长期合作,采用分析和试验手段,研究了界面连接刚度与界面加工精度、连接螺栓预紧力、螺栓孔所在的直径的关系,建立了模型数据库,通过整机振动试验和零部件试验修正整机模型。

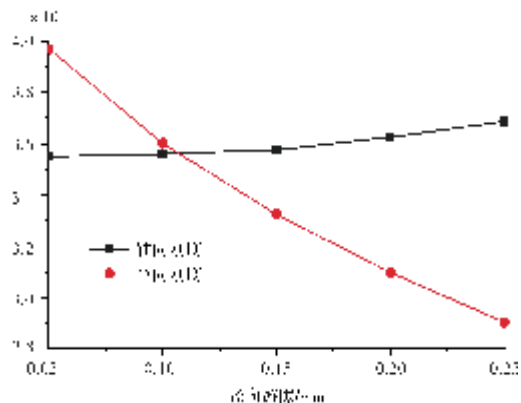
装配预紧力是影响连接刚度的重要因素,而国内相关研究刚刚起步,对各种参数的影响关系仍存在较大困惑,包括螺栓预紧力是否合适(目前只是经验值)、如何保持均匀,螺栓最合适的变形值应如何控制,预紧顺序对连接刚度的影响,受力大小对机匣产生的影响,预紧力对静子同心度产生的影响等方面。由于缺少相关控制和研究,结果是发动机刚刚装配好或工作较短的时间后,发动机性能产生非常大的变化。初步分析认为这与螺栓等预紧力不确定存在较大关系。因此,预紧力在装配前、后的变化及其大小对同轴度的影响程度也是连接结构动柔度的重要研究内容。支点球轴承轴向和径向刚度随关键参数变化曲线如图4所示。



(a) 刚度随轴向游隙变化



(b) 刚度随径向载荷变化



(c) 刚度随径向游隙变化

图4 支点轴向和径向刚度随关键参数变化曲线

2 装配工艺控制技术

航空发动机装配工艺实施的目的是保证其机械系统在要求的工作时间段内安全、可靠地完成其机械设计的效能。为此,需根据发动机结构形式和工作环境提出能够保证完成其功能的装配工艺。即基于结构的工艺参数组合,考虑结构工作环境影响下的力学行为,保证结构特征参数和动力学参数(包括零件跳动、零件间配合关系、转静件间隙、同心度、不平衡量、连接和支承刚度等)满足动力学特性的设计要求。以合

适的整机振动响应为目标来控制结构动力学参数的范围是装配工艺的直接目的,因此,装配工艺是保障发动机机械运行品质的关键技术基础。

2.1 装配工艺控制结构特征参数技术分析

先进涡扇发动机结构中,各部件结合面表面加工精度、端面跳动、径向跳动、螺栓连接紧度等的工艺特征参数具有时变性和分散性的特点,从而导致动力学参数(包括转子的不平衡、支点不同心、连接与支承刚度)的时变性和分散性,直至引发整机振动的分散度较大。发动机振动排故实践经验表明,目前发动机振动大的主要原因是动力学参数变化区间难以控制,同时伴随着由结构稳定性引起的振动不稳定。为此,需理清影响发动机整机振动的主要参数内容,研究其控制技术。

2.1.1 发动机整机振动主要影响参数分析

在航空发动机的加工、装配和工作过程中,发动机的结构、工艺特征参数会在一定公差范围内变化,引起相应结构的动力学特征参数发生变化,其结果是对整机振动特征产生影响。因此,分析其工艺特征参数、结构特征参数与动力学特征参数的相关联系,为其装配工艺控制奠定基础。

通过分析总结引起整机振动的3类参数关键因素,确定了特征参数的分类,如图5所示。

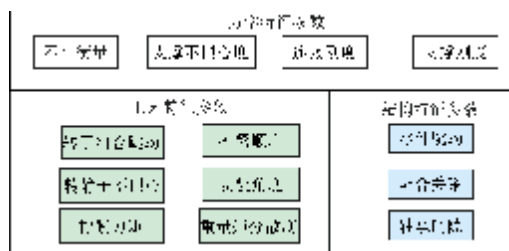


图5 特征参数分类

力学特征参数是影响整机振动的直接参数,主要包括不平衡量、不同心度、连接刚度和支承刚度。工艺特征参数是装配过程中控制的参数或者是通过装配而形成的参数,主要包括转子组合跳动、转静子不同心度、拧紧力矩、拧紧顺序等参数。结构特征参数是发动机零件以及零件之间的结构要素,主要包括零件跳动(端跳、径跳、柱跳)、配合(螺栓、轴承座与轴承、套齿、定位止口)关系、轴承间隙等。其中影响转子不平衡的特征参数有转子零件跳动(端跳和径跳)、转子零件周向安装位置、叶片质量矩分散度和转子组合跳动

等;影响支承不同心度的特征参数主要有端面和柱面跳动(结构尺寸公差)、连接件的拧紧力矩和连接件的拧紧顺序(装配工艺)等;影响连接刚度的特征参数有涡轮与压气机转子连接螺母拧紧力矩、配合关系、风扇与套齿(或多功能轴)的配合关系、涡轮与套齿(或多功能轴)的配合关系等;影响支承刚度的特征参数有机匣与轴承座的配合关系、机匣前后止口配合关系、机匣和轴承座带有螺栓连接的拧紧力矩等。

2.1.2 发动机装配工艺参数控制技术问题分析

结构动力学特征参数是影响整机振动的直接参数,然而影响不平衡量、不同心度、连接刚度和支承刚度动力学参数的是结构几何工艺和装配工艺特征参数。因此,分析装配工艺参数控制技术问题对控制整机振动意义重大。

2.1.2.1 考虑装配结构的力学环境(装配力学)

结构装配工艺是1项复杂的技术问题,如发动机结构螺栓连接结构涉及扭矩、剪切力、弯曲力、陀螺力、机械轴向力、气动压力、惯性力、热梯度、摩擦、装配干涉和螺栓预紧力等11种载荷,如何在保证其结构强度、寿命和性能的前提下,满足连接刚度在发动机工作转速范围内的动力学设计要求,这就是如何提出装配工艺要求。需考虑螺栓数和螺距的选取、拧紧力矩和步长、拧紧方向、环境温度、工作温度梯度等装配、工艺参数对结构动力学参数的影响,才能制定出科学的结构装配工艺规程。又如在轴承装配时,配合间隙的不确定性难以控制。而轴承的配合间隙又决定了轴承的支撑刚度,装配时是间隙配合还是紧度配合才能使支撑刚度达到合适范围,就需要分析清楚相关结构在装配环境温度和工作环境温度下的相对位置(或力学)关系,使其在发动机工作状态下也满足支承刚度设计要求。

2.1.2.2 考虑结构工艺和装配工艺参数可测和可控性问题

发动机整机系统由数千个零件组合而成,由于每个零件的公差分布是随机的,其组合后的发动机结构特性具有分散度,如何保证根据结构几何工艺参数在装配工艺的作用下满足设计要求,需要对结构的静态几何工艺参数描述的合理性进行研究。如端面配合时对零件配合面的跳动量描述,是以多少点、线、面描述为最佳表述方式;又如中央传动齿轮与附件机匣伞齿轮的配合关系,分析出靠零件的哪些工艺参数和装配

工艺来保障2轴线的垂直度和啮合均匀性等。

总之,只有保证装配过程前的结构工艺参数的合理性和装配过程中的工艺参数可测试性,才能实现结构动力学参数的可控性,以保证发动机整机振动特性在设计要求范围内。

2.2 典型转子同心度装配优化与控制技术

发动机每一结构件的设计要求,其几何和工艺参数都有一定误差范围,装配组合后会带来力学参数的容差要求,如果容差与工艺参数没有进行优化设计,其结果是:尽管加工出的零件都各自满足其技术要求,但装配组合后的力学参数不一定满足振动特性的要求。相反,如果应用装配优化技术,即使加工件超出了公差范围,仍有可能装配出符合振动特性要求的组件^[4]。

在装配过程中可以被优化的力学参数主要有转子不平衡量、转子不同心度和转静子不同心度。转子不平衡量和不同心度直接影响发动机的振动特性,而转静子不同心度将对转、静子碰磨有重要影响。

转子不同心度优化通过测量转子部件的几何跳动,推算出不同部件组合角度下转子的不同心度,进而获得转子不同心度最小的部件组合角度而达到目标。优化原理如图6所示。在相同部件公差条件下,经过仿真计算得到2种装配模式下的转子不同心度累计概率分布,如图7所示。二者的不同心度公差范围(95%置信区间)和平均值(50%累计概率)的比较见表1。

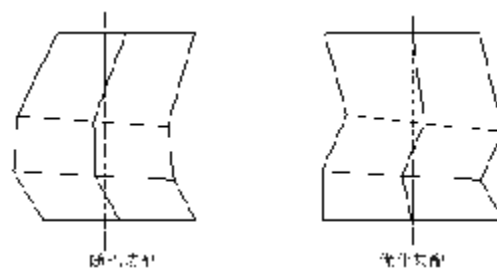


图6 优化原理

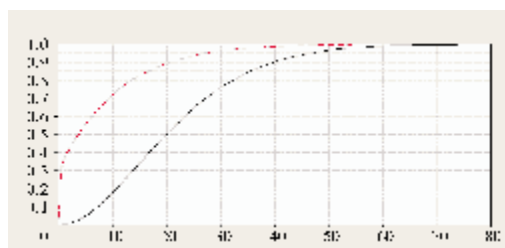


图7 随机装配与优化的不同心度累积分布曲线

表 1 不同心度公差范围和平均值比较

	公差范围 / μm	平均值 / μm
随机装配	46.56	20.10
优化装配	26.72	4.00
优化比例	42.6%	80.1%

转子不平衡量优化也是通过测量转子部件的几何跳动,推算出不同部件组合角度下转子的初始不平衡量,进而获得转子不平衡量最小的部件组合角度而达到目标。在相同部件公差条件下,经过仿真计算得到 2 种装配模式下的转子不同心度累计概率分布,如图 8 所示。二者不平衡量公差范围(95%置信区间)和平均值(50%累计概率)的比较见表 2。

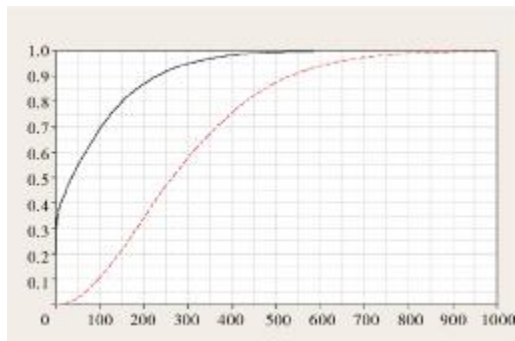


图 8 随机装配与优化的不平衡量累积分布曲线

表 2 不平衡量公差范围和平均值

	公差范围 /gmm	平均值 /gmm
随机装配	633.6	271.5
优化装配	300.0	34.0
优化比例	52.7%	87.5%

转静子不同心度优化通过改变静子支承不同心度关系,进而达到转子和静子之间不同心度最小的目标。在转子上安装间隙传感器,进行常规过程,完成转子和静子定位关系的装配环节后,旋转转子来测量转子和静子之间的间隙,得到转静子不同心度,其结果如图 9 所示。

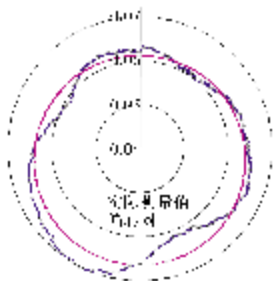


图 9 转静子不同心度测量结果

根据不同心度的大小和相位,改变静子机匣安装边螺钉拧紧顺序,可以进行微量调节优化。如果不同心度数值较大,则需要分解后调整静子之间的定位关系进一步改善转静子不同心度。

3 试验测试技术与典型振动故障

整机振动试验与测试技术是检验设计、装配结果的有效途径,是检验整机振动特性设计符合性,以及检查机械系统结构运行状态正常与否的重要手段。

在新的发动机研制阶段,在原型机台架和部件试验中,整机振动测量的主要目的和工作如下。

(1)验证转子动力学特性是否满足设计要求,如在工作转速范围内是否存在临界转速,是否需要修改或施加阻尼抑制。

(2)验证整机振动特性,包括支承动特性、机匣动特性、转静子件振动特性关系(间隙分布)以及各截面振动幅值与成附件所在位置的振动关系。

(3)在研制过程中通过设置动力学参数和所遇到的振动故障,测试建立发动机振动故障谱系,为发动机出厂使用提供振动标准和外场飞行提供故障诊断依据。

因此,整机振动试验测试技术是有效验证设计、装配质量和保障发动机可靠安全运行的关键技术。

3.1 整机振动测试方法的现状和振动标准(限值)

3.1.1 整机振动测试方法的现状

在整机振动测试方法方面,20 世纪 50 ~ 80 年代中期,国外航空发动机整机振动测量系统大部分采用磁电式速度测量系统^[4]。以振动总量来衡量其振动大小,但一般只规定稳定状态下的限值,在升、降速过程中的瞬态值可忽略不计。测振仪均采用带通滤波器,如 WP6、WP7 发动机使用的测振仪带通为 70 ~ 200 Hz,斯贝 MK202 发动机的为 45 ~ 400 Hz^[4]。国内涡喷系列发动机整机振动测试至今仍多沿用上述方法。

20 世纪 70 年代末至 80 年代初,压电加速度计凭借结构简单牢固、体积小、质量轻、频率响应范围宽、动态范围大、性能稳定、输出线性好、使用温度范围宽以及抗外磁干扰能力强等特点,迅速在振动测试领域取得主导地位。在 CFM56 发动机试车规范中甚至明确规定整机振动测试需要采用压电加速度计。

在 20 世纪 70 年代,由于数字电路技术、电子计算机技术发展很快,计算机开始应用于信号分析与处理领域,信号数字处理分析技术应运而生。该技术建立在利用快速傅立叶变换而大幅提高计算速度(蝶形算法)的基础上,能够采用非时域特征的函数分析,详细描述物体的运动性质及动态过程。针对测试手段和

技术的发展,整机振动测试方法也相应发生了新的变化,如振动分量控制。振动分量一般是经跟踪滤波、窄带滤波或频谱分析得到的单一频率的振动信号,CFM56 发动机规定高压转子以速度值、低压转子以位移值表征整机振动水平。

3.1.2 振动标准(限制值)

整机振动测试主要围绕发动机结构件的可靠性进行,对振动监视的限制值主要从以下几方面考虑:

(1)在发动机初始研制阶段,主要参考相类似结构的发动机整机振动限制值,如太行发动机整机振动限制值参考俄罗斯 AL-31F 发动机和美国 CFM56 发动机的;

(2)考虑传递到轴承上的振动载荷不应超过其额定静载荷的 10%,以保证轴承的安全;

(3)考虑发动机成附件(包括管路、机匣、附件机匣及其附件)的振动激励的大小不应使其受到损伤;

(4)考虑影响发动机振动的其他因素,如碰磨、支承刚度(轴承游隙)、不同轴度等的试验研究。

3.2 整机振动特性的测试技术与动力学设计验证

在整机振动试验过程中,可以通过试验测试技术来验证发动机的动力学特性实际情况,包括:转子动力学特性是否满足设计要求;获取整机振动特性;通过设置动力学参数和所遇到的振动故障,测试建立发动机振动故障谱系等。下面介绍几种试验测试方法。

3.2.1 转子动力学特性的测试技术

转子动力学特性是指转子结构在发动机全转速范围内的振动形态。受转子几何尺寸、支点分布、支承刚度、发动机工作转速(温度分布和扭转刚度)甚至装配工艺的影响而不同。现代旋转机械系统(包括航空发动机)大多采用弹性支承,充分利用了在转子通过支承临界后的较宽转速范围(支承 2 阶临界转速的 2~3 倍转速)的横向振动具有定心作用的特点^[9]。在全转速范围内避开了弯曲临界转速。因此,航空发动机转子动力学特性的测试主要针对前 2 阶的支承临界转速。根据转子不同的结构形式,其测试方法可以采用振幅峰值法、副临界转速法、轴心轨迹法、滞后相角法等。对航空发动机结构一般根据转速振动曲线寻找共振点,在共振点转速附近测试其支点之间的相位关系,即可获得其振动特性。也可利用非接触式位移传感器(电容式、电涡流式、微波式)检测转子轴向相位关系,获取转子振型。而对于弯曲转子振型则需要

在转子轴上粘贴应变片,利用转子过临界时发生转向现象来判断其是否为弯曲振型。从而验证动力学设计是否避开弯曲振动及其支承振动特性。

3.2.2 机匣支承结构的振动特性测试技术

受通过支承传递的转子不平衡力、内流和与叶片相互作用的气动力激励的影响,发动机机匣会发生各种振型的振动。这种振动会涉及其自身的结构强度问题,还会导致安装于机匣上成附件的损伤问题。此外,还需考虑机匣弹性线和转子弹性线间的关系,进而尽可能避开转静件碰摩的现象所带来的发动机性能衰减问题。因此,机匣支承结构的振动特性测试是非常必要的研究内容。

其测试方法主要 2 种:

(1)加速度、应变计联合测试法。由于发动机结构和环境复杂,且考虑传感器的附加质量影响,一些部位无法安装加速度传感器,因此,需根据具体环境实施不同的测试方案。对于轴向振型,利用多个加速度计的相位关系和多个应变计的等效梁单元变形与位移转换^[9],分段组合成整体轴向振型(若允许布置足够的加速度计时可直接测得)。对于周向振型,用加速度计和应变计均可实现。

(2)非接触式激光位移测试法。利用动、静态大变形、大应变场测量系统(Q-400X)的 3 维全场振动分析高速变形测量技术,进行风扇机匣沿轴向变形测试,可实现非接触、全场、大变形大应变测量,现场测量无需隔振。能够针对较大的测试面积和测试对象或柱状体进行静态加载条件下的全场多视角变形与大应变测量,并能给出在加载条件下的大型柱状体的全场变形与应变分布。但该方法仅适用于可视机匣振型的测试,对于双涵机匣还应采用第 1 种方法。

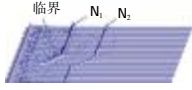
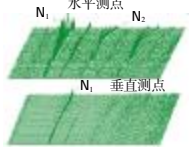
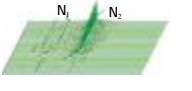
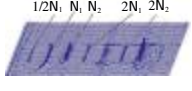
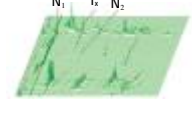
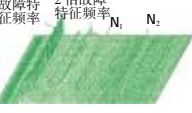
3.3 航空发动机整机振动故障特征

整机振动测试就是在发动机运行过程中监视、识别和预测其运行状态变化情况,根据所测得的振动信号特征,查询故障发生的可能原因,以便采取相应决策,及时消除隐患和排除故障,提高发动机运行的可靠性和安全性。

通过对多台份某型发动机试车过程进行大量的振动测试和分析总结,认为该型发动机常见振动故障为转子临界、机匣局部共振、转子不平衡量过大、转静件碰摩、腔体积油、轴承故障^[6-9]等,其基本特征见表 3。

这些研制过程中积累和再现的振动故障特征可

表 3 部分故障和基本特征

故障	基本表现	频谱特征
转子临界	基频振动, 在临界转速下振动值最大。	
机匣局部共振	转速与共振频率重合振动值大, 水平与垂直差异较大。	
转子不平衡过大	基频振动随转速增大而增大。	
转静子碰摩	转速基频和 2 倍频明显, 有时有分频出现, 背景频率增多增大, 频谱成分变丰富。	
腔体积油	特征频率低于转子基频, 表示为 $n*f$ ($0.5 < n < 1$)。	
轴承故障	常有滚动体故障特征频率或内外圈故障特征频率。	

注: X 坐标为频率, Y 坐标为幅值, Z 坐标为时间; N_1 代表低压基频, N_2 代表高压基频。

有效地为发动机后续使用提供非常有价值的参考作用, 也是发动机研制过程中所必须进行的内容。

4 结束语

高性能航空发动机存在结构复杂、工作环境恶劣、工况多变等特点, 对整机动力学稳定性提出了苛刻要求。为彻底实现发动机整机振动的可控性, 本文立足于发动机的整机动力学设计、装配与测试工作, 分析了影响航空发动机整机动力学特性的结构因素, 论述了建立整机振动控制体系的主要内容, 具体包括:

(1) 考虑发展和完善整机振动分析的考虑结构特征参数(工艺特征参数与动力学特征参数)分布特征参数化建模方法。

(2) 研发高精度大型盘轴、机匣工艺特征参数测量系统, 完善发动机装配工艺等关键技术, 构建结构几何参数、装配工艺参数和力学参数数据库。

(3) 研究整机振动特性测试技术、故障在线试验技术与测试技术, 建立振动敏感参数的响应数据库。

根据本文的论述, 基于国内现有的研制经验并结合高性能航空发动机的研制需求, 通过进行先进有效的计算技术、高效的测试技术和可控的装配工艺等方面的研究, 建立有效、实用的整机振动控制体系, 即可保证发动机整机动力学特性良好, 有望彻底实现发动机整机振动的可控性。

参考文献:

- [1] 空军装备研究院装备总体论证研究所. 航空喷气和涡轮风扇发动机通用规范.GJB 241A-2010[S].北京:总装备部军标出版发行部,2010:27-28.
Air Force Equipment Academy General Demonstration Institute. General specification for turbojet engine and turbofan engine. GJB 241A-2010[S]. Beijing:The General Armaments Department Military Standard Publish Department,2010:27-28.(in Chinese)
- [2] Vance John M. Rotordynamics of turbomachinery [M]. Canada: Wiley-Interscience,1988: 196-202.
- [3] Yang Z, Hussain T, Popov A A, et al. Novel optimization technique for variation propagation control in an aeroengine assembly[J]. Journal of Engineering Manufacture, 2011,225 (1): 100-111.(in Chinese)
- [4] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:280-282.
ZHANG Baocheng. Experiment and testing technoiogy of aeroengine [M]. Beijing:Beihang University Press, 2005: 280-282.(in Chinese)
- [5] 郑大平. 国内外航空发动机随机振动试验的现状与分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,1992,38(3):37-41.
ZHENG Daping. Status and analysis of random vibration test about home and abroad[J]. Gas Turbine Experiment and Research 1992, 38(3):37-41.(in Chinese)
- [6] 金业状,王德友.某型发动机台架试车机匣工作振型及其测试方法[J]. 沈阳航空工业学院学报,1998,15(1):1-8.
JIN Yezhuang, WANG Deyou. The measurement and development of the casing operational vibration model for sometype engine at rig test[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 1998,15(1):1-8.(in Chinese)
- [7] 黄志坚,高立新,廖一凡. 机械设备振动故障监测与诊断[M]. 北京:化学工业出版社,2010:46-63.

(下转第 13 页)