

航空发动机机匣动力学研究进展与展望*

温登哲[†] 陈予恕

(哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要 航空发动机整机振动历来是发动机研发设计中不可忽视的重要部分,而机匣作为发动机的骨架,它的振动直接反映了发动机整机振动的水平.本文分析了航空发动机机匣动力学问题及故障分类,综述了机匣动力学的国内外发展现状与趋势、问题及解决的办法,并阐述了航空发动机机匣包容性问题的现状,最后提出了适合我国航空发动机技术水平的机匣发展设想.

关键词 机匣动力学, 机匣包容性问题, 薄壁圆壳结构, 声激励响应, 高频振动

引言

发动机是飞机的“心脏”,是推动飞机快速发展的原动力,是飞机性能、可靠性和成本的决定性因素.航空发动机技术的发展对国防和国民经济有着及其重要的作用,人类在航空领域中的每一次重大的革命性进展,无不与航空动力技术的突破和进步密切相关^[1].

机匣是航空发动机的重要零件之一,它是整个发动机的基座,其外形结构复杂,不同的发动机、发动机不同部位,其机匣形状各不相同,机匣零件的功能决定了机匣的形状,但它们的基本特征是圆筒形或圆锥形的壳体和支板组成的构件.由于机匣零件设计难度大、周期长,在整个发动机的设计中,机匣的设计占相当大的比重.提高机匣的设计效率对压缩发动机整机的设计周期有重要意义.

发动机机匣在工作状态下,主要承受气体负荷和质量惯性力,其次还承受热负荷,声负荷以及一些装配应力,其中承受气体负荷和质量惯性力以轴向力、横向力或侧向力、弯矩、扭矩等形式作用在机匣上.热负荷由温度、温差引起,应力由热负荷对材料强度带来的变化所引起.发动机机匣在高温下工作,要求有足够的抗蠕变能力(在整个寿命期内);有过负荷包容能力(在转子叶片断裂时).因此机匣的结构设计除了要满足支撑功能外,还要求设计方案保证强度、刚度和稳定性要求^[2].

1 航空发动机机匣的振动问题及故障分类

航空发动机整机振动历来是发动机研发设计中不可忽视的重要部分,该研究已经成为一项专门的课题,而机匣是发动机的骨架,它连接着发动机的各个部件:内部连接涡轮燃烧室,外面连接排气管道、油路、冷却管道等部件,机匣的振动直接反映发动机整机的振动水平.现代航空发动机机匣的薄壁设计使得结构模态密集并表现出一定的几何非线性,从而导致振动问题异常突出.较大的振动往往导致机匣裂纹、变形甚至疲劳破坏.目前对于机匣振动的研究主要有结构激振、噪声激振和气流激振三个方面.

根据所使用的材料不同,航空发动机机匣可以分为以下几种:①高强度结构钢机匣.具有强度及韧性好、防护效果好的优点,在早期的发动机中应用极广,但其密度和质量较大.②铝合金/钛合金机匣.密度和质量比高强度结构钢低,但强度和防护效果差一些.③高强度纤维缠绕增强机匣.在铝/钛制机匣内层外缠绕高强度纤维带,具有质量轻、包容能力强的特点.④全复合材料机匣.采用二维编织布缠绕成形或三维编织成形,具有更轻的质量,但需进一步提高强度、刚度、稳定性和使用寿命.⑤纤维增强陶瓷基复合材料机匣.此机匣充分利用陶瓷材料硬度高、比密度小和允许使用温度高的优点,但需克服材料缺陷敏感、脆性断裂、复杂形状成

2012-04-16 收到第 1 稿,2012-06-20 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目(12345678)和国家重点基础研究发展计划(973)资助项目(9876543)

[†] 通讯作者 E-mail: dengzhe_w@163.com

形困难的缺点。⑥其他材料机匣。如纤维增强铝/钛基金属复合材料机匣^[3]。

机匣的主要激振源有^[4]：

(1) 发动机转子或螺旋桨的不平衡质量是引起承力系统及其构件振动的重要激振因素；

(2) 有的发动机由于停车后转子系统的周向温度分布不均,使转子处于热弯曲变形状态如果此时再启动,容易引起发动机的整机振动；

(3) 发动机转、静子碰摩或转子支点构件不同轴度过大等会引起机匣承力系统的行波振动；

(4) 高速气流经过叶栅、承力支板时产生的尾流、旋转失速或喘振等引起的气流压力脉动,或者主燃烧室供油系统的压力脉动等因素可能激起火焰筒或燃烧室机匣的振动；

(5) 加力燃烧室的振荡燃烧,容易造成加力筒体及有关构件的振动而产生裂纹或破坏；

(6) 高速气流流动或燃烧产生激振能量较大的噪声激振,容易引起火焰筒及加力筒体构件的声疲劳破坏。

在航空发动机每次起停和运行过程中,机匣不仅承受由温差引起的热载荷,内部还要产生多向疲劳应力。正是由于机匣所受的载荷复杂,航空发动机在实际使用中,机匣的故障时有发生。由于低循环疲劳、高循环疲劳、热应力和蠕变等原因造成静子机匣裂纹、变形等故障,在国内,根据某台航空发动机后机匣故障的统计表明,外套壳体上两种安装座焊缝处裂纹故障率都接近3%,甚至曾发现过长达100mm左右的裂纹^[5]。实践表明:这种循环疲劳载荷是发动机机匣过早失效的主要原因。所以研究机匣的疲劳寿命有着很重要的意义^[6]。此外,发动机各部分机匣还出现过静叶开裂^[7]、机匣凸耳开裂^[8]、机匣变形^[9]和机匣联接螺钉断裂^[10]等故障。所有这些故障都给运行安全带来了严重的隐患。

风扇机匣一直是航空发动机机匣振动问题的高发处,涵道比的增大使风扇机匣直径增大,导致其固有频率较低。由于直径较大,风扇转子叶片叶尖达到很高的线速度。此外由于宽弦风扇转子叶片的采用,使其对机匣的尾流激振力加大,从而导致风扇机匣的高频行波共振问题时有发生。风扇机匣一般设计成薄壳、整体式近圆柱形结构,其作用是形成风扇的流道外壁或用于风扇整流器、工作环的安装定位和传力,因此风扇机匣的振动类似圆柱

壳,呈现轴向或周向波节振动模式。而激起机匣振动的激振源类型一般有气体激振,结构激振,噪声激振等,其中气体激振源有旋转叶片尾迹的压力脉动,旋转失速的高、低压压力气团所引起的周向压力变化,流场畸变等。气体激振源中旋转叶片尾迹的压力脉动激振机理是当转子叶片旋转时,转子叶片尾迹的压力分布不均,相对机匣来说形成压力脉动,当机匣固有频率与叶片通过频率相等时,机匣将发生行波共振^[11]。

自从20世纪50年代发生由于高强度喷气噪声造成飞机结构破坏以来,结构声疲劳破坏问题受到了工业部门和研究部门的高度重视。首先是薄壁结构声疲劳的理论和实验研究工作,这时的研究基本集中在飞机结构件上,因为飞行中附面层噪声和发动机喷流噪声的激励使飞机机身薄壁结构件产生高频疲劳破坏。最初多为金属材料,研究的是线性问题。在20世纪80年代,随着复合材料的广泛应用又提出了新的课题。复合材料的主要特征是它具有较高的结构效率,在工作载荷下可以产生相对较大的位移。这时的声激励响应问题是非线性的,关于这方面的理论还在不断发展。

由于航空发动机的特殊构造,机匣结构件(主要是柱壳和锥壳,如机匣、燃烧室筒体、尾喷管、外涵等)在发动机结构中占有重要地位。对于机匣结构来说,声激励能导致机匣的振动,从而导致结构疲劳、失效。严格地说,航空发动机所有机匣结构都受到声激励载荷的冲击,都有发生高频疲劳的可能。原始激励源是叶片旋转,转子不平衡量和发动机内部声场引起的随机激振。应该将机匣和机匣部件设计成使它们的共振频率与发动机工作范围内这些强激振不重合。而在实践中,由于薄壁机匣的模态密度大,要使共振频率完全避开激振频率不可能。另外,有关的结构设计准则对机匣和燃烧室设计都提出了防止高频疲劳破坏的要求。因此,对此类结构的声疲劳分析研究的重要性是显而易见的^[12]。

2 航空发动机机匣国内外发展现状

许棠、范引鹤等提出了确定机匣载荷谱的建议,认为对发动机不同部位的机匣进行具体分析,如果能找出一种对机匣寿命起决定作用的外载荷,问题就可以大大简化。论述了在多向应力状态下应

如何确定等效应变,使在单向应力状态下确定的应变幅-疲劳寿命曲线可适用于多向应力状态.介绍了一种基于局部应力应变法的发动机机匣低循环疲劳寿命预测方法.根据飞行的特点,提出了确定发动机机匣可靠性寿命的计算方法,最后通过实例,证明了所介绍的方法具有较好的精度.

另外他们还认为所有发动机机匣易于发生高频疲劳,其激振源可能是叶片旋转产生的压力气团、转子不平衡和燃烧过程噪声等随机激振.低循环疲劳和疲劳疲劳的组合作用是机匣寿命预测的一个新课题.发动机热端机匣可能会发生蠕变,在蠕变和疲劳组合作用下,机匣寿命预测是另一个新课题^[13].

文中用局部应力应变法预测发动机机匣的低循环疲劳寿命,总结出一套可供使用的方法,但是

这个方法仍然凭借经验并粗略的.由于发动机机匣处于非零平均应变、非零平均应力、多向应力状态,目前这种状态的低循环疲劳还研究得很不够,必须进一步深入研究,以提高寿命预估的精确度.

蔡显新,肖新红,王涛,吴志清等针对某涡扇发动机风扇机匣曾出现的振动过大的现象,采用有限元方法(如图1所示有限元网格及前4阶振型)分析了引起的原因,研究了减振措施,在此基础上提出在机匣适当位置增加矩形截面的环形结构,这种结构加工简单,易于实施.针对这种结构提出了以减小风扇机匣振动为主要目的优化设计方法.在建立的优化数学模型中,综合考虑了振动和质量因素,以便在减小振动的同时,尽量减轻质量.采用本文方法对该风扇机匣进行了优化设计,获得了满意的结果^[14].

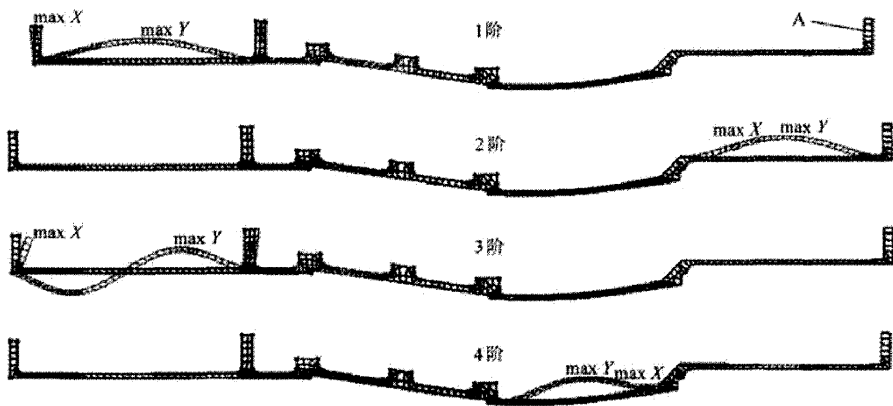


图1 有限元网格及前4阶振型

Fig. 1 Element mesh and the lowest four modal shapes

蔡显新,肖新红等在文中采用的减振措施是:

- (1) 加轴向加强筋;沿机匣周向等间距焊4个轴向筋板;
- (2) 加周向箍环;分别在机匣前、中、后段各安装一个矩形截面的周向箍环,箍环可由螺栓调节紧度;
- (3) 机匣表面涂一层阻尼胶;
- (4) 在机匣适当位置增加如图2所示矩形截面的环形结构.

齐红宇,温卫东等对某航空发动机复合材料外涵道机匣构件进行了结构有限元建模与线性屈曲特性的有限元分析.利用圆柱壳体耦合载荷的研究成果,分析了机匣在轴向压力、端部扭矩及内压组合作用下的屈曲行为规律,得到圆柱壳体耦合载

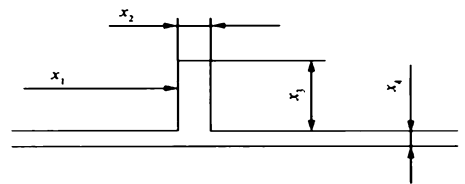


图2 环形结构及其参数

Fig. 2 Structure of the ring and its parameters

荷作用下的研究成果分析小锥角壳体的屈曲行为,在给定轴压和均匀内压载荷组合及扭矩与均匀内压的组合下结构不会发生屈曲,而在轴压、扭矩和内压的共同作用下,机匣将发生屈曲^[15].

曹茂国,李琳等在航空发动机机匣结构声疲劳分析技术一文中,以机匣结构作为研究对象,描述了机匣结构的声激励响应问题,声疲劳研究的发展.讨论了目前分析结构声疲劳问题的一般方法及

存在的问题,并对航空发动机燃烧室结构件的声疲劳分析技术进行探讨。

针对机匣结构件的声疲劳分析,目前对机匣结构的声激励响应的两种研究分析方法

模态分析法和统计能量分析法。根据不同的结构所承载荷的差异,可以选择不同的方法。由于燃烧室所承载荷为连续的宽带低频噪声谱,因此模态分析法具有较大的优势。但无论采用什么方法都存在一些关键技术需要解决。其中大量的研究课题亟待学术界和工程界深入探索^[16]。

葛森等^[17]对飞机发动机部位常用典型壁板结构的高温声疲劳试验进行了论述。其内容涉及环境模拟、声场测量、声疲劳载荷谱的确定、高温环境下裂纹监测、高温下一阶频率确定等问题。张春月等^[18]分析了发动机薄壁板结构在热载荷与噪声联合作用下的响应特性,依据薄板的大挠度非线性理论,采用以基频响应为主的单自由度模型,推导出具有温度影响的非线性运动方程,利用等效线性化方法将该方程线性化,在此基础上得出了应力响应的统计特性。姚进^[19]等介绍了现用的制定声载荷谱的方法,按这一方法归纳的声疲劳载荷谱及其软件已成功用于声疲劳试验。徐绯等^[20]针对传统的声疲劳分析方法仅考虑少数固有频率甚至单一固有频率的影响这一不足,提出了功率谱密度法,完成了声疲劳寿命估算的随机响应分析。

孙扬等^[21]用多点激振单点拾振的脉冲激励试验模态测试方法,对某涡喷发动机中介机匣的振动特性进行了模态分析,其结果为某涡喷发动机结构设计、振动故障分析提供了依据。

Mathias 等^[22]等建立了叶盘-机匣模型,研究机匣的行波振动。蔡显新针对某涡扇发动机风扇尾迹激起的风扇机匣的高频行波共振,分析了引起的原因,并提出了有效的减振措施。

陈果^[23]在双转子发动机整机振动建模与分析中提出了发动机机匣模型的三种处理方法:梁单元、锥壳单元或曲面壳单元。并提出当机匣与转子耦合时,周向波数只能为1,与转子耦合节点上产生弯矩,并与转子发生弯曲耦合,至于其他周向波数的振动模态,与转子耦合节点上产生的力矩是自平衡的,与转子弯曲没有耦合。因此将机匣视为不旋转的梁结构来处理,此时,机匣横截面不变形,仍然为圆形,而其轴向呈弯曲模态。

吴元东,漆文凯等^[24]在某发动机模拟机匣的模态分析与模型验证一文中,提出以板壳理论为依据,运用模型对比和试验验证的方法证明了壳单元在建立薄壁结构时的合理性,并提出了模型验证的一般方法。首先以不同厚径比 γ 建立一系列机匣模型进行计算对比,结果表明在 $0.014 < \gamma < 0.037$ 范围内壳单元能较好地模拟机匣结构。据此,在ANSYS中用壳单元建立模拟机匣模型进行模态分析。为进一步验证模型的可靠性,对此模拟机匣进行了模态试验,通过验证固有频率和模态振型置信度发现试验结果与有限元分析结果吻合较好。

苏志敏,沙云东等^[25]研究了航空薄壁柱壳结构在噪声激励下的振动响应问题,文中论述了薄壁柱壳结构振动的有关理论及其声载荷描述方法。从薄壳结构的振动理论出发,给出了薄壳结构的自由振动方程及受迫振动方程,还给出了应力计算公式。研究了一种基于耦合的有限元+边界元分析薄壁柱壳结构在声激励F振动响应的计算方法,获得了薄壁柱壳结构在声激励下的振动响应。

M Rougui, F Moussaoui, R Benamar^[26]等人应用拉格朗日方程研究了简支支撑下的薄壁圆壳结构的非线性自由振动和受迫振动,采用唐乃尔非线性壳理论并考虑了大振幅的弯曲变形,应用文中所述方法得到的结果在振幅间隔超过壁厚1.5倍时比其他方法得到的结果更精确;使用坐标和只是用坐标来描述问题会导致在总应力计算方面有明显的差别,在尤其是轴向应力,但却对非线性频率影响较小。

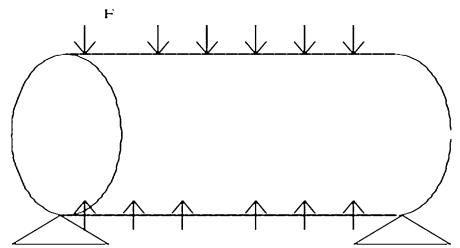


图3 壳体侧面分布式受力示意图

Fig. 3 Schematic distributed forces on the lateral section of the shell

D N Paliwal, Rajesh Kumar Pandey, Triloki Nath^[27]等人研究了带有弹性介质或者支撑的薄壁圆壳结构的自由振动,研究发现基础的固有模量参数很大程度的影响了径向振动模态频率,而对其他两个方向:轴向和周向几乎没有影响,另外他们还得出无量纲的剪切弹性模量对三个方向的振动

频率都有影响,且对径向振动频率的影响更为明显,而对轴向和周向的影响较小.

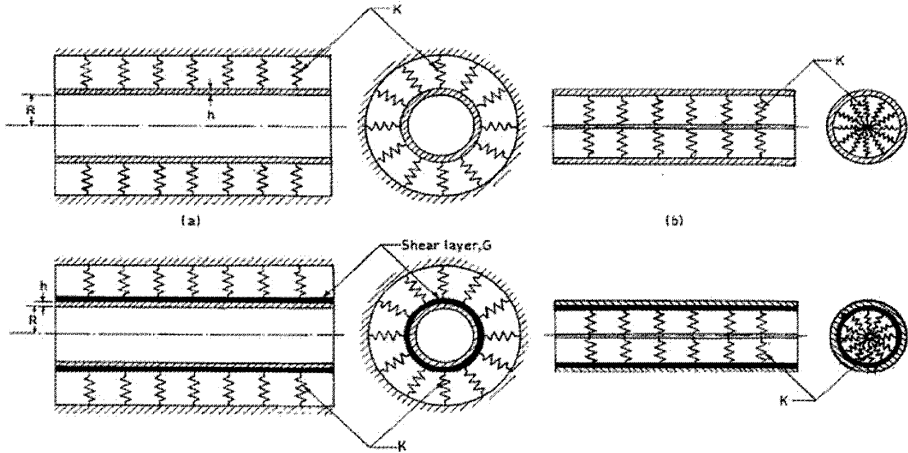


图4 含有弹性介质或支撑的薄壁圆壳结构

Fig. 4 the thin shell round contains the elastic medium or support

3 航空发动机机匣包容问题研究现状

航空发动机非包容事故往往导致机毁人亡的严重空难. 高速高能的危险碎片穿透机匣飞出, 会击伤飞机的机舱、油箱、液压管路和电器控制线路等, 导致机舱失压、油箱泄漏起火、飞机操控失灵等二次破坏, 严重危及飞行安全^[28]. 包容问题是机匣设计中的重中之重.

对于机匣的包容性设计, 试验是最直接和有效的办法. 试验验证通常分打靶试验、高速旋转试验台上的部件试验、台架试验和室外试车台上的真实发动机风扇叶片的包容试验四步进行^[3]. 但试验验证的费用昂贵, 周期很长, 因此在发动机研制前期通常采用打靶试验、部件试验结合数值仿真的方法, 以加快研制速度和降低研制费用.

断叶与机匣的撞击是一个复杂的非线性动态响应过程, 直到近年来随着有限元技术的发展, 机匣包容性数值模拟研究工作才有了较大发展. Wu等^[29]将碎片看作刚体, 碎片的速度根据动量守恒定律施加到机匣单元节点上, 忽略摩擦力的影响, 计算了在大弹塑性变形条件下机匣的动态响应, 机匣响应的计算结果与试验结果吻合较好, 而叶片碎片的运动轨迹与试验观察的结果差别较大. Gerstle等^[30]发展了一种适用于预测转子碎片撞击弹道纤维材料制成的机匣结构包容性的大变形有限元分析程序, 计算中假定了碎片的有效半径以及机匣的瞬时等效刚度、质量和速度, 其初始瞬态响应与试验结果比较是一致的. Sarkar等^[31]应用有限元程

序 DYNA3D 进行了地坑式旋转试验器上发动机机匣包容性试验的数值分析, 计算结果较好地反映了试验过程. 国内方面, 宣海军、范志强、于亚彬、姜涛等人^[32-35]采用商用有限元软件完成了机匣包容性试验的数值仿真, 分析了断叶撞击机匣过程中, 机匣的应力和变形过程, 断叶的屈曲过程和运动轨迹. 与试验结果对比表明, 数值仿真较好地反映了断叶撞击机匣的全过程^[36].

4 航空发动机机匣发展设想

(1) 根据发动机机匣不同部位功能的不同, 采用不同的模型进行研究, 当机匣与转子耦合时, 周向波数可取为 $m=1$, 与转子耦合节点上产生弯矩, 并与转子发生弯曲耦合. 此时机匣截面不发生变形. 对于外机匣、风扇机匣、燃烧室及加力燃烧室等颈厚比较大的部位应采取筒体模型, 其振动类似于圆柱壳, 周向波数为此时为 $m \geq 2$, 机匣截面形状随值不同而呈现不同的形状.

(2) 机匣结构的声激励响应是一个比较复杂的问题, 国内外在这方面的研究还相对较少. 薄壁结构的声激励响应分析方法目前普遍采用的主要有两种: 模态分析法和统计能量分析法. 由于机匣内外部环境复杂, 声激励源广, 声激励载荷的随机性等原因, 导致机匣结构声激励响应问题异常复杂, 关于声激励响应问题亟待学术界和工程界深入探索.

(3) 先进复合材料技术已经在国防航空航天中得到了大量应用, 我国目前正开展研制新一代发

动机复合材料外涵道机匣.从最近的科研成果来看,国内外对复合材料层合板在机匣上应用的研究集中在在圆柱壳体及加筋圆柱壳的屈曲方面^[37-38],在树脂基复合材料发动机机匣结构和振动方面所做的工作还比较少,因此研究树脂基复合材料机匣的屈曲特性对实际工程设计有很大意义.

(4) 机匣系统模态优化分析问题.发动机机匣的主要激励源是叶片旋转,转子不平衡量和发动机内部声场引起的随机激振,设计过程中应使机匣系统的共振频率与发动机工作范围内的强激振不重合,但由于薄壁机匣的模态密度大,要使共振频率完全避开激振频率不可能,机匣系统共振频率与激振频率的重合问题迫切需要解决.

(5) 鉴于机匣系统的薄壁结构特点,因此机匣系统的振动问题是典型的流固耦合问题,一方面风扇机匣由于直径较大,风扇转子叶片叶尖达到很高的线速度,导致对机匣的尾流激振力增大,流固耦合问题突出,待于解决;另一方面,空气由低压压气机进入高压压气机,空气在燃烧室内燃烧以及燃烧后的高温气体流经低、高压涡轮等工作过程中,空气与薄壁机匣耦合关系复杂,另由于机匣系统结构的复杂性及流场的不确定性等因素,给问题的解决增加了难度,因此机匣系统的流固耦合动力学问题需深入研究.

(6) 关于机匣包容性问题,研制推重比高、重量轻、污染少的新一代航空发动机包容机匣是当务之急.尝试金属机匣的结构形状以提高其包容能力;应用先进复合材料技术制备机匣,提高机匣的抗撞击能力和耐高温性能;叶片包容过程中的叶片-转子-机匣耦合动力学问题需深入研究.

参 考 文 献

- 姜晓莲,王斌.浅析未来航空发动机的发展.航天科学技术,2010,2:10~12(Jiang X L, Wang B. Brief discuss on future aero engine technology. *Aeronautical Science and Technology*, 2010, 2:10~12 (in Chinese))
- 梁炳南.燃气轮机机匣建模及模态分析[硕士学位论文].大连:大连海事大学,2009(Liang B N. Modeling and Modal Analysis of gas turbine casing. [Master thesis]. Dalian: Dalian Maritime University, 2009(in Chinese))
- 宣海军,陆晓,洪伟荣.航空发动机机匣包容性研究综述.航空动力学报,2010,25(8):1860~1870(Xuan H J, Lu X, Hong W R. Review of aero engine case containment research. *Journal of Aerospace Power*, 2010,25(8):1860~1870 (in Chinese))
- 黄苏桥等.航空发动机设计手册第17册-载荷及机匣承力件强度分析.2001,5:387~392(Huang S Q, et al. Aviation engine design manual book of 17-Load and load component strength analysis. 2001,5:387~392(in Chinese))
- 蒲瑞刚.某发动机后机匣的低循环疲劳寿命试验研究.航空动力学报,1986,1(1):11~14(Pu R G. Low cycle fatigue life testing research of an aero engine case. *Journal of Aerospace Power*, 1986, 1(1):11~14(in Chinese))
- 王桂华,李琳.某机风扇机匣第1级静叶掉角故障分析.航空发动机,1999,1(2):35~37(Wang G H, Li L. A machine fan machine first level off magazine static fault analysis angle. *Aviation Engine*, 1999, 1(2):35~37 (in Chinese))
- 刘月辉,杨明渡.筒形机匣凸耳裂纹分析.全国第五届航空航天装备失效分析会议论文集,北京:国际工业出版社,2006:310~314(Liu Y H, Yang M D. The cylindrical machine magazine lugs crack analysis. The fifth national aerospace equipment failure analysis conference proceedings, Beijing: National Defense Industry Press, 2006:310~314 (in Chinese))
- 张本斌.某型航空发动机轴承机匣使用变形问题分析.装备制造技术,2006,18(3):92~93(Zhang B B. Analysis of the distortion of bearing cartridge receiver in some type of aero-engine. *Equipment Manufacturing Technology*, 2006,18(3):92~93 (in Chinese))
- 汪帼华.动力涡轮承力机匣联接螺钉断裂故障的排除和承力分析.热能动力工程,1989,27(4):34~38(Wang G H. Dynamic turbine load carrying machine screw magazine connection of fracture failure analysis and ruled out late. *Journal of Engineering For Thermal Energy and Power*, 1989,27(4):34~38 (in Chinese))
- 姜广义,王娟,姜睿.航空发动机风扇机匣振动故障分析.航空发动机,2011,37(5):38~44(Jiang G Y, Wang J, Jiang R. Aero engine fan casing vibration fault analysis. *Aeroengine*, 2011,37(5):38~44 (in Chinese))
- 王树兰,刘金南.某航空发动机风扇机匣振动故障诊断.测控技术,2010,29(3):52~58(Wang S L, Liu J N. The vibration fault diagnosis for the aero engine fan case. *Measurement and Control Technology*, 2010,29(3):52~58 (in Chinese))

- 12 王桂华,李琳. 航空发动机风扇机匣行波振动的分析方法. 航空动力学报, 2000,15(2):183~186(Wang G H, Li L. Method for traveling wave vibration analysis of fan casing in aero engine. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(2):183~186(in Chinese))
- 13 许棠,范引鹤. 发动机机匣低循环疲劳寿命的预测. 南京航空学院学报, 1990, 22(2):22~25(Xu T, Fan Y H. Prediction of low cycle fatigue life of engine casing. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, 1990, 22(2):22~25(in Chinese))
- 14 蔡显新,肖新红等. 风扇机匣的减振优化设计. 航空动力学报, 2010,25(2):396~401(Cai X X, Xiao X H, et al. Optimization design of a fan casing for reducing vibration. *Journal of Aerospace Power*, 2010,25(2):396~401(in Chinese))
- 15 齐红宇,温卫东等. 复杂载荷下复合材料机匣结构稳定性的数值分析. 航空动力学报, 2001,16(4):35~38(Qi H Y, Wen W D, et al. Numerical analysis of structural stability of the composite case under complicated loads. *Journal of Aerospace Power*, 2001,16(4):35~38(in Chinese))
- 16 曹茂国,李琳. 航空发动机机匣结构声疲劳分析技术. 航空发动机, 1999,2:46~49(Cao M G, Li L. Aviation magazine launched conveying rate structure sound fatigue analysis technology. *Aeroengine*, 1999, 2:46~49(in Chinese))
- 17 葛森,曹琦,邵闯等. 飞机壁板结构的高温声疲劳试验方法. 实验力学,1997,12(4):593~598(Ge S, Cao Q, Shao C, et al. Testing method for the sonic fatigue of aircraft panel structure at elevated temperature. *Journal of Experimental Mechanics*, 1997, 12(4):593~598(in Chinese))
- 18 张春月,沙云东,王英. 航空薄壁板结构高温声疲劳分析. 航空发动机,2008,34(2):22~26(Zhang C Y, Sha Y D, Wang Y. High temperature sonic fatigue analysis of aero engine thin-wall panel structure. *Aeroengine*, 2008, 34(2):22~26(in Chinese))
- 19 姚进. 制定飞机结构声疲劳载荷谱的方法研究. 航空学报,1996,17(S1),113~115(Yao J. A method for developing sonic fatigue test. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1996,17(S1),113~115(in Chinese))
- 20 徐绯,肖寿庭. 结构声疲劳寿命估算中的随机响应分析-功率谱密度法. 机械科学与技术,1996, 15(6):859~862(Xu F, Xiao S T. The random response analysis in the structure sonic fatigue life estimation-power spectral density method. *Mechanical Science And Technology*, 1996,15(6):859~862(in Chinese))
- 21 孙扬,刘振德,郑严等. 某涡喷发动机中介机匣振动模态分析. 推进技术,2001,22(6):486~488(Sun Y, Liu Z D, Zheng Y, et al. Modal analysis on middle casing of turbojet engine. *Journal of Propulsion Technology*, 2001,22(6):486~488(in Chinese))
- 22 Mathias L, Christophe P, Patrice C. Two-dimensional modeling of an aircraft engine structural bladed disk casing modal interaction. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 19(1):366~391
- 23 陈果. 双转子航空发动机整机振动建模与分析. 振动工程学报, 2011,24(6):619~632(Chen G. Vibration modeling and analysis for dual-rotor aero-engine. *Journal of Vibration Engineering*, 2011,24(6):619~632(in Chinese))
- 24 吴元东,漆文凯. 某发动机模拟机匣的模态分析与模型验证. 机械科学与技术,2010, 29(11):1487~1492(Wu Y D, Qi W K. Modal analysis and model verification of an aeroengine casing. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2010,29(11):1487~1492(in Chinese))
- 25 苏志敏,沙云东. 航空薄壁柱壳结构在噪声激励下振动响应的研究[硕士学位论文]. 沈阳:沈阳航空学院, 2007(Su Z M, Sha Y D. Thin air shell structure vibration response in the sonic excitation[Master thesis]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2007(in Chinese))
- 26 Rougui M, Moussaoui F, Benamar R. Geometrically non-linear free and forced vibrations of simply supported circular cylindrical shells: asemi-analytical approach. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 2007, 42(2):1102~1115
- 27 Paliwal D N, Rajesh K P, Triloki N. Free vibrations of circular cylindrical shell on winkler and pasternak foundations. The Northern Ireland: Elsevier Science Publishers, 1996
- 28 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006(Chen G. Aviation engine structure design and analysis. Beijing: Beijing Aerospace University Press, 2006(in Chinese))
- 29 Wu R W H, Witmer E A. Approximate analysis of containment/deflection ring response to engine rotor fragment impact. *Journal of Aircraft*, 1973, 10(1):28~37
- 30 Gerstle J H. Analysis of rotor fragment impact on ballistic fabric engine burst containment shield. *Journal of Aircraft*,

- 1975, 12(4):388~393
- 31 Sarkar S, Atluri S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure. *Finite Elements in Analysis and Design*, 1996, 23(2-4):211~223
- 32 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. 航空动力学报, 2005, 20(5):762~767 (Xuan H J, Hong W R, Wu R R. Aero-engine turbine blade containment tests and numerical simulation. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(5):762~767 (in Chinese))
- 33 范志强. 航空发动机机匣包容性理论和试验研究[博士学位论文]. 南京:南京航空航天大学, 2006 (Fan Z Q. Theory and experimental study on aeroengine casing containment [PHD thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese))
- 34 于亚彬,陈伟. 模型机匣/叶片的包容性数值分析. 航空动力学报, 2005, 20(3):429~433 (Yu Y B, Chen W. Numerical analysis of the modeled blade/casing containment. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(3):429~433 (in Chinese))
- 35 姜涛,覃志贤,范志强. 航空发动机机匣包容性试验的数值模拟. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4):34~37 (Jiang T, Tan Z X, Fan Z Q. Numerical simulation on aero-engine casing containment test. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2008, 21(4):34~37 (in Chinese))
- 36 陈予恕,张华彪等. 航空发动机整机动力学研究进展与展望. 航空学报, 2011, 32(1):1~22 (Chen Y S, Zhang H B, et al. Review and prospect on the research of dynamics of whole aero-engine system. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(1):1~22 (in Chinese))
- 37 齐红宇,温卫东,孙联文,王林江. 轴向压力和端部转矩载荷联合作用下机匣结构稳定性的数值分析. 机械设计, 2003, 20(11):25~27 (Qi H Y, Wen W D, Sun L W, Wang L J. Structure of aero-engine case under the effect of combined axial pressure and end twist. *Journal of Machine Design*, 2003, 20(11):25~27 (in Chinese))
- 38 Kim K, Voyiadjis G Z. Buckling strength prediction of CFRP cylindrical panels using finites element method. *Applied Science and Manufacturing*, 1999, 30A(9):1092

REVIEW AND PROSPECT ON THE RESEARCH OF AERO-ENGINE CASING DYNAMICS*

Wen Dengzhe[†] Chen Yushu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract The dynamics of the whole aero-engine system has always been the important part that cannot be neglected in the research and design of the engine, as the framework of the engine, the vibration of the casing directly reflects the level of the whole aero-engine vibration. In this paper, an analysis was made on the research of the problems and fault classification of aero-engine casing dynamics, and an overview was made on the research of present situation, development trend, problems and solutions of the domestic and foreign of casing dynamics, which expanded the present situation of the Inclusiveness problems of aero-engine casing dynamics. Finally, some proposals were put forward for the development of the casing dynamics suitable for our country aero-engine technology level.

Key words casing dynamics, inclusiveness problems of casing, circular cylindrical shells, acoustic loads, high-frequency vibration

Received 16 April 2012, revised 20 June 2012.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (12345678) and the State Key Development Program for Basic Research of China (9876543)

[†] Corresponding author E-mail: dengzhe_w@163.com