

# 航空发动机叶片飞脱装置设计

## Design of Aero Engine Blade Fly-Off Device

■ 宁培杰 / 桂林航天工业学院

航空发动机在运转过程中,制造缺陷、材料疲劳或外物撞击(如吞冰、鸟撞)等因素可能会导致发动机叶片断裂,脱落的碎片可能会打坏机匣、附件或其他叶片,甚至击穿飞机机体,严重影响飞行安全。因此,叶片飞脱是航空发动机适航包容试验中非常重要的步骤,即当发动机在最大工作转速时,使叶片由叶根截面处断裂飞脱,考核断叶能否被机匣包容而不对飞机结构造成严重损伤。

为了减轻叶片飞脱造成的损坏,如图1所示,适航审定部门对发动机设计提出了包容性要求,在发动机研发阶段须进行部件试验和整机包容试验。在进行包容性试验时,需要采用机械或爆炸的方法造成叶片脱落或断裂,对叶片飞脱进行模拟。另外,叶片飞脱会对发动机转子突加不平衡载荷,其大小与飞脱转速的平方成正比,若能精准控制飞脱转速,即可准确计算突加不平衡载荷的大小,有助于提升试验品质。目前常用的叶片飞脱方法大多操作难度大、危险性高,或难以精准控制飞脱转速。为此,本文设计了一种可以精准控制飞脱转速的电控夹具。

### 电控飞脱夹具构成

电控飞脱夹具主要由7个零部件组成:夹具底板、飞脱块、锁紧销、限位棒、尼龙块、电动机和控制盒,如图2所示。夹具的整体尺寸较小,长度可控制在150mm左右。由于结构简单,且电动机和控制盒可直接购买成品,剩余零部件均可定制,所以制造成本较低。

夹具底板是安装所有零部件的重要结构,通过两个铰制孔将底板



图1 叶片断裂对发动机造成损伤

安装在发动机模拟叶盘上。锁紧销的一端插在V形槽中。端部的安装槽用于安装飞脱块,并约束飞脱块在轴向上的位移。飞脱块是模拟飞脱叶片的质量块,其长度可以根据不平衡载荷大小灵活设计。肋条插在安装槽中,约束飞脱块在轴向上的位移。锁紧销穿过通孔,约束飞

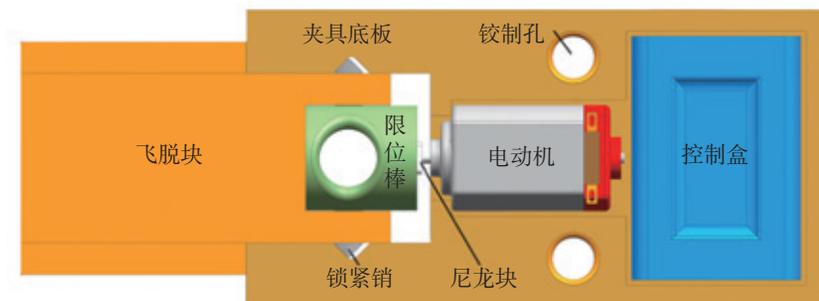


图2 电控飞脱夹具结构

脱块在径向上的位移。

限位棒由一个圆柱体加工而成，其一端的凸台安装在飞脱块的盲孔中，对限位棒起到约束作用。限位棒的另一端加工有方形盲孔，用于安装尼龙块。尼龙块是由尼龙或其他轻质材料做成的，仅用于传递电动机的扭矩。电动机的扭矩通过尼龙块传递到限位棒上，由电动机带动限位棒转动。限位棒中间设计有通孔，锁紧销可从该通孔中掉落。控制盒集成了电池和控制系统，可通过无线遥控器控制电动机的转动。

图2所示的状态为夹具的锁紧状态，此时锁紧销被限位棒顶死。顶死的锁紧销限制了飞脱块的径向位移，使之无法飞脱。试验操作人员通过遥控器下达飞脱指令后，电动机带动限位棒转动，当通孔转到锁紧销下方时，锁紧销掉落，那么飞脱块将失去径向约束，即可实现飞脱。在试验过程中，可以远距离通过无线遥控器操作，有效保障试验人员的人身安全。

## 飞脱试验流程

以CFM56发动机整机风扇叶片包容性试验为例，其低压转子的飞脱转速是5235r/min。试验时将发动机运行至5235 r/min并保持25s，然后引爆炸药释放叶片。在开展飞脱试验时，让转子在飞脱转速下停留一段时间，使转子的运转参数稳定。对本文设计的电控飞脱夹具而言，叶片的释放是完全可控的。在夹具结构不失效的前提下，飞脱转速是自由选定的，这提高了试验的灵活性。

调试设备无误后，即可开展试验。将转子开到试验的转速区间内，并在飞脱转速上停留25s。操作员按

下遥控开关，电动机迅速响应并带动限位棒转动。当限位棒的通孔转到锁紧销下方时，锁紧销在力的作用下掉入通孔内，此时飞脱块将在离心力的作用下飞脱。最终锁紧销、限位棒和质量块均脱离，所以飞脱质量是三者的质量之和。

## 飞脱夹具结构强度仿真

飞脱质量是飞脱块、锁紧销和限位棒的质量之和，根据图2的尺寸，其质心所在的半径是0.12m，质量和为0.33kg，假设飞脱转速是5000r/min，则飞脱时的突加不平衡载荷是10857N。接下来将以此载荷为依据，计算飞脱夹具中关键零部件的结构强度。

将夹具模型导入ANSYS软件中，设置各零件之间的接触类型。其中将锁紧销与V形槽、飞脱块与安装槽的接触类型设置为“摩擦”，

在使用过程中，这些接触面之间是可以相对滑移的。飞脱块与锁紧销、飞脱块与限位棒、锁紧销与限位棒在工作过程中（飞脱前），接触面均处于贴合状态，可能会相对滑移但不会发生分离，所以为这三者选择的接触类型是“不分离”。将夹具底板的两个铰制孔设置为“固定约束”，最后划分网格，设置载荷大小即可求解。施加载荷的方式有两种：第一种是直接在飞脱块上施加一个等于突加不平衡载荷的力，第二种是给模型一个转速（即飞脱转速）。经验证，上述两种方式的计算结果基本一致，而第一种方式在设计阶段使用更便捷，故本文展示的结果为第一种载荷施加方式下的计算结果，仿真结果如图3所示。

夹具的主体结构是对称的，在离心力的作用下，结构变形与应力均呈现出对称的特点。最大应力出

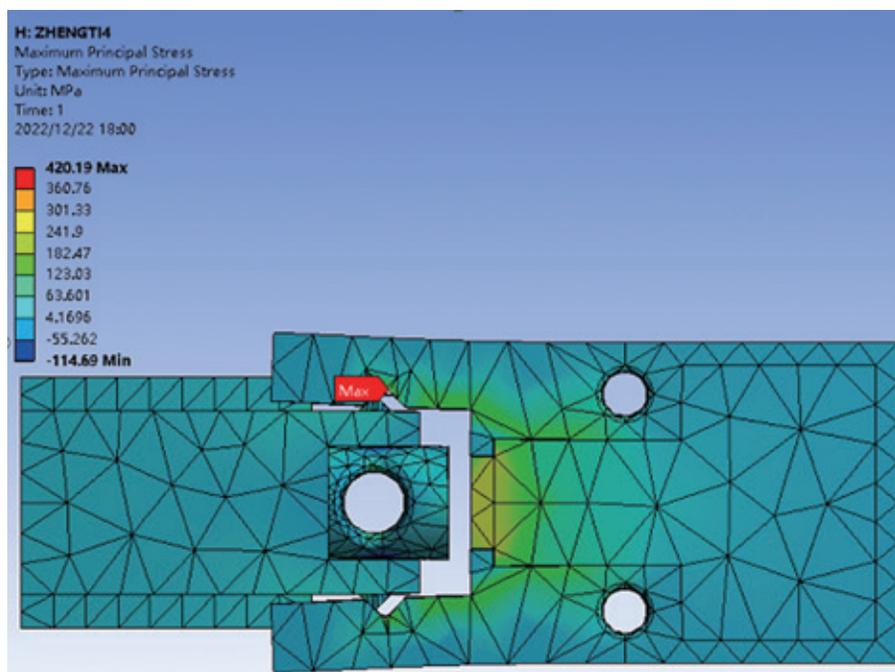


图3 夹具整体结构应力云图

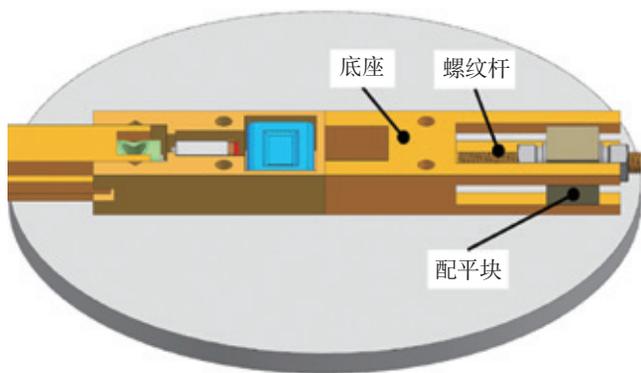


图4 飞脱夹具及配平块的安装效果

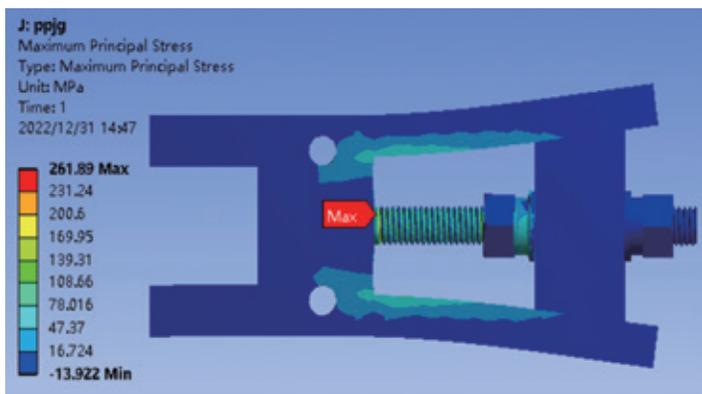


图5 配平结构的应力云图

现在夹具底板的V形槽中，因此在设计、加工零部件时应该做好倒圆角处理，以减少应力集中。最大应力为420MPa，材料可以选用牌号为65Mn的弹簧钢，其屈服强度是785MPa（需热处理），那么安全系数为1.87，满足强度使用要求。

锁紧销的最大应力出现在楔面下方的棱边处（296MPa），这里与V形槽直接接触，受力最大。在加工时可以考虑对此棱边做倒斜角处理，以减少局部应力集中。为了保证锁紧销不屈服，制造时应选用强度较高的钢材（如65Mn）。限位棒主要受到来自锁紧销的压力，在此方向上应力较大，为180MPa。飞脱块在通孔孔边的应力较大（204MPa），其他地方的应力较小。加工通孔时做倒斜角处理，便可降低孔边的应力。考虑到整体应力不大，可使用普通的钢材（如Q235）制造限位棒和飞脱块。

## 质量配平结构设计

安装飞脱夹具后，会给转子带来质量偏心，因此需要设计与夹具对应的质量配平结构，如图4所示。配平结构主要包括螺纹杆、配平块、底

座和标准紧固件（螺母、平垫、弹垫）。底座通过两个铰制孔安装在叶盘上，中间铣出一道安装槽，用于安装和约束配平块。底座左侧铣出一个方形的缺口，这样使配平结构的质心偏向外侧，有利于质量配平。将螺纹杆拧入底座中，并把一组螺母、弹垫、平垫套在螺纹杆上，将他们移到标定的位置。配平块和螺纹杆采用小间隙配合，以便于调整配平块的位置。把配平块放在标定的位置，再装入另外一组紧固件，然后同时拧紧两边的螺母，至此配平结构安装完成。

在设计配平结构时，可将其质量设计成与飞脱夹具的质量相接近，这会使质量配平工作更简单。在安装飞脱夹具前，需测量其质心位置。由于是对称结构，所以只需测量质心所在的半径即可。根据飞脱夹具的质心位置，调节配平块的位置，使配平结构的质心所在半径与飞脱夹具的质心所在半径相等即可。使用配平结构的好处是：若更换飞脱质量，做不同突加不平衡载荷下的飞脱试验时，可直接通过调节配平块的位置实现质量配平，配平效率较高。

为了校核配平结构的强度，将模型导入ANSYS软件中，设置配平块与底座的接触类型为“摩擦”，其他零件的接触面为“绑定”。两个铰制孔设置为“固定约束”，旋转中心是底座左侧棱边的中心。经计算得到配平结构的应力云图如图5所示。最大应力出现在螺纹杆的根部，为262MPa，可选用65Mn等屈服强度较高的材料制作螺纹杆。而底座、配平块和紧固件上的应力较小（小于60 MPa），选用普通钢材制造即可。从仿真结果可以看出，所设计的配平结构是合理的，安全系数较高，若在更高的转速下开展试验，结构的强度储备也是足够的。

## 结束语

针对航空发动机中突加不平衡试验的特点，设计了能够精准控制飞脱转速的电控飞脱夹具。试验测试及对仿真计算结果表明，该夹具结构精简、使用便捷、响应迅速、控制精度高，有助于提升飞脱试验的效率和品质。

航空动力

（宁培杰，桂林航天工业学院，助教，主要从事航空发动机转子动力学研究）