

复合材料支架设计方法研究

Design Methodology Research of Composites Bracket

沈阳航空发动机设计研究所 朱峰 越冬峰 罗鹏
沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司 杨坚 贺晔红

国内航空发动机的外部系统中,支架一般采用不锈钢或钛合金等材料,初步估算在同一种支架上,采用复合材料制造可比采用钛合金制造减轻 40% 以上的结构重量。由于发动机上支架数量较多,若采用复合材料进行支架设计,发动机则能取得显著的减重效果。

航空、航天飞行器是高技术的结晶,其不断提高的性能需求有力的推动了先进复合材料的开发研究。至今,复合材料已经在民航客机、先进战斗机和直升机等上大量使用。复合材料所占结构重量百分比已成为衡量现代飞机先进性的重要标志之一。对航空发动机而言,衡量其先进性的一个重要指标就是其推重比。提高航空发动机推重比的可行技术途径较多,如图 1 所示。

但是提高推力的很多方法意味着发动机结构载荷的增大,结构重量也会相应增加,在满足使用要求的情况下,采用比强度、比模量高的先进材料以减轻结构重量,成为提高推重比最有效的途径之一,而结构设计人员和材料研发人员也一直致力于这

一目标。美国 NASA 刘易斯研究中心的 IHPTET 计划研究结论指出:要实现未来高性能发动机的发展目标,50% 的努力应来自先进复合材料与结构的应用。由于航空发动机结构件的工作环境苛刻,具有温度高、载荷复杂等特点,先进复合材料在发动机上的应用较晚。随着高温树脂、金属基复合材料、陶瓷基复合材料、碳/碳复合材料的开发和逐步应用,在航空发动机结构中复合材料所占的比重也越来越大。目前,已

有宽弦风扇叶片、风扇机匣、外涵机匣、喷口调节片等部件开始使用复合材料制件,为减轻发动机结构重量,提高发动机推重比和经济性,技术水平做出了巨大贡献。

国内航空发动机的外部系统中,支架一般采用不锈钢或钛合金等材料,初步估算在同一种支架上,采用

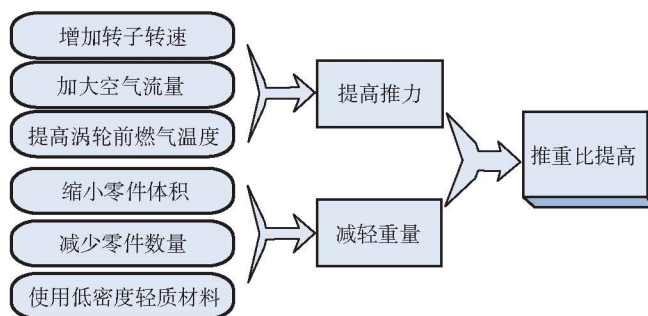


图1 提高推重比的方法

复合材料制造可比采用钛合金制造减轻 40% 以上的结构重量。由于发动机上的支架数量较多,若采用复合材料进行支架设计,发动机则能取得显著的减重效果。

航空发动机外部 支架特点

航空发动机外部支架一般具备以下特点。

1 结构特点

(1) 结构形式多样,相比于发动机上其他结构件设计灵活性更大;

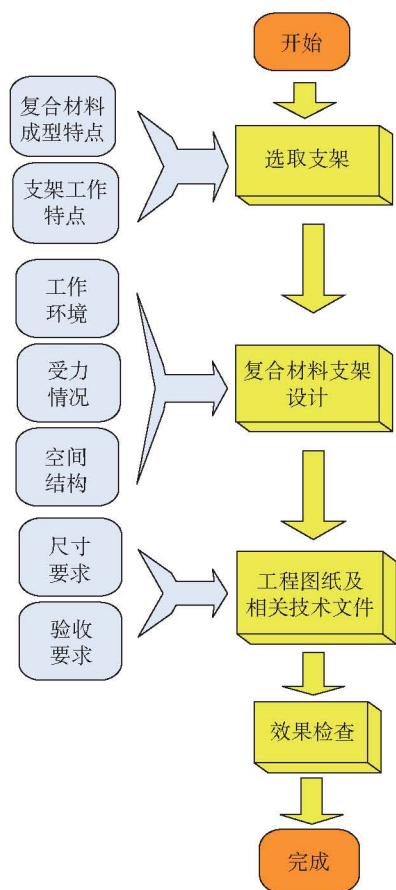


图2 复合材料支架设计流程

(2) 尺寸较小,结构上通过优化可设计成薄板组合形式或柱体组合形式,通常在厘米、分米数量级;

(3) 通过钣金、铸造、锻造加工成型;

(4) 支架上通常含有螺纹孔或

光孔;

(5) 通过螺栓与机匣和附件连接,以固定附件或管路。

2 工作环境

(1) 一般情况下,支架工作温度不超过 180℃,长期工作温度在 150℃ 以下;

(2) 存在煤油、汽油、滑油、水等液体的腐蚀;

(3) 在海洋环境下,还会存在盐雾、霉菌、湿热的腐蚀。

3 受力情况

(1) 附件及支架自重;

(2) 机动过载;

(3) 振动载荷。

支架设计思路和方法

考虑到航空发动机支架的以上特点,在进行复合材料支架设计时,可按图 2 所示流程进行。

(1) 选取需要进行复合材料设计的支架。根据支架的结构特点并结合复合材料成型工艺,选取适当的支架进行复合材料支架设计。

(2) 根据支架的工作环境、承受的载荷以及可用外形空间进行支架的外形设计、复合材料设计及成型工艺选择。

(3) 详细工程图设计。应考虑尺寸要求以及验收要求。

(4) 效果检查。根据详细设计结果,进行支架力学性能的计算分析与试验、试车验证。

现以某发动机上的典型支架为例,介绍复合材料支架的设计方法。

1 平板结构

(1) 普通平板结构。

此类结构在支架中属于比较典型的结构形式,图 3 所示的支架组件用金属件加工时将螺纹支座与支架焊接形成组件,最后加工螺纹。在采用复合材料设计该支架时,根据其平板结构的特点,选用铺贴工艺形成支架的预成型体,同时设计出金属螺纹套,将金属螺纹套预埋到支架预成型

体中,然后固化成型,最后加工通孔及螺纹。

由于复合材料层合板结构对外载的承受能力较弱,该支架的 R 角处为结构关键区。设计中应对其进行详细计算分析,优化铺层设计并进行试验验证,考核其强度能否满足使用要求。强度试验时需针对 R 角区域和预埋螺纹区域进行破坏性试验。

(2) 带加强筋的平板结构。

为了加强零件的刚度,在零件设计中经常会使用到加强筋,如图 4 所示支架。该支架通孔端与发动机安装边连接,带螺纹端通过螺栓连接附件。在 R 角区域使用加强筋。由于该支架相对尺寸较大,结构简单,使用单向带铺贴工艺可取得较好的效果。首先将平板主体铺贴成预制件,并预埋金属螺纹套共同固化,然后铺贴出加强筋,与主体二次固化成型,最后加工通孔及螺纹。

该支架 R 角区域使用加强筋增强了刚度,应力集中在通孔处,需针对通孔及螺纹套破坏性强度试验,若强度不够可对通孔周围区域加厚铺层处理。螺纹套周围复合材料尺寸需适当改变以满足预埋的要求。

2 带圆柱结构

此类支架由平板和圆柱连接而成,如图 5 所示。该支架平板上两孔通过螺栓固定在机匣上,在圆柱上有内螺纹,使用螺栓固定附件。

该支架若使用复合材料制件,铺贴工艺很难加工成形,可考虑使用三维编织技术,根据零件的工作受力情况及结构形式,通过对纱线的走向、数量、角度的控制达到成形的目的,织成干预成形体后,通过 RTM 工艺固化,由固化时的模具控制制件的尺寸精度。圆柱体内螺纹使用金属螺纹套预埋加工而成。

该支架平板与圆柱连接处为应力集中区,需进行针对性强度破坏试验。

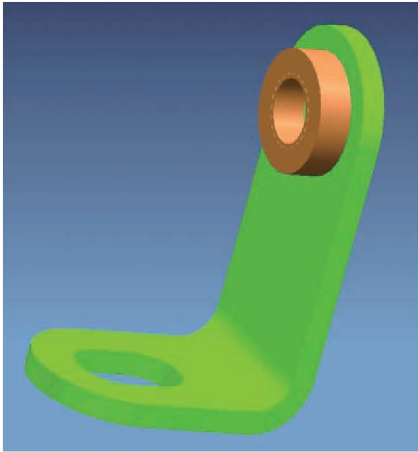


图3 平板连接螺纹结构

复合材料支架设计 中的一些细节

1 复合材料的选择

设计选材是复合材料结构设计的基础,对复合材料件有决定性的影响。对于航空发动机产品,一般选择高强碳纤维作为增强体,根据零部件使用温度区间,选择不同的树脂作为基体。由于发动机外部支架工作温度不超过 180℃,长期工作温度在 150℃以下,可以选择双马来酰亚胺或环氧树脂作为基体,并综合考虑具体支架的工作温度、使用载荷、成型方式、使用经验等多种因素择优选择。

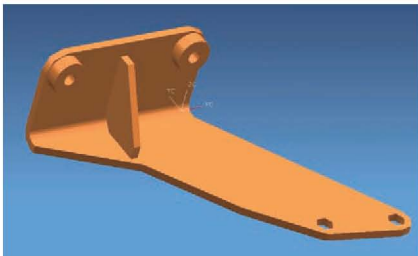


图4 带加强筋的平板结构

2 尺寸设计及装配

用复合材料支架代替金属支架时,其外形尺寸应在金属支架的基础上适当变化,以适应复合材料加工特点。如图 4 所示结构,支架的通孔及螺纹套周围复合材料薄弱,需加大该

区域复合材料尺寸,使其满足强度需求。复合材料支架装配时,为避免螺栓磨损复合材料,应在螺栓与复合材料件之间使用金属垫片。

3 金属螺纹套的使用

航空发动机外部支架拆装相对频繁,若使用复合材料螺纹,在使用中与金属螺栓配合使用时,复合材料螺纹很容易被磨损而失效。损伤后的复合材料螺纹对复合材料支架本身也会造成一定的强度损失,使用金属螺纹套可以提高支架的可靠性,延长零件的使用寿命。预埋金属螺纹套前,要对金属件外表面进行毛化处理,增大预埋件与纤维的连接强度,避免受力时螺纹套脱落。

4 强度计算分析

复合材料支架一般来说尺寸较小,对于采用铺贴成型的平板类支架,在初步方案设计时,可以采用简单的 2-D 层板单元建立简化模型进行有限元分析,但在详细设计时,考

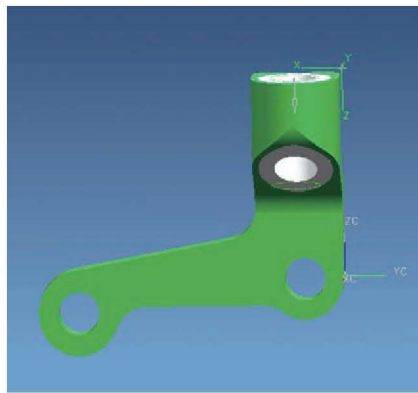


图5 带圆柱结构

虑到开孔及转角区,应采用 3-D 各向异性单元建立有限元分析模型,对支架铺层进行详细设计。对于采用编织成型的支架,需要从微观和宏观两个层次进行建模分析。微观上,根据编织参数建立编织结构重复性单元的模型进行分析,计算出重复性单元的力学性能参数;宏观上,将整个编织结构视为均匀材料构成,并利用微观模型分析结果对结构进行整体

分析。在微观建模分析时,应主要考虑体内重复性单元、表面重复性单元及角点处单元的不同。

5 零件试验

复合材料结构设计的验证试验多按照积木式验证程序,即“试样—元件—结构件—全尺寸部件”的验证过程。在“试样”验证阶段主要考核材料的基本力学性能;“元件”阶段研究结构细节或局部的力学特性;“结构件”阶段研究关键结构件的力学特性;“全尺寸部件”是对整个部件进行考核试验。发动机上用的复合材料支架一般尺寸较小,载荷类型也比较容易确定,因此可以将复合材料支架的验证试验分成试样试验、结构件试验、随发动机试车考核试验 3 个阶段。

6 无损检测及验收条件

鉴于复合材料支架的制造方式有铺贴及编织 2 种,相应的常见缺陷形式主要有分层、气孔、表面损伤等,产品加工后,使用超声检测即可满足要求。

发动机支架的外形、承载情况有较大差异,因此在确立验收条件方面需积累较多试验数据,并经一定时期的试车验证,最后根据支架结构、受力大小、工作温度、成型方式等多种因素形成产品验收条件。

在外场使用中,还需造势合理有效的无损检测方法、技术和设备,并根据大量的实践检验,确立外场使用后损伤修理标准,酌情予以检查,判断支架是否需要修理或更换,确保飞行安全。

结束语

复合材料在航空发动机上具有良好的应用前景,本文描述了航空发动机外部支架使用碳纤维树脂基复合材料设计的一种思路,可为复合材料支架的设计提供指导,也可为其他零件采用树脂基复合材料设计提供借鉴。 (责编 阳光)