

# 大涵道比涡扇发动机安装技术研究

冯 凯, 李洪军, 赵 兴

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

doi: 10.3969/J.ISSN.1672-7274.2019.03.050

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

文章编号: 1672-7274(2019)03-0068-02

## 1 引言

安装系统是发动机与飞机连接的桥梁,是发动机上的重要承力件,把发动机的推力、重力、侧向力和扭矩传递给飞机,同时还负责飞机起飞、着陆和飞行引起的惯性力和其它气动力传递给飞机。安装方式决定了发动机与飞机连接构件的复杂性,大涵道比发动机相对小涵道比发动机安装结构更加复杂,设计中需要考虑的因素也更多。

## 2 发动机在飞机上的安装方式

大涵道比涡扇发动机应用于大型客机、大型运输机或特种飞机上。发动机在飞机上的安装方式,主要取决于飞机设计,与飞机用途、飞机类型密切相关,直接影响飞机的整体布局、气动外形及飞机的承力结构,同时也影响安装系统的结构形式。目前,较为主流的安装方式有翼吊安装和尾部安装。

### 2.1 翼吊安装

采用大涵道比发动机作为动力的飞机,其翼展较大,将发动机安装在动力装置短舱内,并采用挂架悬吊在机翼下,通常称为翼吊。翼吊安装方式广泛应用于现代大型民用飞机和运输机。采用该种安装方式发动机维护容易,客舱噪音小,发动机油路布置容易。

### 2.2 尾部安装

当安装两台发动机时,可在机身尾部两侧的发动机支架上各悬挂一台发动机,如MD-90、ARJ-21等。发动机采用尾部安装方式安装在飞机上时,对应的发动机安装节位于发动机左右两侧,安装节平面平行于发动机中垂面,此时安装节需额外考虑承受发动机重心对安装节安装分界面处的弯矩。采用改装安装方式发动机离地间隙大,单发偏航力矩小,但维护不便。

### 2.3 其他安装方式

在大型飞机研制发展过程中,为了保证飞机推重比,往往需要安装两台至四台(或更多数量)发动机,为此还出现过其他几种安装方式。当安装四台发动机时,可在机身尾部两侧的发动机支架上各悬挂两台发动机,如前苏联的伊尔-62飞机。当安装三台发动机时,可在机身尾部两侧的发动机支架上各悬挂一台发动机,另一台发动机则安装在飞机的对称平面内,如英国的“三叉戟”等。当安装三台发动机时,可在机翼下通过吊挂各吊装一台发动机,另一台发动机则安装在飞机的对称平面内。

## 3 发动机安装节结构

### 3.1 安装节结构类型

发动机的安装节是发动机在飞机上的连接、支承和固定节点,由于发动机结构不同,发动机在飞机上的安装位置和形式各异,发动机的安装节结构形式也不相同。单从受力角度分析,安装节可分为静定安装方式和静不定安装方式。

(1) 静定安装方式:发动机安装节中无多余的非受力构件,即发动机的安装系统中没有额外的冗余约束。这种安装方式安装节点数目最少,安装系统相对简单,重量小。军用飞机、尤其是追求大起飞推重比的军用飞机,其发动机大多采用此种安装方式。设计上对这种安装方式要求较高,发动机安装节构件的受力和传力要合理,安装节的可靠性要高,传力和热膨胀的补偿装置要充分而有效,安装节构件的剩余强度系数要稍大些,因为一旦某个

安装节失效或损坏,将影响整个安装系统的传力,必将危及飞行安全。

(2) 静不定安装方式:发动机安装节中存在多余非受力构件,即发动机安装体系中除基本固定结构之外,还存在冗余约束。它在飞机正常飞行和发动机正常工作情况下,不承受任何方向的力和力矩。当发动机基本固定结构失效,或者飞机结构产生异常变形时,它即对发动机起支撑作用而承受某个方向的力和力矩,从而保证发动机在飞机上安装系统的有效性,确保飞行安全。由于存在冗余约束,这种安装方式结构相对复杂,重量相应增加。静不定安装方式从某种意义上来说实际上是发动机安装的冗余设计,以牺牲发动机安装系统的重量换取意外情况下的发动机固有的可靠性,当其中一种结构失效后由其余结构代替其进行传力,从而保证飞行安全。大涵道比涡扇发动机大多采用此种安装方式。

### 3.2 翼吊安装方式对应的发动机安装节结构

采用翼吊安装方式时,安装节设计应保证吊舱最低点距地面的高度不小于600mm,进气口唇部下缘距地面的高度不小于900mm,以避免地面滑行或着陆情况下触地损坏短舱或造成意外事故,同时安装构件和结构必需满足适航等相关要求,承受规定的限制载荷并且没有永久变形;承受规定的极限载荷并且没有破坏,但可以出现永久变形;安装节可以补偿发动机与飞机之间的制造误差,保证发动机的顺利安装,同时具有热变形补偿功能。

在翼吊安装方式中,分为两种典型的安装传力方案。第一种翼吊安装方案主安装节设置在中介机匣内环后端面上,辅助安装节设置在涡轮后机匣上。发动机推力由主安装节传递,扭矩主要通过辅助安装节传递,发动机重量、垂直过载以及侧向力由主、辅安装节共同承担。代表机型为V2500、CFM56-5等发动机。第二种翼吊安装方案辅助安装节设置在中介机匣外环上,主安装节设置在涡轮后机匣上。推力由主安装节传递,扭矩主要由辅助安装节传递,发动机重量、垂直过载和侧向力由主、辅安装节共同承担。代表机型为CFM56-7、CFM56-3等发动机。上述两种安装方案存在如下各自优缺点:在第二种方案中,辅助安装节固定在中介机匣外环上,导致发动机上方轮廓增大,增加了发动机迎风面积,从这一点看第一种安装方案对减小发动机的迎风面积更有利;在第二种安装方案中,辅助安装节固定在中介机匣外环上,中介机匣外环直径较大刚性差,容易引起机匣的变形;在飞机的机翼高度一定的情况下,第一种方案可以提高发动机在飞机上的高度,使发动机远离飞行跑道,能够降低外来物被吸入进气整流罩的概率;在第二种安装方案中,主安装节中的两个推力杆穿过核心机固定在中介机匣内环后端面上,增加了发动机的整机刚性。

## 4 安装系统设计需考虑的因素

随着大型飞机在军、民用航空领域应用的不断拓展,大涵道比涡扇发动机设计/制造技术的不断发展,大涵道比涡扇发动机的推力、性能不断提升,要求发动机的安装系统考虑到飞机整个飞行包线范围内和发动机任何工作状态下所能出现的发动机最大推力载荷和飞机最大机动过载,并按规定考虑安全系数和发动机舱环境温度;发动机涡轮燃气温度的提高,使得发动机整体的热膨胀量增加,安装系统的连接和固定必需充分考虑发动机热变形的补偿措施;随着发动机在翼工作时间越来越久,(下转第87页)

### 3.1 扩大计算机软件保护权范围

目前, 著作权只保护计算机软件不被复制, 却不能保护计算机程序设计的全过程, 因此要从软件开发研究到应用测试全程保护计算机软件。同时, 软件的思想 and 算法一样很重要, 计算机软件的创造和重要新颖性不言而喻, 要注重保护软件的“思想表达”, 彰显软件核心价值, 实现软件技术价值, 鼓励利用软件的思想 and 算法来创作新软件, 提升软件创作技术和创新理念。

### 3.2 增强软件源代码的保护力度

计算机软件的源代码相当于软件的生命, 往往只有开发者拥有自主知识产权, 保密性强, 排他性强, 知情人较少, 因此, 要从软件的每一位开发者、使用者、测试者等技术人员, 签订软件保密协议, 尽最大力度减少因泄露软件技术而出现的非必要损失。同时, 还要在软件设计中添加加密程序和面部认证等高新技术, 查处盗版、侵权软件的公司和企业, 从开发到销售环节层层检查保密协议, 保护用户合法权益。

### 3.3 反静态和反动态分析技术

首先, 反静态分析技术是以反汇编技术为基础的抵抗静态分析技术, 巧妙地利用数据和指令进去区分, 进而干扰反汇编, 破坏正常的反汇编, 地址静态分析, 防止软件被非法修改。

其次, 反动态分析技术是以阻碍对动态程序的抵抗逆向工程的技术分析, 可以有效地防止对方利用调试器追踪软件运行, 最大程度的干扰调试器运转甚至终止其运行。

再次, 要巧妙利用软件水印的功能。软件水印是把版权信息或者唯一身份识别码等信息, 隐蔽的嵌入应用程序中, 当需要时候再用一个特定的水印算法将水印提取出来进行版权确认, 这是一种可以追踪非法软件拷贝的副本直到源头的方法。

## 4 结束语

在经过历史长河的发展中, 计算机已成为科技进步发展的必备之物, 因为在其法律和规定上有很多的不足之处, 导致在开发和使用过程中出现较大的问题和挑战。但正是因为科技的不断进步, 让计算机方面的发展越来越先进, 作为新型的软件知识保护模式, 让计算机的自身条件和功能灵活地融入软件整体保护的方式应用。

### 参考文献

- [1] 杜国真. 计算机软件整体保护模式之探讨 [J]. 通讯世界, 2018 (5): 59-60.
- [2] 陈修涛. 计算机软件保护的现状及趋势分析 [J]. 移动信息, 2018 (9): 00064-00064.

(上接第48页) 注内容如下: 该工单为商宽与一体化皮飞站工单, XX 区域无线皮站接口人: XX; 联系方式: XX。同时在网优派单系统派发一体化皮飞站安装工单。

②根据宽带生产流程, BOSS 系统推送家宽开通工单到服开系统, 工单自动派发到装维网格, 装维预约客户时间, 并通知无线施工人员一起上门安装开通。

③无线施工人员对一体化皮飞设备进行硬件数据预制作和在网管上进行后台数据预制作。

④现场安装设备, 现场进行站点开通测试与优化, 完成站点单验和单优。

## 5 场景案例

场景: XXX 公司办公楼, 室内信号差; 投诉人数多, 宽带高价值推广区域;

存在问题: 客户急需解决信号, 不能破坏室内装潢, 传统室内建设方式受限。

解决方案: 采用 4G 一体化皮飞站与宽带融合建设方案。

效果: 建设完成后, 现场测试, 信号明显改善, RSRP 平均值 -81dbm, SINR 平均值 24dB; 与宏站切换成功、10 次, 成功率 100%; CSFB 和 VOLTE 通话测试正常。测试结果如图。

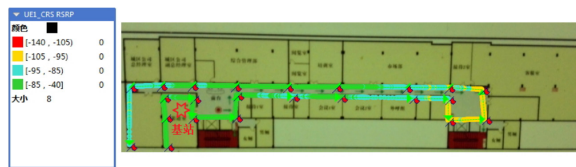


图1 测试结果

## 6 结束语

4G 一体化皮飞站与宽带融合建设方案一方面可用于室内补盲补热场景, 即可解决室内深度覆盖不足、降低用户投诉, 提升业务分流能力, 又可减少入场次数, 没有站址选取和建设维护等投入, 降低网络投资。另一方面能够协同拓展宽带业务和数字化家庭/企业等增值业务, 提供家庭、企业市场进驻载体, 增强用户粘性, 有效提高差异化竞争能力。

### 参考文献

- [1] 宋文韬, 王世魁, 黎丹. 4G 一体化小基站网关建设方案研究 [J]. 移动通信, 2017, 41 (15): 35-39.
- [2] 王迎春, 高军诗, 李勇, 等. 中国移动 4G 小基站回传网络建设方案研究 [J]. 移动通信, 2016, 40 (4): 31-35.

(上接第68页) 对发动机的互换性、维护性、综合保障等产品寿命周期内的使用成本要求也越来越苛刻。尤其是民用航空, 更为追求高可靠性和最佳的经济性。要求发动机在飞机上的安装和拆卸简便快捷, 实现发动机的快速换装, 在双发或多发飞机上各个发动机舱的结构构型和舱内附件、管路、电气部件的布置应使发动机的安装具有完全的互换性, 而不应做任何机械的或电气的修改; 确保飞机的战备完好率、出勤率及在航线上的工作时间。发动机安装节和飞机安装承力构件连接接头之间应消除安装间隙, 以防止发动机工作时产生的振动传至机身, 并应根据需要设置隔振装置, 以改善飞机乘坐人员飞行过程中的舒适性, 避免运输的货物因振动而导致损坏。

## 5 结束语

发动机不同安装方案均存在各自的优缺点, 安装系统设计需

综合考虑飞机设计要求、发动机维护性、飞机挂架强度、发动机承力机匣强度、发动机传力路线等, 既要保证安装节具有足够的刚度、强度, 又要便于发动机的安装和拆卸。现代大涵道比发动机安装系统设计时往往需采取余度设计, 保证安装系统的工作安全性。

### 参考文献

- [1] 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.
- [2] 刘长福, 邓明. 航空发动机结构分析, 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [3] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册 (第5册), 北京: 航空工业出版社.
- [4] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册 (第17册), 北京: 航空工业出版社.