

民用涡扇发动机振动因子试验试飞方法研究

尚 洋*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要:

振动故障是航空发动机常见且危害较大的故障,对发动机进行转子平衡是降低发动机振动的重要措施。目前先进的飞机可以利用机载设备和航线飞行记录的振动数据进行低压转子振动配平方案计算,而发动机振动因子是机载设备计算配平方案的关键要素。发动机振动因子需通过大量的试验试飞获取数据并计算得出,介绍了振动因子的计算方法、振动因子的形式,对获取振动因子计算数据的试验试飞方法进行了研究,并给出了振动因子数据处理方法。

关键词: 航空发动机; 低压转子; 振动; 影响系数法; 振动因子

中图分类号: V231.92

文献标识码: A

OSID:



0 引言

航空发动机转子振动值变高会导致客舱的噪音及振动变高,从而影响飞机的舒适性^[1-2],因而航空公司需要经常对发动机低压转子进行配平以降低发动机 N1 振动值。在过去,航空公司通常采用三元法对发动机进行配平,该方法需要进行至少 5 次以上高功率开车,且需要人工计算配平方案,对航空公司来说既不经济又耗费时间^[3-4]。随着计算机技术的发展,目前先进的飞机都可以利用机载设备进行振动配平计算^[5],如波音 737 飞机的 AVM 设备, A330 飞机的 EIVMU 设备等,而发动机振动因子是机载设备进行发动机振动配平计算的关键参数^[6-7]。振动因子的获取需要进行专门的试验试飞,然后根据试验采集的数据计算得出,现对振动因子的试验试飞方法进行研究。

1 发动机振动因子

1.1 发动机振动因子定义及计算方法

民用飞机涡扇发动机平衡的方法主要有振型平衡法和影响系数法^[8-9]。振型平衡法由于不易自

动化,且对操作者要求较高,所以在目前众多测试系统中应用不多。影响系数法是一种完全建立在实验基础上的平衡方法,对转子的动态特性了解较少,而且易于自动化,操作方便,因此被广泛应用。影响系数法将转子及支承系统近似地当作黑箱,平衡面上的试加质量(包括大小和相位)作为这一封闭系统的输入;在相同的平衡转速、测振位置和测振方向上,试加质量所引起的振动变化作为系统的输出,把输入与输出的传递关系定义为影响系数,也叫振动因子^[10]。

发动机振动因子的计算方法为:

$$V_{new} = V_{old} + (C * W) \quad (1)$$

$$C = (V_{new} - V_{old}) \div W \quad (2)$$

式中, V_{old} 、 V_{new} 分别增加配重前、后的振动幅值和相位; C 为发动机影响系数; W 为增加配重的质量和相位。

1.2 发动机振动因子形式

图 1 是一种典型的双转子涡扇发动机结构简图,可以看出发动机的风扇叶片及低压涡轮最后一级叶片在航线上易于接近,因此选取风扇及最后一级低压涡轮作为增加配重的平面。在发动机上装有

* 通信作者. E-mail: shangyang@comac.cc

引用格式: 尚洋. 民用涡扇发动机振动因子试验试飞方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):29-32. SHANG Y. The test procedure study of the civil turbofan engine balance coefficients[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):29-32(in Chinese).

两个振动加速度传感器,分别位于风扇机匣(称为前振动传感器)和 1 号轴承(称为后振动传感器)。

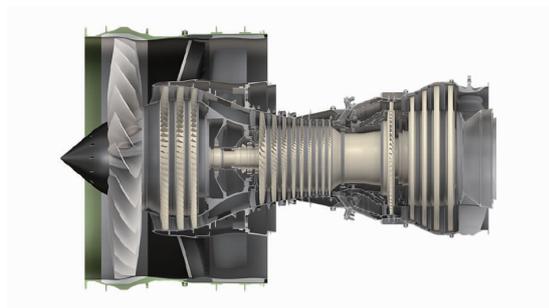


图 1 典型涡扇发动机结构简图

由于发动机上包含两个振动加速度传感器,且可以分别在风扇及最后一级低压涡轮上增加配重,因此根据 1.1 节振动因子的定义可知发动机振动因子包含风扇平衡面对前振动传感器的传递关系、风扇平衡面对后振动传感器的传递关系、最后一级低压涡轮平衡面对前振动传感器的传递关系、最后一级低压涡轮平衡面对后振动传感器的传递关系。另外,由于在不同的 N1 转速下发动机的振动特性不同,因此发动机振动因子为一系列在不同 N1 转速下的四组数值。发动机振动因子的形式如表 1 所示。

表 1 发动机振动因子形式

| 转速 | A | | B | | C | | D | |
|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| | 幅值 | 相位 | 幅值 | 相位 | 幅值 | 相位 | 幅值 | 相位 |
| XX |

其中,A 表示风扇平衡面对前振动传感器的传递关系,B 表示风扇平衡面对后振动传感器的传递关系,C 表示最后一级低压涡轮平衡面对前振动传感器的传递关系,D 表示最后一级低压涡轮平衡面对后振动传感器的传递关系。

2 发动机振动因子试验试飞方法研究

根据第 1.1 节发动机振动因子的定义可知,要想获取发动机振动因子,需要在风扇平面或最后一级低压涡轮平面分别增加配重,并测得增加配重前后的发动机振动幅值及相位。

因此本节主要包含如何在发动机风扇或最后一级低压涡轮上增加配重,以及获取发动机振动数据试验试飞方法。

2.1 发动机上增加配重方法

如图 2 所示,在发动机风扇前整流锥上有一定数量的小孔,每个小孔安装一个配平螺钉。配平螺钉有多种构型,不同构型的螺钉长度不同,质量不同,图 3 为两种不同构型螺钉的实物图。在风扇前整流锥的小孔上安装不同构型的螺钉可以调整转子的质量分布^[11]。



图 2 风扇前整流锥



图 3 两种不同构型配平螺钉实物

在低压涡轮最后 1 级叶片的叶冠处可以通过增加配平夹的方式来增加配重,图 4 为一种配平夹实物图,配平夹的质量一定,通过在连续几个叶片的叶冠处安装配平夹可以调整转子质量分布。



图 4 配平夹实物图

2.2 振动因子试验试飞方法

发动机振动因子试验试飞应包括地面试验和飞行试验。地面试验的目的是采集发动机在地面状态的N1振动值,并在试飞前确认发动机的N1振动值调整到目标值。另外由于飞机大部分时间是在空中运行且某些高转速试验点在地面无法达到,因此还需通过飞行试验采集发动机在空中的N1振动值。

振动因子试验试飞只能在有限个N1转速点进行试验,以计算这些N1转速下的振动特性,如果振动配平计算需要用到其他N1转速点的振动特性,可通过插值的方法得出,因此试验点(即N1转速点)的选取非常重要。在N1振动值随N1转速变化较缓慢的地方,可适当放宽试验点之间的间隔,在N1振动值随N1转速变化较为剧烈的地方,可多选取一些试验点。

2.2.1 平衡状态下采集发动机N1振动值

试验前,要确保试验发动机处于平衡状态,即发动机N1振动值处于较低的水平。当发动机开车后,试验发动机在慢车状态稳定至少3 min,以使发动机达到热稳定状态,然后进行快加减速动作(1 s内推油门杆至起飞位,稳定后,1 s内拉油门杆至慢车位)和慢加减速动作(1 min匀速推油门杆至起飞位,稳定后,1 min匀速拉油门杆至慢车位),检查发动机在整个推力范围内的振动状态。然后调整发动机N1转速至选取的试验点,每个试验点应稳定一段时间,以采集稳定状态下的N1振动值。地面试验结束后,继续开展飞行试验。

飞机到达中间高度(例如15 000 ft)并稳定一段时间,进行慢加减速动作(1 min匀速拉油门杆至慢车位,待其稳定后,1 min匀速推油门杆至最大连续推力位),用于分析高度对振动因子的影响。

飞机到达巡航高度(例如30 000 ft)并稳定一段时间后,进行慢加减速动作(1 min匀速拉油门杆至慢车位,稳定后,1 min匀速推油门杆至最大连续推力位)。然后调整试验发动机油门杆使N1转速达到试验点,每个试验点应稳定一段时间,以采集稳定状态下的N1振动值。

2.2.2 风扇不平衡构型下采集发动机N1振动值

为确定风扇平面的振动因子,通过调整风扇前整流锥上的配平螺钉构型将发动机低压转子调整为不平衡状态,调整后需地面开车检查并采集发动机N1振动值,调整后的N1振动最大值应小于发动机

的振动限制值,且留有一定的余量。

地面试验检查调整后的发动机N1振动值满足要求后,进行飞行试验,以采集发动机在空中的N1振动值。

地面试验及飞行试验程序参考2.2.1节中程序。

2.2.3 低压涡轮不平衡构型下采集发动机N1振动值

为确定最后一级低压涡轮平面的振动因子,通过在最后一级低压涡轮转子叶片增加配平夹将发动机低压转子调整为不平衡状态,调整后需地面开车检查并采集发动机N1振动值,调整后的N1振动最大值应小于发动机振动限制值,且留有一定的余量。

地面试验检查调整后的发动机N1振动值满足要求后,进行飞行试验,以获取发动机在空中的N1振动值。

地面试验及飞行试验程序参考2.2.1节中程序。

2.3 试验数据处理

通过上述地面试验和飞行试验,可以分别获取平衡状态下的发动机N1振动值、风扇不平衡状态下的N1振动值以及低压涡轮不平衡状态下的发动机N1振动值,根据1.1节中发动机振动因子的计算公式可以计算出振动因子。

由于飞机机载设备内仅包含一套振动因子,因此在进行振动因子计算时,需要综合考虑地面和空中、左发和右发的振动因子,通常利用最小二乘法计算出一套振动因子。

3 结论

利用机载设备进行发动机振动配平计算可以提高民用飞机的竞争力,而振动因子是机载设备计算配平方案的关键要素,本文介绍了发动机振动因子的原理,获取振动因子数据的试验试飞方法,以及振动因子数据的处理原则,对国产民机及国产发动机的设计具备借鉴意义。

参考文献:

- [1] 张群岩,赵述元,李飞行. 航空发动机试飞振动实时监控技术研究[J]. 噪声与振动控制,2011,31(2): 159-162.
- [2] 左孔成,陈鹏,王政,等. 飞机舱内噪声的研究现状[J]. 航空学报,2016,37(8):2370-2384.

- [3] 夏存江. 基于直角坐标的在翼航空发动机风扇三圆配平方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(3):59-62.
- [4] 夏存江. 涡扇发动机风扇配平方法的优化[J]. 中国民航飞行学院学报, 2016, 27(4):32-36.
- [5] 罗立, 唐庆如. 航空发动机振动与平衡研究[J]. 中国民航飞行学院学报, 2014, 24(2):57-60.
- [6] 张玉光. 动平衡测试技术研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2006:7-12.
- [7] 陈立芳, 王维民, 高金吉. 航空发动机自动平衡技术发展综述[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7):1530-1541.
- [8] 闻邦椿, 顾家柳, 夏松波, 等. 高等转子动力学 - 理论、技术与应用[M]. 北京:机械工业出版社, 2000:51-53.
- [9] 钟一谔, 何衍宗, 王正, 等. 转子动力学[M]. 北京:清华大学出版社, 1987:105-106.
- [10] 邓旺群. 航空发动机柔性转子动力特性及高速动平衡试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006:4-13.
- [11] 尚洋. 民用航空发动机振动配平功能设计[J]. 航空发动机, 2017, 43(4):56-60.

作者简介

尚 洋 男, 硕士, 工程师。主要研究方向:航空发动机控制系统、发动机振动监控系统。E-mail: shangyang@comac. cc

The test procedure study of the civil turbofan engine balance coefficients

SHANG Yang*

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Vibration failure is a common and serious failure for the aero-engine. Engine dynamic balance is an important measure to reduce the engine vibration. The advanced aircrafts are capable of calculating the engine low pressure rotor balance solution using the airborne equipment and vibration data collected during the regular flights. The engine balance coefficients are the critical factor of the calculation. A lot of ground and flight tests are needed to collect data to calculate the engine balance coefficients. This article introduces the calculation method of the balance coefficients, format of the balance coefficients, studies the test procedure of obtaining the balance coefficients data and gives the processing method of the obtained balance coefficients data.

Keywords: aero-engine; low pressure rotor; vibration; influence coefficient method; balance coefficients

* Corresponding author. E-mail: shangyang@comac. cc