

可调式总压耙设计及应用

刘 岩, 刘国阳, 袁 帅
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了满足大、中涵道比发动机进气畸变测量中对总压耙的装配容差性和抗疲劳性要求, 减小支杆与安装座的装配应力, 设计了可调式总压耙。采用 Workbench 软件对可调式总压耙进行了静强度、动强度校核。结果显示: 总压耙应力安全系数为 11, 挠度为 0.051%, 安全储备系数满足使用要求; 在发动机工作频率范围内对可调式总压耙根部应力集中区进行动应力测量。结果表明: 无共振和应力过载。总压耙振动测量数据符合强度校核试验标准, 满足进气畸变使用需求。

关键词: 总压耙; 畸变试验; 强度计算; 航空发动机

中图分类号: V233 .7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.016

Design and Application of an Adjustable Total Pressure Rake

LIU Yan, LIU Guo-yang, YUAN Shuai

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to meet the requirements of assembly tolerance and fatigue resistance of total pressure rake and reduce the assembly stress of support rod and mounting seat in intake distortion measurement of large and medium bypass ratio engine, an adjustable total pressure rake was designed. The static and dynamic strength of the adjustable total pressure rake was checked by Workbench software. The results show that the safety factor of the total pressure rake stress is 11 and the deflection is 0.051%, and the safety reserve coefficient meets the operating requirements. Dynamic stress measurement of adjustable total rake root stress concentration was carried out in engine operating frequency range. The results show that no resonance and stress overload are existed. Total pressure rake vibration measurement data meet the strength check test standard and meet the operation requirements of intake distortion.

Key words: total pressure rake; distortion test; strength calculation; aeroengine

0 引言

现代战机对机动性和隐身性要求越来越高, 在设计中大量采用 S 弯、蚌式进气机匣, 带来的进气畸变对飞机推进系统有着至关重要的影响, 已成为现代发动机研制的 1 项重要内容。进气畸变的评定已被各航空大国列为发动机设计定型的重要评定项目^[1-5]。在进气畸变对推进系统稳定性影响的研究中, 搞清压气机与其上游畸变流场的相互作用机理是问题的关键。目前国内外发动机进口流场测量均采用进气机匣测量耙来获取发动机进口流场分布^[6-8]。国内主要针对小尺寸发动机或歼击机等小型飞机进气机匣使用测量耙。随着大中涵道比发动机的逐步发展, 为满足更全面测

量进气压力畸变流场的需求, 有必要进行大尺寸进气总压测量耙(下文简称总压耙)的研制^[9-11]。随着进气总压耙支杆长度逐步增大, 单支点总压耙在动强度测量方面逐渐无法满足要求。目前国内常用的总压耙为根部固支、端部简支结构, 在总压耙径向向内端用支撑环串联, 减小其振动影响; 总压耙端部与支撑环间采用螺母连接固定, 但进气机匣安装孔、支撑环通孔位置度和总压耙端部、根部同轴度公差累计大于总压耙在进气机匣安装孔内的活动量, 导致总压耙装配容差性差, 产生装配应力。总压耙在装配应力上叠加发动机激振后, 容易产生高频、高周疲劳, 导致总压耙使用寿命缩短。

收稿日期: 2019-03-02 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 刘岩(1983), 男, 硕士, 工程师, 从事发动机稳态参数测试工作; E-mail: 46539438@qq.com。

引用格式: 刘岩, 刘国阳, 袁帅. 可调式总压耙设计及应用 [J]. 航空发动机, 2020, 46 (3): 90-93. LIU Yan, LIU Guoyang, YUAN Shuai. Design and application of an adjustable total pressure rake [J]. Aeroengine, 2020, 46 (3): 90-93.

本文针对某中涵道比发动机进气畸变试验需求,设计了1种大尺寸可调式总压耙。

1 总压耙结构设计

根据发动机进气畸变试验的测量需求,总压耙采用“水”字形分布,由6支总压耙和支撑环组成,如图1所示。

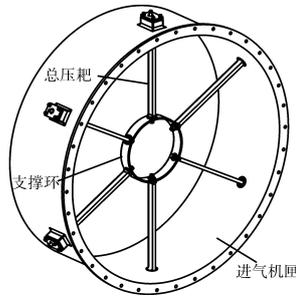


图1 “水”字形分布的总压耙

为提高装配容差性,消除装配应力,在不改变总压耙测试性和可靠性的前提下,将总压耙安装座与支杆焊接结构改为分体结构。支杆与安装座间通过压板固定,增大支杆与安装座的配合间隙,使支杆在安装座内沿周向有一定的活动量,在总压耙装配过程中,根据支撑环通孔位置调整支杆在安装座内的位置。

根据总压耙支杆与安装座的配合间隙,计算出支杆在支撑环通孔位置的活动量为1 mm,如图2所示。对可调式总压耙支杆与支撑环通孔的干涉量进行计算,在极限公差的情况下,仍有0.55 mm的活动间隙(见表1)。由此可知,可调式结构总压耙改善了装配容差性,消除了装配应力。

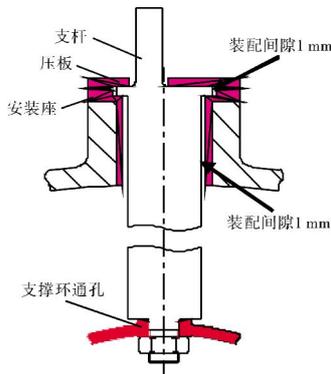


图2 支杆活动量

表1 总压耙支杆与支撑环通孔干涉量 mm

	公差带	支杆活动量
支撑环通孔位置度	0.15	1
进气机匣安装孔位置度	0.15	1
支杆端部、根部同轴度	0.15	1
极限情况累计	0.45	1
活动余量	0.55	

装配时将总压耙支杆端部依次穿过安装座、进气机匣安装孔插入支撑环通孔内,将总压耙安装座装入进气机匣安装孔,支杆根部放入安装座,压板安装在支杆根部端面,将支杆压紧在安装座上。支杆端部与支撑环通过螺母固定,压板与安装座通过4个螺钉将总压耙固定在进气机匣上。可调式总压耙结构及其在

进气机匣上的装配关系如图3所示。

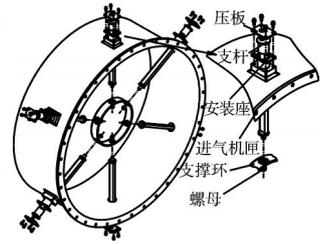


图3 可调式总压耙在进气机匣上装配

2 强度校核

测试探针的强度校核是非常重要的环节,直接关系到测试探针的使用安全。特别是用于发动机畸变试验的总压耙,位于发动机进口,受到高速、高压不均匀气动载荷及发动机连续激振作用,直接关系到发动机的安全,因此对总压耙的静强度和动强度方面提出了更高要求。

2.1 静强度校核

总压耙试验中所受的载荷主要是作用在总压耙支杆和支撑环迎风面上的气动载荷^[12-13] P_L ,在数值上等于发动机进口的动压

$$P_L = C_x (P^* - P) \quad (1)$$

$$p = p^* \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

式中: C_x 为阻力系数; P^* 为气流总压; P 为气流静压; k 为空气绝热指数; Ma 为进口气流马赫数。

根据发动机进口气动参数,由式(1)、(2)计算发动机最大状态时的 $P_L = 21 \text{ kPa}$ 。

根据总压耙及支撑环装配状态,设置静强度计算边界条件:对6支总压耙安装座和压板施加位移限制约束,对支杆和支撑环迎风面加载气动载荷。

应力计算结果如图4所示。最大应力位于总压耙支杆根部, $\sigma_{\max} = 24.826 \text{ MPa}$,经计算 $n_{0.2} = [\sigma_{0.2}] / \sigma_{\max} = 11 > 2$ (总压耙支杆材料为1Cr18Ni9Ti,根据材料数据手册,常温下 $\sigma_{0.2} = 275 \text{ MPa}$ ^[14]),应力安全系数储备充分。挠度计算结果如图5所示。最大挠度位于总压耙支杆端部, $y_{\max} = 1.4432 \times 10^{-4} \text{ m}$ 。挠度系数 $n_y = y_{\max} / l = 0.051\% < 0.4\%$,满足要求。根据上述计算结果可知总压耙的静强度满足使用要求。

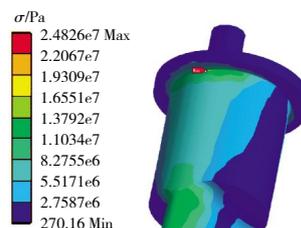


图4 应力计算结果

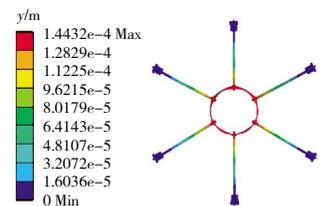


图5 挠度计算结果

2.2 动强度校核

根据总压耙及支撑环装配状态,对总压耙和支撑环整体进行模态分析,设置模态分析边界条件:6支总压耙安装座和压板施加位移限制约束。

经计算可知,总压耙及支撑环第1~3阶固有频率分别为155.59、167.38、305.29 Hz。第1阶振形如图6所示。

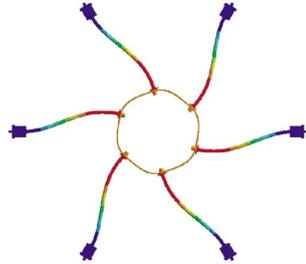


图6 第1阶振形

总压耙及支撑环装配在发动机进气机匣上,承受发动机进气机匣的振动载荷,进气机匣振动频率可等效为低压转子的转动频率,因此激振频率为

$$f = \frac{n}{60} \quad (3)$$

式中: n 为发动机低压转子转速。

对于发动机稳态测试探针的动强度校核,主要判断依据是测试探针固有频率(3阶内)与激振频率差值是否大于15%^[15],即

$$n_f = \left| \frac{f - f_n}{f} \right| \geq 15\% \quad (4)$$

式中: f 为激振频率; f_n 为自振频率($n=1,2,3$)。

为了更加直观地说明总压耙及支撑环固有频率与激振频率情况,绘制总压耙及支撑环第1~3阶固有频率与激振频率曲线,如图7所示。从图中可见,在发动机最大转速时,激振频率与总压耙及支撑环固有频率最接近,因此先考

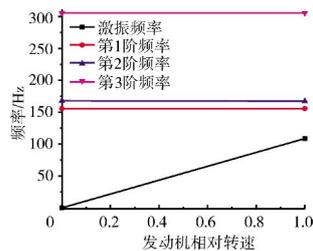


图7 总压耙及支撑环第1~3阶固有频率与激振频率

核在发动机最大转速时总压耙及支撑环动强度安全裕度。根据式(4)计算的总压耙及支撑环前3阶固有频率动强度裕度见表2。从表中可见,总压耙及支撑环在发动机试验过程中动强度安全裕度均大于15%,满足使用要求。

n_1	n_2	n_3
49.2	55.5	209.1

3 试验应用

本文设计的总压耙应用于某中涵道比发动机畸变试验中,为监测总压耙状态,在试验过程中选取4点钟位置的总压耙进行动应力监测,动应力监测位置

选取总压耙支杆根部应力集中区,共2个测点,如图8所示。

动应力监测结果如图9所示。从图中可见,在试验开始阶段至发动机相对转速为0.45时,2个监测点的动应力随发动机转速升高而增大。在发动机相对转速为0.55时动应力达到峰值29 MPa,此时发动机工作频率与单支点结构总压耙第1阶固有频率接近,由于支撑环的支撑与阻尼作用抑制了总压耙的振动,动应力峰值并未大幅度提高。之后随着发动机相对转速的升高,应力值减小并趋于平稳。在试验过程中,总压耙支杆根部应力集中区未出现应力过大及应力突变的情况,说明总压耙在试验过程中未发生共振,与计算结果一致。试验结束后对总压耙及支撑环进行无损检查,未发现任何问题。

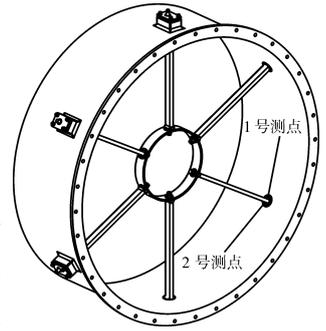


图8 动应力测点位置

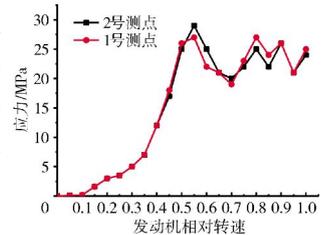


图9 动应力监测结果

4 结论

在发动机进气畸变试验过程中,风扇前气流波动较大,总压耙受到机匣和气流的双重激振,工作环境极为严苛。总压耙靠近机匣的根部位置为应力集中区,容易出现疲劳断裂等问题,影响试验的安全性。将总压耙设计为间隙可调式结构,支杆根部与安装座配合面在周向有调节间隙,提高了零件的装配性和减振性。

本文完成总压耙及支撑环整体的模态分析,前3阶固有频率均与发动机工作频率错开,无共振隐患。在完整的进气畸变试验过程中,对总压耙根部进行动应力监测,振动应力未超过29 MPa,试验后对所有零件进行无损检查,均无缺陷。通过强度计算、试验应用以及试验后检查可知,可调式总压耙结构设计合理,满足装配、抗疲劳和发动机进气畸变试验需求,可为大涵道比发动机进气总压测试提供参考和借鉴。

参考文献:

- [1] Callanan G M, Stenning A H. Attenuation of inlet flow distortion upstream of axial flow compressors [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(4): 227-234.

- [2] Daggett D L, Kawai R, Friedman D. Blended wing body systems studies: boundary layer inlets with active flow control [R]. NASA-CR-2003-212670.
- [3] 刘大响, 叶培梁. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004: 1-2.
LIU Daxiang, YE Peiliang. Stability design and assessment technology of aeronautical gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 1-2. (in Chinese)
- [4] 周游天, 李军, 宋国兴, 等. 压气机插板式进气畸变实验研究[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(3): 489-496.
ZHOU Youtian, LI Jun, SONG Guoxing, et al. Experimental research on inlet distortion of compressor plate [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(3): 489-496. (in Chinese)
- [5] Beale D K, Cramer K B, King P S. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground test[R]. AIAA 2002-3045.
- [6] Keener E R, Spaid F W. Flow visualization and boundary-layer measurements [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3): 326-332.
- [7] 廉筱纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 121-123.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aviation gas turbine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 121-123. (in Chinese)
- [8] 和永进, 史建邦, 邢雁, 等. 某型飞机进气机匣测量耙研制[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 59-62.
HE Yongjin, SHI Jianbang, XING Yan, et al. Development of a rake for measuring intake case of an aircraft [J]. Gas Turbine Test and Research, 2008, 21(3): 59-62. (in Chinese)
- [9] 陶冶, 田琳, 张永峰. 基于 ANSYS 的航空发动机测量耙模态分析法[J]. 机械研究与应用, 2013, 26(2): 27-29.
TAO Ye, TIAN Lin, ZHANG Yongfeng. Modal analysis of rake for aeroengine measurement based on ANSYS[J]. Mechanical Research and Application, 2013, 26(2): 27-29. (in Chinese)
- [10] 郭海东, 张永峰, 张强, 等. 某型大尺寸进气机匣测量耙振动与应力相关性试验研究[J]. 机械研究与应用, 2014, 27(6): 18-20.
GUO Haidong, ZHANG Yongfeng, ZHANG Qiang, et al. Experimental study on correlation between rake vibration and stress of a large-size intake casing [J]. Mechanical Research and Application, 2014, 27(6): 18-20. (in Chinese)
- [11] 赵海刚, 赵东涛, 汪涛, 等. 大涵道比涡扇发动机进气畸变测量耙风洞校准试验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(3): 54-58.
ZHAO Haigang, ZHAO Dongtao, WANG Tao, et al. Rake tunnel calibration test for inlet distortion measurement of turbofan engine with high bypass ratio [J]. Gas Turbine Test and Research, 2014, 27(3): 54-58. (in Chinese)
- [12] 王为颂. 航空发动机测试中压力温度传感器设计性能概论: 第一册[M]. 四川绵阳: 航空工业部第六二四研究所, 1983: 103-105.
WANG Weisong. Design performance of pressure and temperature sensors in aeroengine testing: volume 1 [M]. Sichuan Mianyang: 624 Institute, Ministry of Aviation Industry, 1983: 103-105 (in Chinese)
- [13] 刘火星. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 57-59.
LIU Huoxing. Fundamentals of gasdynamic [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 57-59. (in Chinese)
- [14] 夏恭忱. 中国航空材料手册 [M]. 北京: 中国标准出版社, 1988: 156-157.
XIA Gongchen. China aviation materials manual [M]. Beijing: China Standards Press, 1988: 156-157. (in Chinese)
- [15] 曹玉章. 航空发动机气动参数测量 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 193-195.
CAO Yuzhang. Measurement of aerodynamic parameters of aeroengine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 193-195. (in Chinese)

(编辑: 刘静)