

大涵道比涡扇发动机侧风试验方法研究

王宝坤, 林 山, 张 帅, 唐 震, 李诗军
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 侧风条件对大涵道比涡扇发动机性能稳定性有重要影响。为开展大涵道比涡扇发动机侧风试验, 分析了侧风试验标准要求及侧风发生装置的工作原理与调试标定方法, 进行了大涵道比涡扇发动机侧风试验研究, 制定了侧风试验数据分析方法。开发了 1 种用于模拟侧风环境的试验装置, 并提出了 1 种风速标定方法和开展侧风试验的程序。结果表明: 该试验装置可有效实现航空发动机侧风试验环境, 该标定方法可得到侧风试验装置工作状态与试验所需风速之间的映射关系, 具有重要的工程指导意义。

关键词: 侧风试验; 大涵道比涡扇发动机; 侧风风向; 进气畸变; 稳定性; 航空发动机

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.01.014

Study on Crosswind Test Method of High Bypass Ratio Turbofan

WANG Bao-kun, LIN Shan, ZHANG Shuai, TANG Zhen, LI Shi-jun
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The crosswind conditions have an important influence on the performance stability of the high bypass ratio turbofan. In order to carry out the crosswind test of high bypass ratio turbofan, the requirements of crosswind test standard were analyzed. The working principle and debugging calibration method of the crosswind generator were studied. The study of the crosswind test of high bypass ratio turbofan was carried out and the data analysis method of crosswind test was developed. A test device for simulating crosswind environment was developed, and a method for calibrating the wind speed and a program for carrying out the crosswind test were put forward. The results show that the test device can effectively realize the aeroengine crosswind test environment, and the calibration method can obtain the mapping relation between the working state of the crosswind test device and the test wind speed required, and has the important engineering guiding significance.

Key words: crosswind test; high bypass ratio turbofan; crosswind direction; inlet distortion; stability; aeroengine

0 引言

发动机进口是发动机结构的重要组成部分。发动机进口易受其他条件的影响, 如发动机布局、机身干扰、侧风进气等, 导致发动机进口流场出现畸变, 该进气条件将影响发动机的工作性能, 对发动机起动性能与稳定工作性能影响尤为显著, 严重情况下甚至造成发动机起动过程或稳态过程颤振、失速或喘振。胡骏等^[1]研究了畸变对发动机的影响。目前国内已开展过大量关于进气畸变对发动机性能影响的理论研究和试验研究。刘永泉等^[2]开展某型发动机的进气畸变模拟研究, 采用进气模拟仿真流场压力分布。周游天^[3]通

过整机插板或畸变板的形式开展进气畸变试验, 获得仿真与试验数据的对比。李志平^[4]研究进气畸变对发动机工作稳定的影响。但多集中于小涵道比发动机进气道与发动机性能匹配方面, 而对于大涵道比发动机畸变方面的研究尚不多见。大涵道比发动机产生进气畸变的各种工况条件中, 侧风条件是最典型的工况之一, 受侧风条件模拟及试验条件的限制, 国内对于侧风条件下对发动机工作性能影响研究很少。国外 Schuehle, Hancock, Hall 等^[5-7]进行了大量风速、风向对发动机工作稳定性影响的研究。通过列乌特^[8]的相关研究, 国外发动机公司在 80 年代就具备了侧风试验

收稿日期: 2018-09-18 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 王宝坤(1988), 男, 硕士, 工程师, 主要从事航空发动机整机试验工作; E-mail: 693659286@qq.com。

引用格式: 王宝坤, 林山, 张帅, 等. 大涵道比涡扇发动机侧风试验方法研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(1): 70-74. WANG Baokun, LIN Shan, ZHANG Shuai, et al. Study on crosswind test method of high bypass ratio turbofan[J]. Aeroengine, 2020, 46(1): 70-74.

能力,开展了相关的发动机整机侧风试验,并形成了成熟的试验技术。CF6-50 发动机侧风试验在露天侧风试验设备上进行,GE 公司也在研制用于 GE90 发动机侧风试验的环境试车台架,国外小涵道比涡扇发动机侧风试验也形成了试验体系。国外侧风试验形成了较为完整试验规范与考核标准。国内朱彦伟^[9]开展了侧风对发动机工作稳定性的监控研究,刘凯礼^[10]开展了侧风对发动机进气道的影响分析。针对民用发动机在侧风条件下的飞行、起飞进行研究,张正国^[11-12]为国产民用大飞机为对象,探讨飞机在侧风环境中的工作状态,莫翔宇^[13]探究大涵道比发动机各状态监控技术,但对于发动机的整机侧风验证研究较少。

本文以大涵道比涡扇发动机为研究对象,结合发动机特点与试验需求,以航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指标为研究基础^[14],探索发动机进气稳定性试验;以空气动力学为基础^[15],研究大涵道比涡扇发动机侧风试验的考核标准;开展侧风试验方法研究,为侧风试验提供技术支持。相关研究方法与成果可为大涵道比发动机侧风条件进气畸变试验、试飞项目和取证等工作提供技术基础。

1 试验要求

1.1 试验对象

发动机侧风试验是评定发动机稳定性的重要验证科目,是进气畸变项目中非常重要的适航验证试验。主要验证在规定的自然风或特定侧风条件下,发动机的工作稳定性是否受到影响,计算发动机进气畸变指数。

侧风试验发动机为大涵道比涡扇发动机,此类发动机主要应用于民机与军用运输机,飞机进气道均属于短进气道,在侧风条件下易发生进气畸变。在发动机工作时,空气经过进气道进入风扇增压的气流分为内、外涵2路,大部分空气进入发动机外涵,经反推力装置排出,内涵气流进入核心流道,经压气机、燃烧室、涡轮及内涵喷口排出。

1.2 试验标准与解读

飞机起降受侧风条件影响极大,在飞机实际使用时受到各种风速和风向的侧风影响,导致使用中的异常。侧风试验主要参照中国民用航空规章^[16]CCAR33-R1 航空发动机适航规。《CCAR25R4-25.233 航向稳定和操纵性》中规定:飞机在地面以任意速度

下运行时,在 90°的侧风(最大为 12.84 m/s)不得出现不可控的打转倾向。《航空发动机适航标准》CCAR-33.65 喘振与失速特性中规定:在发动机工作包线内的任意1点,起动和推力的变化、极限的进气畸变或进气温度,不得引起喘振或失速达到熄火、结构失效、超温或发动机推力不能恢复的程度。

《CCAR25R4-25.233 航向稳定和操纵性》主要从飞机角度提出,从发动机的角度理解,即在 12.84 m/s 的正侧风环境中,发动机可以任意速度在地面稳定运转。《航空发动机适航标准》CCAR-33.65 喘振与失速特性中规定主要从发动机角度出发,即在任意进气畸变条件下,发动机可完成起动和推力改变,而不发生喘振、失速或熄火等异常情况。

飞机在实际使用过程中不仅限于上述要求,还应考虑飞机最大起降风速要求,以满足飞机着陆后地面滑行时发动机稳定工作的需要,因此在侧风试验选取考核点往往比 CCAR25R4-25 部更为苛刻,以某型发动机为例,极限考核风速可达 30 m/s。

发动机侧风试验考核应充分考虑起动过程和稳定工作过程。稳定工作过程应包括发动机最大推力状态、过渡态推力变化,应充分验证最苛刻侧风的影响。

对于起动过程,顺风条件为最苛刻的起动条件,应考核发动机正侧风起动与顺风起动;对于稳定工作过程,侧风可引起进气畸变,因此选取发动机进口最大进气畸变下的侧风条件(包括风速与风向)开展侧风试验,考核发动机正侧风稳定工作。发动机稳定工作状态应包括典型稳态与典型过渡态,典型稳态包括起飞推力、爬升推力、巡航推力、着陆推力状态;典型过渡态应包括全程和半程加减速。

2 试验方法

2.1 试验设备

发动机侧风试验可通过装机试飞与地面台架试车(模拟侧风条件)2种方式实现。装机试飞受实际侧风天气影响,且大侧风条件下往往伴随扬沙天气,对发动机造成过严考核,试验经济性、安全性及重复性均较差。装机试飞侧风试验如图1所示。



图1 侧风试验发动机安装位置

地面台架试车开展侧风试验应首先具备侧风装

置,用于模拟侧风进气条件^[7],实现侧风条件可控,试验经济性、安全性及重复性均较高。本文以地面侧风试验台开展侧风试验研究。

国外发动机公司已经形成成熟的整机侧风试验技术,具备功能完整的侧风装置,CF6-50 发动机侧风试验在如图 2 所示的侧风装置下进行;国外小涵道比发动机侧风试验也形成了试验体系,F135 发动机典型侧风试验台如图 3 所示,其中侧风设备采取固定式,发动机可绕台架自由旋转,以实现不同风向的试验条件。



图 2 CF6-50 侧风试验设备



图 3 F135 小涵道比发动机侧风试验设备

目前国内的侧风试验台采用固定台架和可移动式侧风装置,如图 4 所示。

侧风装置由壳体、底座及测控系统等组成。壳体包括进气段、风机段、气流稳定段及排气段,其中进气、排气段均采用正 6 边形截面;风机段由若干风机组成风机阵;气流稳定段位于风机出口,用于稳定空气流场;底座采取轨道旋转式,支撑侧风装置绕被试发动机旋转,模拟不同风源角度;测控系统主要用于侧风装置各系统的控制,在风源装置出口进行所产生侧风品质的测量。



图 4 侧风试验台

2.2 设备标定与调试

侧风发生装置、侧风条件的有效性与稳定性由侧风设备保证,在侧风设备出口进行动态压力测量,得到出口中心截面的动压分布。

侧风设备出口截面中心距发动机进气道进口中心距离为 15 m,发动机进气道进口截面核心风速区按照 GE90 发动机的进口尺寸(3124 mm)设计,为保证核心风速区风速与压力分布的稳定性,按照核心风速区风速偏差为 1 m/s,动态压力分布偏差为 2 kPa 进行设计,侧风装置出口截面应满足 90%范围内的动压均匀性。动态压力测量采取设备出口截面高度与宽度的 90%进行测点布置,使用皮托管组成的排管

测量压力,压力测点布置如图 5 所示。

侧风流场品质是决定风场能否满足试验要求的重要衡量指标,用来说明风场中核心风速区流场优劣的程度,即气流参数在时间和空间上的均匀程度。对于侧风风场可参照风洞流场测量的方式,根据一些成功的风洞统计数据以及“GJB 1179-91 高速风洞和低速风洞流场品质规范”,采用动压稳定性系数表征风场品质。

采取连续多次测量动压值,计算动压稳定性系数 η

$$\eta = (q_{\max} - q_{\min}) / (q_{\max} + q_{\min}) \quad (1)$$

式中: $q_{\max}$ 、 $q_{\min}$ 分别为单位时间内最大、最小动压,一般动压稳定性系数要求不大于 0.005。

侧风设备调试包括风向调试、风速标定及稳定运转检查。风向调试通过调整侧风设备位置实现,通过导轨调整位置以满足侧风设备与发动机进口间的角度关系,侧风设备角度调试如图 6 所示。

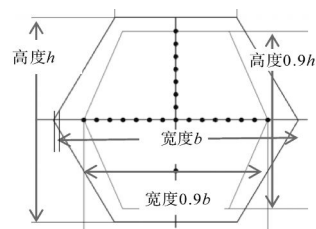


图 5 出口截面压力测量

侧风设备调试包括风向调试、风速标定及稳定运转检查。风向调试通过调整侧风设备位置实现,通过导轨调整位置以满足侧风设备与发动机进口间的角度关系,侧风设备角度调试如图 6 所示。

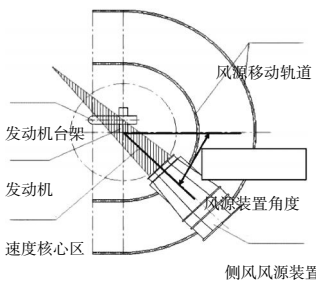


图 6 侧风设备角度调试

侧风设备工作时应保证每个子风机以相同功率工作,以保证侧风设备所产生的侧风区域的稳定性。在发动机进口截面与喷口截面分别设置 5 个风速仪,实时测量风速,风速仪布局如图 7 所示。启动侧风设备后,缓慢增加各风机的功率,标定出风机工作功率与风速之间的关系曲线,如图 8 所示。

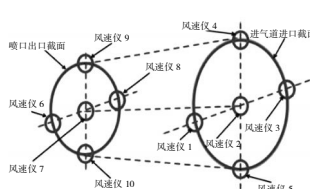


图 7 风速仪布局

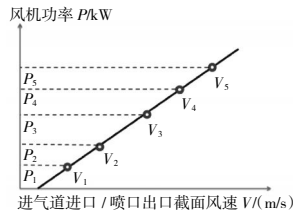


图 8 风速标定曲线

进行侧风试验时根据风速标定曲线确定风机工作状态。

2.3 试验设计

稳定工作侧风试验是考察不同侧风条件下发动机的工作稳定性,试验前将侧风设备调整至试验位

置,发动机起动后,启动侧风设备并调整风速,按照试验要求完成稳态与过渡态性能参数录取,计算发动机的畸变指数。稳定工

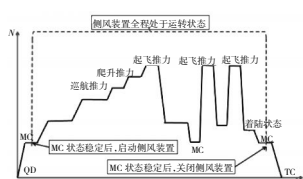


图9 稳定工作侧风试验程序

作侧风试验程序如图9所示,考核发动机在典型功率下侧风对发动机气动稳定性的影响。

对于稳态考核状态除如图9所示状态外,可根据被试发动机实际使用特点,增加典型状态点的考核,如进场慢车状态、地面滑行状态等;对于过渡态的考核,除了全程与半程加减速外,根据大涵道比发动机使用特点,应考虑反推力装置在侧风条件下的过渡态表现,反推力装置实际工作状态包括“着陆状态-最大反推状态”与“反推中断起飞”循环,可将上述反推工作状态进行单独的侧风试验。

试验过程中对发动机进口截面与喷口截面进行风速测量,监控试验过程中风速的波动变化。发动机进口设置AIP测量截面,将轴向距离发动机进口0.11D处定义为气动测量截面(AIP测量截面),D为发动机进口直径,AIP截面上布置有稳态总压测点、动态总压测点及总温测点,对侧风条件引起的进气畸变进行实时测量。

进行起动侧风试验前将侧风设备调整至试验位置,先启动侧风设备并调整风速,在侧风条件下启动发动机,检查发动机的起动稳定性,计算分析该侧风进气条件下,发动机起动过程畸变指数变化。起动侧风试验程序如图10所示。考核在发动机起动过程中侧风条件对发动机气动稳定性的影响。

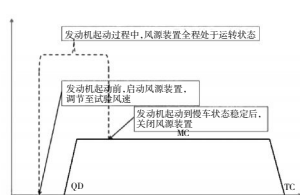


图10 起动侧风试验程序

在起动过程对发动机进口截面与喷口截面进行风速测量,监控试验过程中风速的波动变化。

3 试验数据分析方法

对AIP测量截面上的测量数据求平均,计算侧风对发动机进口所产生的畸变指数,试验数据处理可根据以下方法进行:

(1)AIP截面布置复合探针(附面层总压探针、壁面静压探针的测试数据处理方法相同),每支沿径向布置5个稳态总压测点、1个动态总压测点和5个总温测点。先对每支探针上的相同测试项目数据进行平均

$$P_i = \frac{\sum_{j=1}^5 P_j}{5} \quad (2)$$

式中: P_j 为第 j 支测点测量值。

(2)AIP截面稳态总压 P_{AIP} 为平均值,动态总压、总温、附面层总压、壁面静压计算方法相同

$$P_{AIP} = \frac{\sum_{i=1}^8 P_i}{8} \quad (3)$$

(3)低压区总压恢复系数平均值计算,根据总压恢复系数平均值沿周向进行线性插值,得到总压恢复系数值的周向分布,以 P_{AIP} 作为判断低压区的参考值,小于 P_{AIP} 的点属于低压区,将所有低压区的总压恢复系数值进行算术平均,得到低压区的总压恢复系数平均值 $P_{av,low}$;

(4)相应总压恢复系数按各自平均总压与1截面平均总压比值计算为

$$\sigma_{AIP} = \frac{P_{AIP}}{P_1} \quad (4)$$

$$\sigma_{av,low} = \frac{P_{av,low}}{P_1} \quad (5)$$

(5)稳态畸变指数为

$$\Delta\sigma_0 = 100 \times \left(1 - \frac{\sigma_{av,low}}{\sigma_{AIP}} \right) \quad (6)$$

当存在多个低压区时,对于每个低压区都要计算出相应低压区周向范围 θ 和 $\Delta\sigma_0$ 。当 $\theta > 60^\circ$ 时,取最大的 $\Delta\sigma_0$ 值作为周向稳态畸变指数;当 $\theta < 60^\circ$ 时,则比较 $\theta \cdot \Delta\sigma_0 / 60$,取最大值作为周向稳态畸变指数;

(6)动态畸变指数为

$$\bar{\varepsilon} = \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 \sqrt{\frac{\frac{1}{T} \int_0^T \Delta P_i^2 dt}{P_{T,i}}} \quad (7)$$

$$\Delta P = P_{T,i} - P_{T,i} \quad (8)$$

时间 T 内动态压力测点 i 的平均总压为

$$P_{T,i} = \frac{1}{T} \int_0^T \Delta P_{T,i} dt \quad (9)$$

式中: T 为时间, i 为测点。

(7)综合畸变指数为

$$\bar{W} = \Delta\sigma_0 + \bar{\varepsilon} \quad (10)$$

4 结论

本文以大涵道比发动机为研究对象,开展航空发动机侧风试验方法研究,结论如下:

(1)解读侧风试验相关标准、规定,形成侧风试验的考核要点;

(2)研究大涵道比发动机侧风试验方法,设计试验图谱,用于指导开展侧风试验;

(3)研究侧风试验进气畸变数据分析处理方法,用于评定侧风条件对发动机造成的畸变影响。

本文研究内容可作为大涵道比发动机开展侧风试验的技术参考,同时可为它型航空发动机开展同类试验提供借鉴,具有较高的工程应用价值。在下一步的研究中,将侧风试验方法设计应用于工程试验中,并在完成侧风试验后,逐步建立航空发动机侧风试验的评价准则与规范。

参考文献:

- [1] 胡骏,赵运生,丁宁,等. 进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机,2013,39(6):7-9.
HU Jun,ZHAO Yunsheng,DING Ning,et al. Investigation of influence of inlet distortion on high bypass ratio turbofan engine stability[J]. Aero-engine,2013,39(6):7-9. (in Chinese)
- [2] 刘永泉,刘火星,郑宁. 某发动机风扇进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报,2012,27(9):2100-2102.
LIU Yongquan,LIU Huoxing,ZHENG Ning. Numerical simulation of an aero-engine fan with inlet distortion [J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(9):2100-2102. (in Chinese)
- [3] 周游天,李军,彭生红,等. 插板进气畸变与压气机的耦合数值模拟[J]. 航空动力学报,2017,32(3):569-571.
ZHOU Youtian,LI Jun,PENG Shenghong,et al. Numerical simulation of flat baffle inlet distortion coupled with compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2017,32(3):569-571. (in Chinese)
- [4] 李志平,王孟琦. 进气畸变下航空发动机失速/喘振适航审定方法[J]. 航空学报,2015,36(9):2948-2950.
LI Zhiping,WANG Mengqi. Airworthiness certification method for aero-engine on stall and surge with inlet distortion [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(9):2948-2950. (in Chinese)
- [5] Schuehle A L. 727 airplane side inlet low-speed performance confirmation model test for refanned JT8D engines [R]. NASA-CR-1974-134609.
- [6] Hancock J P, Hinson B L. Inlet development the L-500 [R]. AIAA-1969-448.
- [7] Hall C A, Hynes T P. Measurements of intake separation hysteresis in model fan nacelle rig[R]. AIAA-2002-3772.
- [8] A·П 列乌特, A·C 谢尔巴科夫. 进气道与发动机共同工作的特性及其飞行试验方法[M]. 刘兆林,译. 北京:国防工业出版社,1983:30-32.
ЛеУТА·П,Щербаков·А. The compatibility of inlet/engine and flight test method [M]. Liu zhaolin,translated. Beijing: National Defense Industry Press,1983:30-32. (in Chinese)
- [9] 朱彦伟,曹高峰,刘旭东. 侧风对某发动机工作参数稳定性影响的监控及分析[J]. 航空发动机,2013,39(2):80-81.
ZHU Yanwei,CAO Gaofeng,LIU Xudong. Monitoring and analysis of influence of crosswind on an engine stability[J]. Aeroengine,2013,39(2):80-81. (in Chinese)
- [10] 刘凯礼,孙一峰,钟园,等. 民用飞机进气道的侧风畸变研究[J]. 航空动力学报,2015,30(2):290-291.
LIU Kaili,SUN Yifeng,ZHONG Yuan,et al. Research on inlet distortion under crosswind for civil aircraft [J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(2):290-291. (in Chinese)
- [11] 张正国. ARJ21-700 试飞近况[J]. 国际航空,2015,30(2):20.
ZHANG Zhengguo. Test status of ARJ21-700 [J]. International Aviation,2015,30(2):20. (in Chinese)
- [12] A380 在冰岛完成侧风试验[J]. 航空科学技术,2006(6):22.
A380 completes crosswind test in Iceland [J]. Aeronautical Science & Technology,2006(6):22. (in Chinese)
- [13] 莫翔宇,唐庆如,杨晓强. 探析民用大涵道比涡扇发动机的状态监控技术[J]. 中国民航飞行学院学报,2009,20(5):16-19.
MO Xiangyu,TANG Qingru,YANG Xiaoliang. Analysis of state monitoring technology of civil turbofan engine by high bypass ratio[J]. Journal of Civil Aviation Flight University Of China,2009,20(5):16-19. (in Chinese)
- [14] 中国航空工业第一集团公司. GJB/Z224-2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指标 [S]. 北京:国防科学技术工业委员会,2005:41.
Aviation Industry Corporation of China, LTD. GJB/Z224-2005[S]. Beijing: COSTIND,2005:41. (in Chinese)
- [15] 王保国,刘淑艳,刘艳明,等. 空气动力学基础[M]. 北京:国防工业出版社,2009:73-74.
WANG Baoguo,LIU Shuyan,Liu Yanming,et al. Fundamentals of Aerodynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press,2009:73-74. (in Chinese)
- [16] 中国民航总局. 中国民用航空规章 CCAR33-R1 航空发动机适航规定[S]. 北京:中国民用航空总局,2005.
Civil Aviation Administration of China. CCAR33-R1 airworthiness standards: aircraft engine [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2005. (in Chinese)
- [17] 刘大响,叶培梁. 航空发动机手册(第7册):进排气装置 [M]. 北京:航空工业出版社,2000:60-63.
LIU Daxiang,YE Peiliang. Aviation engine manual: intake and exhaust device: seventh volume [M]. Beijing: Aviation Industry Press,2000:60-63. (in Chinese)

(编辑:刘亮)