某型航空发动机进气压力畸变试验研究

孔 迪 (中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015)

摘要:针对飞机在大攻角飞行时易引起进气道和发动机进口流场畸变的情况,对某型发动机的综合抗进气压力畸变能力进行 了整机试验研究。试验采用插板式畸变模拟器研究发动机综合抗总压畸变能力,获得了各规定风扇换算转速下发动机临界畸变指 数,完成了畸变条件下遭遇加速试验,发动机过渡态工作正常。结果表明:该试验方案可行、数据可靠、结果有效,该型发动机满足飞机/发动机相容性试验要求。

关键词:进气压力畸变;总压畸变;畸变指数;航空发动机;风扇;压气机
 中图分类号:V235.12
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.03.013

Experimental Study on Inlet Pressure Distortion of an Aeroengine KONG Di

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shengyang 110015, China)

Abstract: Aiming at the aircraft inlet and engine inlet flow distortion caused by the flight at high attack angle, the general anti-inlet pressure distortion capability of an engine was experimentally studied, which used inlet flashboard distortion simulation. The critical distortion indexes were obtained at the fan conversion speed. The engine transition operation was usual at the accelerated test under the distortion condition. The results show that the test plot is feasible, the data is reliable and the results is effective, which satisfy the aircraft/ engine compatibility test requirement.

Key words: inlet pressure distortion; total pressure distortion; distortion index; aeroengine; fan; compressor

0 引言

随着战斗机飞行性能和技战术要求的不断提高, 飞机在增大迎角飞行或改变姿态机动飞行时,其进气 道出口处会发生较为严重的进气压力流场畸变,将直 接影响到发动机的风扇/压气机进口压力流场的不 均匀度,从而影响发动机工作稳定性,乃至整个飞机 推进系统的工作稳定性¹¹⁻⁴。在战斗机飞行试验中,推 进系统试验(包括进气道压力恢复和进气道气流畸 变)是主要试验内容之一。在航空发动机稳定性评估 中,进口压力流场畸变是影响发动机工作稳定性的1 个重要因素,而对发动机工作稳定性影响最直接、最 重要的表现就是对压气机性能和稳定性的影响¹⁵⁻⁸。

本文采用插板式畸变模拟器(简称畸变发生器) 在发动机进口产生总压畸变流场,得到发动机在不同 状态下的临界综合畸变指数,为配装某型飞机使用稳 定性评定提供依据。同时,探索利用插板式畸变模拟 器产生的畸变流场来研究发动机抗进气压力畸变试 验的可行性¹⁹⁻¹³。

1 试验条件

发动机在测试系统专项改装到位的整机试车台 进行进气压力畸变试验。进气畸变装置主要由工艺进 气道、发生器前连接进气管道、畸变发生器系统、发生 器后连接进气管道和测试段组成。

畸变发生器系统由插板式畸变发生器和液压控 制系统组成,工作时通过控制插板插入深度来改变压 气机或整机进口流场畸变指数;系统具有手动调节、 给定目标位控制、压力畸变全自动控制以及压力畸变 过渡态控制等功能;当系统接收到喘振监测装置指令

收稿日期:2013-06-26

作者简介:孔迪(1974),男,硕士,高级工程师,主要从事航空发动机和燃气轮机的试飞、试验技术研究工作;E-mail:kongdiqushan@sina.com。

引用格式:孔迪. 某型航空发动机进气压力畸变试验研究[J].航空发动机,2014,40(3):60-65. KONG Di. Experimental study on inlet pressure distortion of an aeroengine [J]. Aeroengine, 2014, 40(3):60-65.

信号时,具备应急控制插板无条件地以最大移动速度 (或指定速度)缩退到指定位置的功能。

测试段根据试验要求,将轴向距发动机进口 0.11D 处定义为气动测量截面(AIP),在 AIP 截面设 有稳态总压测点、动态总压测点和壁面静压测点各 6 处,测点周向均布,稳态总压测点径向等环面分布,动 态总压测点距壁面 0.05D。另外,在轴向距发动机进 口 0.22D 处设一辅助测量截面(I – I),布置了 6 处 动态总压测点,各总压测点位置相对于 AIP 截面总压 测点位置顺航向逆时针转动 3°。

插板式压力畸变发生器气动试验测试截面布局 如图1所示。



图 1 插板式压力畸变发生器气动试验测试截面布局

测试截面共 3 个,即 0-0 截面、 I – I 截面和 AIP 截面。

(1)0-0 截面设在距插板前 2D 处,其上布置有周 向均布的总压受感部和周向均布的壁面静压测孔各 4个,用于测量来流总、静压。

(2) I – I 截面在距 AIP 测量截面前 0.11D 处, 在 0.05D 环面周向均匀布置了 6 支总压脉动测量耙。

(3)AIP 界面位于板后 3D 处,该截面上共布置有 6 支×5 点 =30 个稳态总压测点(周向均布,径向等环 面分布,并有 1 支测耙安装在低压区的中心位置)、6 个动态总压测点(周向均布,距壁面 0.05D)和 6 个壁 面静压测点(周向均布),用来确定该截面的气流马赫 数、总压恢复系数和总压场畸变特性。

2 试验方案及数据处理方法

2.1 试验方案

首先,选定风扇相对换算转速 n_c 插板试验状态 点,并选取 1~2个固定插板相对插入深度 H 状态点 以进行遭遇加速情况下发动机的稳定性检查。之后, 调试发动机到所要求技术状态,同时专项测试系统联 调检测到位。然后,按照先获取的飞机/发动机相容 性试验规定稳态工作条件下的综合畸变指数 W,检 查试车全程固定 H 下发动机遭遇加速过程工作稳定 性, 评定发动机抗进气畸变能力是否满足装飞机要求;再获取发动机稳态工作时的临界 W;最后重复获取发动机稳态工作时的临界 W并与之前数据对比,并检查固定 H(深度板位)下发动机遭遇加速过程工作稳定性。具体试验方案如下:

(1)插板试验前。调试发动机,使风扇导向叶片转 角及高压压气机可调导叶角度调节规律符合要求。在 无进气扰流的条件下(H=0%)录取发动机稳态性能; 估算插板试验转速点的稳定裕度、临界 ₩ 及相对应 的 H。

(2) 第1阶段插板试验。在无进气扰流条件下 (\overline{H} =0%)按选定 \overline{n}_{L} 状态点录取发动机稳态性能,获 得进气道总压恢复系数 σ 、稳态周向畸变指数 $\Delta \sigma_0$ 、 紊流度 ε 及综合畸变指数 \overline{W} 。

稳态插板试验程序:在 $\overline{H}=0\%$ 时,起动发动机充 分暖机后,分别在各选定 \overline{n}_{L} 状态点稳定后,按给定 $\Delta\overline{H}$ 步长向内移动插板,使 \overline{W} 分步达到目标值要求, 在每个步进板位,每 30 s 录取 1 次发动机稳态性能 数据,之后缓慢退插板至 $\overline{H}=0\%$,冷机后正常停车。分 析试验数据,预测综合畸变指数 \overline{W} 达到下 1 个目标 值时的插板相对插入深度 \overline{H} 后重复既定试车程序, 直至 \overline{W} 达到最终规定值。

过渡态插板试验程序:全程 H 固定在选定板位, 起动发动机充分暖机后,进行遭遇加速动作,检查发 动机工作稳定性。分析试验数据,总结各试验转速下 ₩ 随 H 的变化规律,预测第 2 阶段 W 随板位的变化 趋势;评定发动机抗进气畸变能力是否满足规定的稳 定性检查要求。

(3)第2阶段插板试验。在 H=0%时,起动发动机 充分暖机后,分别在各选定 n_L 状态点稳定后,按给定 ΔH 步长递进至第1阶段相同试验点最大插板位置, 记录每个步进板位下的测量参数;根据实际试验情 况,插板以给定步长插入(ΔH 逐步减小),直至发动 机喘振,记录每步进下的测量参数;试验后用孔探仪 检查发动机,确认发动机完好性;每个插板位置至少 停留 30 s,当插板位置稳定并且畸变指数相关测量完 毕,记录当前板位稳态数据2次(间隔5 s),在发动机 接近稳定工作边界时,适当增加记录次数。

(4)第3阶段插板试验。在 H=0%时,起动发动机 充分暖机后,分别在各选定 n_u 状态,重复第2阶段试 车程序和要求,对比相同板位的试验数据;之后,在发 动机正常起动发动机充分暖机后,在给定 H(相对第 1阶段加深插入板位)时进行遭遇加速动作,检查发 动机工作稳定性,油门杆下拉和上推的移动时间均不 超过1s。

2.2 数据处理方法

2.2.1 综合畸变指数 ₩

综合畸变指数的计算公式为

$$\overline{W} = \Delta \overline{\sigma_0} + \varepsilon_{cp} \tag{1}$$

式中: $\Delta \sigma_0$ 为稳态周向总压畸变指数(周向不均匀度); ϵ_{q} 为面平均紊流度(总压脉动强度)。

2.2.2 稳态周向总压畸变指数 $\Delta \sigma_0$

稳态周向总压畸变指数 $\Delta \sigma_0$ 的计算公式为

$$\Delta \sigma_0 = (1 - \frac{\sigma_0}{\sigma}) \times 100\%$$
 (2)

式中: σ_0 为低压区平均总压恢复系数; σ 为 AIP 截面 平均总压恢复系数。

2.2.3 径向平均总压恢复系数 σ_r

径向平均总压恢复系数or 的计算公式为

$$\bar{\sigma}_{r} = \frac{1}{1 - r_{BT}} \int_{\bar{r}_{BT}}^{1} \sigma(\bar{r}, \Phi) 2\bar{r} d\bar{r}$$
(3)

$$\sigma(\bar{\mathbf{r}}, \Phi) = \frac{\bar{\mathsf{Pr}}_{,\Phi}}{\mathsf{P}_0}$$
(4)

式中:r为相对半径;r_{BT}为轮毂相对半径;Pr, Φ 为AIP 截面测量总压;P₀为 0-0 截面测量总压均值。

2.2.4 AIP 截面平均总压恢复系数 σ

AIP 截面平均总压恢复系数 σ 的计算公式为

$$\sigma = \frac{1}{2\pi} \int_{0}^{2\pi} \sigma_{\rm f} d\Phi \qquad (5)$$

2.2.5 低压区周向范围角 Φ_{\circ}

 $\overline{c\sigma_r}$ 沿周向分布的图线, $\overline{c\sigma_r}$ 小于 σ 划分出扇 形低压区。 σ 的计算公式为

$$\Phi_0 = \Phi_2 - \Phi_1 \tag{6}$$

式中:**Φ**₁、**Φ**₂ 为对应于扇形低压区的角度值(低压区的起始角度和结束角度)。

2.2.6 低压区平均总压恢复系数 σ 。

低压区平均总压恢复系数 σ 。计算公式为

$$\sigma_0 = \frac{1}{\Phi_0} \int_{\Phi_1}^{\Phi_2} \sigma_f d\Phi$$
 (7)

当存在2个或更多扇形低压区时,要对每个扇形

区分别计算 Φ_0 和 $\Delta\sigma_0$, 当 $\Phi_0 \ge 60^{\circ}$ 时, 选用各扇形区 中最大的 $\Delta\sigma_0$ 值作为确定值; 如 $\Phi_0 < 60^{\circ}$, 比较 $\Delta\sigma_0 \times \frac{\Phi_0}{60^{\circ}}$ 的值, 选出最大者。

2.2.7 紊流度 ε

紊流度 ε 表示气动界面上总压脉动的定量特征, 等于脉动压力的均方根值与总压平均值 \vec{P} 的比值。 2.2.8 点紊流度 ε_i

点紊流度 ε_i 的计算公式为

$$\varepsilon_i = \Delta P^* / \overline{P}^*$$
 (8)

其中
$$\Delta P^* = \sqrt{\frac{1}{T}} \int_0^T (P^*(\tau) - \overline{P}^*)^2 d\tau$$
 (9)

$$\overline{\mathbf{P}}^{*} = \frac{1}{T} \int_{0}^{T} \mathbf{P}^{*}(\tau) \mathrm{d}\tau$$
(10)

式中:T为脉动气流取样时间,数据处理时取5s。 2.2.9 面平均紊流度 ε_{∞}

面平均紊流度 ε_{m} 的计算公式为

$$\varepsilon_{\rm qp} = \frac{1}{6} \sum_{i=1}^{6} \varepsilon_i \tag{11}$$

2.2.10 动态数据测试分析考虑因素

为使测试分析系统保证有足够的频率响应,不会 对所分析的数据产生明显的影响,首先要确定测试对 象所需的频率范围。在进气总压畸变试验的数据分析 中,考虑风扇稳定性受影响的进气频率范围,借鉴相 关试验经验^[14-16],动态畸变流场所关心的频率范围应 在 f_{max}=2V_{max}/D 以下。式中:V_{max} 为发动机进口最大状 态测量通道内气流平均速度,m/s;D 为通道直径,m。 根据压气机部件试验有关数据,数据处理时取滤波截 止频率为 500 Hz,采样频率为 5000 点 /s。

3 试验结果与分析

3.1 试验中主要问题分析

(1)第 2、3 阶段插板试验在某一相同 n_L 状态点 喘振时,获得的 H 值不完全相同。这是由于试验所用 的畸变发生器、每次试验点的转速、插板相对移动速 度以及发生喘振前临界插板位停留时间均不完全相 同,最终导致发生喘振时的 H 有所不同。

(2)第3阶段插板试验在某一相同 n_u 状态,在某 一 H 完成参数录取后进入到下1个 H 并稳定15s 后发动机喘振。这是由于发动机进气压力畸变有1个 相对的畸变时间积累过程;如果在下1个 H 停留时 间相对较短或不停留或快速移动插入插板,发动机实际发生喘振的插入板位 H 可能会更深。

3.2 试验结果分析

以 n_L=80%为例进行分析总结。

3.2.1 总压场不均匀度分析

在 n_L=80%转速最大插板相对插入深度时,发动 机在 AIP 界面上每个测支上的总压恢复系数的分布 情况如图 2 所示。从图中可见,当 H 较小时曲线分布 特点是总压恢复系数从轮毂到轮缘逐步减小,此时处 于插板遮蔽区域的(测支 3~5)的总压恢复系数较 小,其沿径向的分布也较均匀;当 H 较大时,处于插 板遮蔽区域内的总压恢复系数分布近似均匀,而处于 插板遮蔽区域外的(测支 1、2、6)分布特点仍然是越 接近轮缘处减小得越明显,而在轮毂处则减小得不太 明显。



图 2 n_L=80% H=46.2% 总压恢复系数径向分布

在 n_L=80%状态总压恢复系数(取同一半径上 6 点测量平均值)随插板相对插入深度的变化关系如图 3 所示。从图中可见,随着插板的逐步插入,总压恢复 系数逐步减小,其不均匀度逐渐增加。



在 n_L=80%状态同一半径上总压恢复系数沿周 向的分布情况如图 4 所示。图中显示了一系列从零板 位直到喘振或实际最大插板相对插入深度为止不同 插板相对插入深度下的状态。从图中可见,由于插板 相对水平面上的直径对称性,插板后面压力场也是周 向对称的,进而证实了在不同板位下压力场的分布是 相应于 180°位置周向对称的合理性。当 \overline{H} =0%时,压 力场分布基本均匀,导致压力场略不均匀可能是由于 台架进、排气条件限制,加上较长的进气道和工艺进 气道前防护网带来的进气摩擦损失造成的(不同转速 下有一定的进气压力损失,且转速增加损失加大:在 \overline{n}_{Lc} =80%时约为 1.7%,在 \overline{n}_{Lc} =100%时约为 3.5%)。随 着插板深度逐渐加大,降压区域的深度也逐渐增大。 在 \overline{n}_{Lc} =80%状态下,当 $\overline{H} \ge$ 40%时,形成 1 个保持最 低总压恢复系数不变的广阔区域(测支 3~5 此时完 全处于插板遮蔽区域)。



图 4 \overline{n}_{L} =80%不同 H 总压恢复系数周向分布

在 n_L=80% AIP 截面上总压恢复系数分布场情况 如图 5~11 所示,包括一系列从零板位直到喘振或实

际最大插板相对插入深 度为止不同插板相对插 入深度下的状态。从图中 可见,随着插板相对插入 深度的增加,总压场不均 匀度逐渐加大、压力场沿 水平轴线 (插板轴线方 向)基本对称。



图 5 n_{Lc}=80%、H=0%AIP 上总压恢复系数分布



图 6 n_{Lc}=80%、H=15%AIP 图 7 n_{Lc}=80%、H=25%AIP 上总压恢复系数分布 上总压恢复系数分布



图 10 n_{Lc}=80%、H=45%AIP 上总压恢复系数分布

图 11 n_{Lc}=80%、H=46%AIP 上总压恢复系数分布

在半径 r=0.45D 测量截面上、n_{Lc}=80%状态下、喘振前或最大 H 时,总压脉动强度沿周向的分布如图 12 所示。从图中可见,与相应的周向总压分布一样, 相对插板轴线有显著的对称性。试验证明,脉动强度 值与周向总压梯度变化成正比:压力梯度绝对值增大 时,总压脉动强度值也增大,但是在插板轴线上,总压 脉动强度最低。



3.2.3 扰动气流参数和插板位置关系分析

在选取的插板试验状态(\bar{n}_{Le} =80%)、得到的扰动气 流参数($\sigma_{xe}_{\Delta}\sigma_{0},\overline{W}$)以及实际测得并已换算到标准大 气条件下的发动机进口空气流量 W_{1e} 与插板位置的关 系曲线如图 13 所示。从图中可见,随着插板相对插入深 度的逐渐增加,总压恢复系数 σ 和通过发动机的空气 流量会降低,而扰动气流参数 $\varepsilon_{x}\Delta\sigma_{0}$ 和 \overline{W} 急剧增大。 3.2.4 发动机稳定工作边界参数

在给定 n_L的插板试验状态下,用插板按照给定



图 13 n_L=80%扰动气流参数随 H 变化

步长(喘振前一般ΔH=0.4%-0.8%)步进(每个板位下 发动机停留时间不超过1min),直到发动机发生喘振 (均是完成了最大板位参数录取后发生了喘振,喘振 前最大板位停留时间为22~53s)。所以在喘振前最 后1个板位状态获得的有关畸变条件下气流参数的 极限值是真实有效的。

4 结论

(1)在进气综合畸变指数规定条件下,发动机能 够稳定工作;在固定插板相对插入深度点进行遭遇加 速性试验过程中,发动机工作稳定;获得了进气畸变 条件下选取试验点的发动机临界畸变指数及相关气 动参数极限值。

(2)总压脉动强度与周向总压梯度变化成正比: 压力梯度绝对值增大,总压脉动强度值增大,在插板 轴线上,总压脉动强度最低。

(3)插板相对插入深度增加,总压恢复系数逐步 减小,总压恢复系数场不均匀度逐渐增加,畸变指数 逐渐变大;总压场不均匀度逐渐加大,压力场沿插板 轴线方向对称;通过发动机的空气流量逐渐减少,扰 动气流参数急剧增大。

(4)整机试验各状态点获得的进气道畸变流场中 总压分布的相对位置可以重复再现,插板式畸变模拟 器较好模拟了进气道由飞机大攻角飞行引起的进气 压力畸变流场。

(5)在进气畸变条件下提高发动机的稳定裕度,一 方面要提高飞机进气道的设计制造水平,以减小进气道 流场的不均匀度程度;另一方面要从压气机和全台发动 机着手,利用先进的扩稳技术手段,结合必要的进气畸 变试验验证,在不断改进中获得理想的抗畸变能力。

参考文献:

[1] 李宏新,李国权. 航空发动机动力传输系统的技术发展思考

[J]. 航空发动机,2013,39(2):1-5.

LI Hongxin, LI Guoquan. Technology development thought on aeroengine power transmission system[J]. Aeroengine, 2013, 39 (2):1-5.(in Chinese)

- [2] 梁春华,刘红霞,索德军,等. 美国航空航天平台与推进系统的未来发展及启示[J]. 航空发动机,2013,39(3):6-11.
 LIANG Chunhua,LIU Hongxia,SUO Dejun,et al. Future development and enlightenments for US aerospace platform and propulsion system[J]. Aeroengine,2013,39(3):6-11. (in Chinese)
- [3] 陈大光,张津. 飞机 发动机性能匹配与优化[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990:1-20.
 CHEN Daguang,ZHANG Jin. Aircraft engine performence adaptation and optimization [M]. Beijing:Beihang University,

1990:1-20. (in Chinese)

[4] 中国航空工业集团公司. 新航空概论[M]. 北京:航空工业出版社,2010:291-297.

Aviation Industry Corporation of China. An introduction to aviation [M]. Beijing: Aviation Industry, 2010: 291–297. (in Chinese)

- [5] 好毕斯嘎拉图,周胜田,张志舒,等. 总压畸变对整机稳定性的影响研究分析[J]. 航空发动机,2012,38(4):34-37.
 HAO bi si ga la tu,ZHOU Shengtian,ZHANG Zhishu, et al. Effect of total pressure distortion on aeroengine stability [J]. Aeroengine,2012,38(4):34-37. (in Chinese)
- [6] 芮长胜,吴虎. 周向总压畸变条件下多级轴流压气机失速首 发级预测分析[J]. 航空发动机,2011,37(5):49-52.
 RUI Changsheng,WU Hu. Prediction analysis of first stall stage of multistage axial flow compressor with circumferential total pressure[J]. Aeroengine,2011,37(5):49-52. (in Chinese)
- [7] 芮长胜,吴虎. 周向总压畸变对多级轴流压气机稳定性影响的逐级模拟方法[J]. 航空发动机,2007,33(3):11-14.
 RUI Changheng,WU Hu. Stage-by-stage simulation method for circumferential total prssure distortion effect on multistage axial flow compressor stability [J]. Aeroengine,2007,33(3): 11-14. (in Chinese)
- [8] 屈霁云,马明明. 综合压力畸变指数的计算软件设计及验证[J]. 航空发动机,2009,35(5):11-14.

QU Jingyun, MA Mingming. Design and verification of synthetical pressure distortion index calculation software [J]. Aero-engine, 2009, 35(5): 11-14. (in Chinese)

[9] 田宁,陈金国,张恩和. 畸变对航空发动机稳定性的影响[J].

航空发动机,2002,28(4):25-28.

TIAN Ning, CHEN Jinguo, ZHANG Enhe. Effect of distortion on aeroengine stability[J]. Aeroengine, 2002, 28(4):25-28. (in Chinese)

[10] 杜少辉,陆山.航空发动机进气畸变诱导叶片振动的研究
[J].航空发动机,2003,29(3):30-34.
DU Shaohui,LU Shan. Investigation of blade vibration in duced by inlet distortion in an aeroengine [J]. Aeroengine,

2003,29(3):30-34. (in Chinese)
 [11] 李阳,胡骏. 航空发动机进气总压周向畸变数值模拟[J]. 航空发动机,2005,31(2):11-13.
 LI Yang, HU Jun. Numerical simulation of circumferential

inlet total pressure distortion of aircraft engine[J]. Aeroengine, 2005, 31(2):11-13. (in Chinese)

- [12] 齐亦农,赵刚,李承辉. 某型发动机进气总压畸变试验稳态 流场数值分析[J]. 航空发动机,2003,29(1):9-13.
 QI Yinong, ZHAO Gang, LI Chenghui. Steady flow field numerical analysis on engine inlet total pressure distortion test
 [J]. Aeroengine.2003,29(1):9-13. (in Chinese)
- [13] 叶巍,乔渭阳,侯敏杰. 某型飞机 / 发动机模拟板设计与校准[J]. 航空动力学报,2010,25(3):641-646.
 YE Wei,QIAO Weiyang,HOU Minjie. Design and calibration of a certain aircraft/engine's simulation board [J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(3):641-646. (in Chinese)
- [14] 王勤,刘世官,杨学广,等. 压气机进口档板动态畸变流场 参数分析[J]. 航空发动机,2006,32(4):13-15.
 WANG Qin,LIU Shiguan,YANG Xueguang, et al. Parametric analysis of compressor inlet flow dynamic distortion with shield[J]. Aeroengine,2006,32(4):13-15. (in Chinese)
- [15] 王勤,刘世官,王振华. 某型发动机进气总压畸变流场中涡 旋尺度的计算及其变化特征[J]. 航空发动机,2003,29(2): 29-33.

WANG Qin,LIU Shiguan,WANG Zhenhua. Characteristic and calculation of eddy scale in total pressure distortion flow at typical engine inlet [J]. Aeroengine, 2003,29(2):29-33. (in Chinese)

[16] 王勤,刘世官,李承辉,等. 发动机进气总压动态畸变流场 测试及影响因素分析[J]. 航空发动机,2002,28(2):6-11.
WANG Qin,LIU Shiguan,YANG Xueguang, et al. Measurements of dynamic total pressure distortion for engine inlet and analysis of effective factors [J]. Aeroengine,2002,28 (2): 6-11. (in Chinese)