

# 高压压气机进气压力畸变试验

武 卉, 张国旺, 杨明绥

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘 要:** 为准确评估高压压气机畸变特性而进行了一系列相关试验,重点阐述了高压压气机进气压力畸变试验方法,提出了对综合畸变指数、动态和稳态畸变成分、门槛值、畸变图谱等特征参数的指标要求,以及测试方案和试验数据处理方法,并据此完成某型高压压气机进气压力畸变试验,获得总压畸变对该高压压气机性能的影响,以及相关稳定性评定数据.试验结果表明:该高压压气机非设计转速压力畸变敏感系数明显高于风扇部件,抗畸变能力弱于风扇部件;设计转速压力畸变敏感系数与风扇部件相当,表现出较强的抗畸变能力和良好的气动稳定性.

**关 键 词:** 高压压气机; 压力畸变; 畸变指数; 畸变敏感系数; 喘振裕度; 航空发动机

中图分类号: V23; TK14

文献标志码: A

## Experiment on inlet pressure distortion of high-pressure compressor

WU Hui, ZHANG Guo-wang, YANG Ming-sui

(Shenyang Engine Design and Research Institute,  
Aviation Industry Corporation of China, Shengyang 110015, China)

**Abstract:** A series of relevant experiments were carried out for assessing high-pressure compressor distortion characteristics accurately. Inlet pressure distortion experiment methods of high-pressure compressor were emphasized, and targets of characteristic parameters such as complex distortion index, dynamic and steady state distortion components, threshold value, distortion contours as well as test concept and experimental data processing method were proposed. Furthermore, as the inlet pressure distortion experiment for a kind of high-pressure compressor was accomplished, and the effect on the performance of this high-pressure compressor by total pressure distortion along with the assessment data for relative stability was obtained. Experiment results show that high-pressure compressor has significantly higher pressure distortion sensitive coefficient, weaker anti-distortion ability than fans under off-design speed; high-pressure compressor is identical with fan in pressure distortion sensitive coefficient under design speed, showing strong anti-distortion ability and aerodynamic stability.

**Key words:** high-pressure compressor; pressure distortion; distortion index; distortion sensitive coefficient; surge margin; aero-engine

高压压气机作为航空发动机核心机三大部件之首,是发动机最为关键的子系统,它决定发动机性能的优劣和稳定工作的能力.发动机实际使用过程中往往会遭遇各种导致进气压力畸变的状况,如发射武器、遭遇侧风、起飞时进气不均匀等,

此时高压压气机的增压能力、效率以及流量等总性能参数都会发生不同程度的下降,但更重要的是发动机稳定工作裕度将产生很大的损失,出现失速、喘振的不稳定工作状态,甚至引起发动机停车.因此,为了能够准确评估高压压气机偏离设计

收稿日期:2013-04-30

基金项目:预研项目十一五课题

作者简介:武卉(1973—),男,辽宁鞍山人,研究员,硕士,长期从事叶轮机械试验技术研究.

工况的程度,需要开展相关的进气压力畸变试验(下文简称畸变试验)研究<sup>[1-5]</sup>。调研资料表明,国内在高压压气机畸变试验研究领域涉足不深,少有报道,而国外公开发表的文献也鲜见高压压气机畸变试验研究的信息。近几年随着大量低压压气机畸变试验数据的积累,高压压气机总压畸变的试验思路和方法逐渐清晰。

本文在已开展的低压部件畸变试验基础上提出高压压气机畸变试验方法,并在某型高压压气机上予以验证实践。

## 1 畸变试验方法简介

对于低压压气机的稳定性评定,欧美国家是通过再现一定飞行状态下的进气道出口畸变图谱,在进气压力分别为均匀和畸变条件下,录取被测试压气机的性能和稳定性参数,便可对特定进气道典型畸变流场的压气机性能和稳定性进行评定。这种畸变试验方式的理论性强,脉络清晰,可以很好地评定离散的随机压力脉动对压缩系统稳定性和性能的影响。

与欧美不同,俄罗斯是利用插板式畸变模拟装置在压气机进口逐渐增大畸变强度,直至压气机喘振,获得综合畸变指数  $W$ ,最后得出稳定性裕度与压力畸变敏感系数。这种畸变方式的机理是气流流经进气道时受到强烈扰动而在压气机进口形成稳态畸变流场和脉动气流,通过改变插板高度来调整气流受到扰动的强弱和畸变强度,并以进口综合畸变指数中的紊流度(动态畸变指数)来评定压力畸变的。该畸变方式是建立在大量试验基础上的,操作上简单易行<sup>[6]</sup>。

鉴于欧美稳定性评定方法烦琐、耗资、耗时,并且近20年来国内整机和低压部件稳定性评定方法基本都是参照俄罗斯方法进行的,为保证从整机、低压到高压畸变试验完整的数据链接,有效利用前两部分的试验数据,笔者更倾向于采用俄罗斯方法进行高压压气机畸变试验。

## 2 畸变试验思路

根据国内已有的整机与低压部件稳定性评定方法和经验,高压压气机畸变试验总体思路是:首先根据已开展的低压部件畸变试验测取低压风扇出口畸变流场的详细信息,获取低压畸变参数衰减规律和传递系数,作为高压进气畸变模拟基础。其次,采用固定板或插板形式的畸变发生装置,模拟低压出口流场畸变指数组成和总量,分别在准

均匀流场和进气总压畸变条件下,进行各个换算转速  $\bar{n}$ (下文简称转速)的特性录取试验获得喘振边界,并通过相关公式计算得出各转速下的压气机畸变敏感系数。至于具体采用多大的综合畸变指数评估压气机的剩余裕度,可视情而定。对于相同的综合畸变指数下,不同的稳态和动态畸变指数组成对压气机性能的影响还需深入研究<sup>[7]</sup>。

## 3 畸变试验方法

### 3.1 低压部件畸变指数衰减规律

#### 3.1.1 低压压气机进口畸变指数组成

不同低压压气机畸变试验结果表明,不同压气机进口面积堵塞比下稳态畸变指数( $\Delta\sigma$ )和动态畸变指数( $\epsilon$ )比例不同,堵塞比为15%时,稳态畸变指数和动态畸变指数比例为1:1左右,随畸变挡板堵塞面积增加,稳态畸变指数所占比例逐渐增加,当堵塞比增加到25%时,各转速下低压进口的稳态畸变指数和动态畸变指数比例一般为1.3~1.7,随转速的提高和流量系数的增大,该比例呈增大趋势,如图1所示。图中  $q(\lambda)$  为流量系数, A, B, C 为不同试验件。

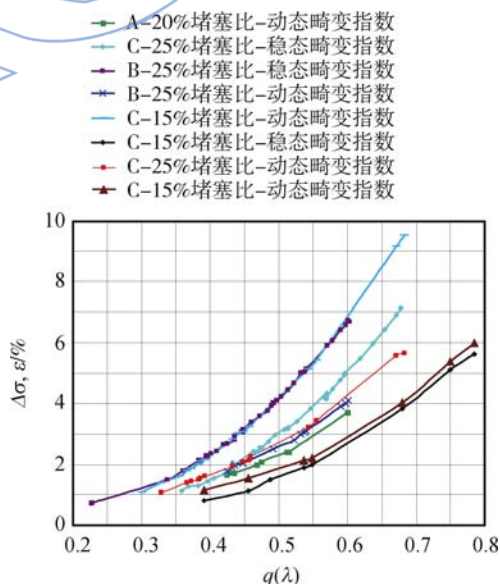


图1 低压压气机进气畸变指数

Fig. 1 Inlet distortion index of low-pressure compressor

#### 3.1.2 低压压气机畸变指数衰减规律

统计数据见表1~表2和图2,图2中A1~A5为不同试验件。在进气压力畸变条件下,低压压气机出口畸变衰减很大,一般为70%~85%,随转速( $\bar{n}$ )不同略有变化,设计转速稳态畸变指数、动态畸变指数分别衰减66.5%和82.8%。

表 1 某风扇进、出口稳态/动态畸变指数比较  
(堵塞比为 25%)

Table 1 Comparison of inlet and outlet steady/dynamic distortion index of a kind of fan  
(blockage ratio is 25%)

| $\bar{n}$ | 进口<br>$\Delta\sigma/\%$ | 出口<br>$\Delta\sigma/\%$ | $\Delta\sigma$ 衰减<br>率/% | 进口<br>$\epsilon/\%$ | 出口<br>$\epsilon/\%$ | $\epsilon$ 衰减<br>率/% |
|-----------|-------------------------|-------------------------|--------------------------|---------------------|---------------------|----------------------|
| 0.75      | 3.34                    | 0.57                    | 0.829                    | 2.57                | 0.84                | 0.673                |
| 0.80      | 4.88                    | 0.73                    | 0.850                    | 3.26                | 0.85                | 0.739                |
| 0.85      | 7.18                    | 1.66                    | 0.769                    | 4.37                | 1.11                | 0.746                |

注:衰减率=(进口参数值-出口参数值)/进口参数值。

表 2 某风扇进、出口稳态/动态畸变指数比较  
(堵塞比为 15%)

Table 2 Comparison of inlet and outlet steady/dynamic distortion index of a kind of fan  
(blockage ratio is 15%)

| $\bar{n}$ | 进口<br>$\Delta\sigma/\%$ | 出口<br>$\Delta\sigma/\%$ | $\Delta\sigma$ 衰减<br>率/% | 进口<br>$\epsilon/\%$ | 出口<br>$\epsilon/\%$ | $\epsilon$ 衰减<br>率/% |
|-----------|-------------------------|-------------------------|--------------------------|---------------------|---------------------|----------------------|
| 0.90      | 4.01                    | 1.67                    | 0.584                    | 4.25                | 0.91                | 0.786                |
| 0.95      | 5.53                    | 1.70                    | 0.693                    | 5.18                | 1.05                | 0.797                |
| 1.00      | 6.42                    | 2.15                    | 0.665                    | 6.09                | 1.05                | 0.828                |

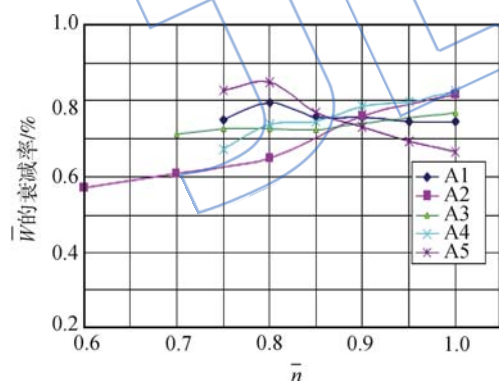


图 2 不同风扇试验件综合畸变指数衰减率

Fig. 2 Complex distortion index decay rate of different fan test article

### 3.1.3 风扇出口内涵畸变指数组成及衰减规律

对高压压气机畸变试验来讲,更为关注的是风扇出口内涵部分的畸变指数组成及衰减规律,如表 3~表 4 所示,各转速风扇出口稳态畸变指数、动态畸变指数比例一般为 1.00~1.68,风扇出口内涵综合畸变指数衰减率在 67%~80%之间,其中稳态畸变指数衰减率分散在 60%~85%之间,而动态畸变指数衰减率集中在 70%~

80%。设计转速下,稳态畸变指数、动态畸变指数衰减率分别是 67%和 79%。

表 3 某风扇各转速下出口内涵畸变指数衰减率

Table 3 Outlet inside duct distortion index decay rate at different converted speeds of a fan

| $\bar{n}$ | 堵塞比/<br>% | 出口内涵畸变指数衰减率/% |      |      |
|-----------|-----------|---------------|------|------|
|           |           | 动态            | 稳态   | 综合   |
| 0.75      | 25        | 0.68          | 0.83 | 0.76 |
| 0.80      | 25        | 0.73          | 0.85 | 0.80 |
| 0.85      | 25        | 0.72          | 0.77 | 0.75 |
| 0.90      | 15        | 0.75          | 0.58 | 0.67 |
| 0.95      | 15        | 0.76          | 0.69 | 0.72 |
| 1.00      | 15        | 0.79          | 0.67 | 0.73 |

表 4 某风扇各转速下出口畸变指数

Table 4 Outlet distortion index at different converted speeds of a fan

| $\bar{n}$ | 堵塞比/% | 出口畸变指数/% |      |        |
|-----------|-------|----------|------|--------|
|           |       | 风扇出口动态   | 内涵动态 | 风扇出口稳态 |
| 0.75      | 25    | 0.84     | 0.82 | 0.57   |
| 0.80      | 25    | 0.85     | 0.88 | 0.73   |
| 0.85      | 25    | 1.11     | 1.23 | 1.66   |
| 0.90      | 15    | 0.91     | 1.07 | 1.67   |
| 0.95      | 15    | 1.05     | 1.27 | 1.7    |
| 1.00      | 15    | 1.05     | 1.28 | 2.15   |

## 3.2 高压压气机进气畸变特征

### 3.2.1 高压压气机进口综合畸变指数

根据飞行器-发动机匹配要求,一般情况下要求在低压压气机进口综合畸变指数为 8%或 9%的条件下,评定低压压气机的剩余喘振裕度。由低压部件畸变指数衰减规律,可推算出在设计转速附近,稳定性评定时高压压气机进口综合畸变指数应为低压压气机进口综合畸变指数的 30%,即 3%左右。

### 3.2.2 高压压气机进气畸变指数组成

根据 3.1 节所述的低压部件进口畸变指数组成和衰减规律,可推算出在设计转速附近,高压压气机进口稳态畸变指数和动态畸变指数组成比例为 1.44。表 2 给出的试验结果也基本验证了这个

推论,不过稳态成分组成略大。

### 3.2.3 畸变指数阈值

按照俄罗斯经验,大多数压气机的畸变指数阈值不低于 2%,即要求畸变发生装置在各个试验转速下产生的综合畸变指数不低于 2%。

### 3.3 畸变发生装置

对于挡板畸变装置,产生如此小的综合畸变指数可能需采用开有异型孔的挡板形式(见图 3<sup>[8]</sup>),并且要经过吹风试验来筛选出合适的开孔形式。根据风扇/增压级畸变试验结果,开有异型孔的挡板动态畸变指数可减小到 1%左右,并可通过调节开孔数量来获得所需的动态畸变指数。稳态畸变指数则可通过调节挡板高度、开孔大小、开孔数量来实现。

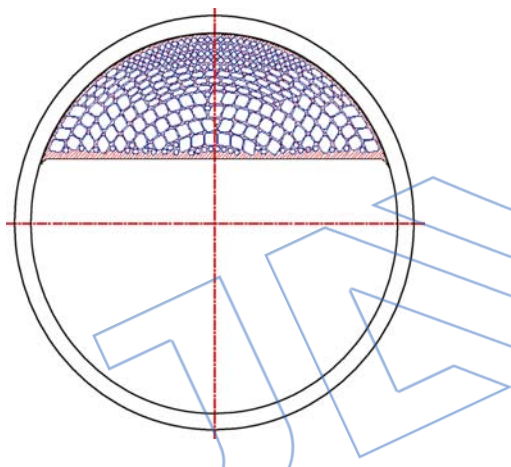


图 3 异型孔畸变挡板<sup>[8]</sup>

Fig. 3 Distortion baffle with special-shaped holes<sup>[8]</sup>

挡板堵塞比的确定:通过总结整理风扇挡板试验数据,可知压气机进口综合畸变指数的大小与挡板的堵塞比、挡板处的流量系数  $q(\lambda)$  直接相关(如图 4 所示),据此预估高压压气机畸变试验各转速挡板堵塞比。

根据低压部件畸变试验结果,在设计转速下畸变发生装置实际产生的综合畸变指数约为评定指标的 1.5~2.0 倍,因此要求高压压气机畸变发生装置满足

- 1) 各转速下的综合畸变指数不小于 2%;
- 2) 设计转速下的综合畸变指数不高于 6%;
- 3) 至少应设计 4 组不同堵塞比的挡板,以适应不同转速下的试验需要。

### 3.4 进口布局

总体进口布局如图 5 所示,其中 AIP(aero-dynamic interface plane)模拟为低压部件畸变试

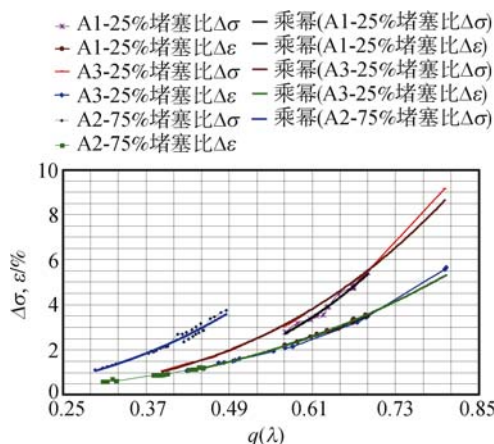


图 4 不同堵塞比挡板的  $q(\lambda)$ - $\Delta\sigma, \epsilon$  曲线

Fig. 4 Curves of  $q(\lambda)$ - $\Delta\sigma, \epsilon$  of baffles with different blockage ratios



图 5 进口布局

Fig. 5 Layout of inlet

验时的出口测量截面。为更好地评估低压部件出口畸变流场对高压进口的影响,应在该测量截面模拟高压畸变场的信息,即在 AIP 测量截面进行气动性能试验<sup>[9]</sup>。

### 3.5 畸变挡板位置

畸变挡板应置于距第 1 级转子 2.5D~3.5D 处(D 为进气道直径)。根据俄罗斯经验,该布局恰恰使挡板产生的第 2 道旋涡位于第 1 级转子位置,而该旋涡产生的不稳定压力场对压气机性能影响最大。

### 3.6 AIP 测量截面测点布局

AIP 测量截面为畸变试验时的压气机进口气动测量截面,一般选取在距离压气机进口 0.2D 处,距离挡板 2.5D~3.5D 范围内。AIP 测量截面典型的探针布置见图 6<sup>[10]</sup>。

### 3.7 测试布局的影响

无论是挡板位置还是 AIP 测量截面的设置,都需经 CFD 计算分析或吹风试验确定,否则将对试验结果的评估产生不利影响,其对试验有两方面的影响:其一,若第 1 级转子未落入挡板产生的第 2 道旋涡处,则压气机实际未遭遇最强的畸变

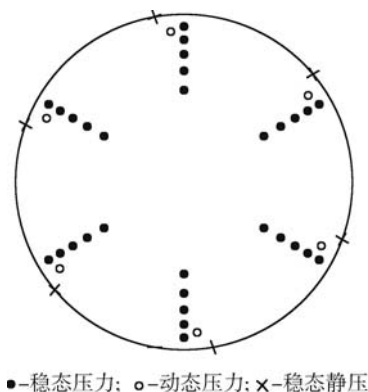


图 6 AIP 截面测点布局

Fig. 6 Measuring points layout AIP section

场,表现出的结果是压气机抗畸变能力强;其二,AIP 测量截面落入第 2 道旋涡处,气流回流严重,导致进气压力测量偏小(或者说未测到真实的压力),计算出的换算流量偏大,甚至高于均匀流场流量测量值。

### 3.8 测试系统简介

畸变试验测试系统相关参数见表 5。

表 5 畸变试验测试系统参数表

Table 5 Parameter list of test system of distortion experiment

| 测量参数 | 前端受感部或传感器                  | 数据采集系统  | 精度              |
|------|----------------------------|---------|-----------------|
| 稳态压力 | 多点球窝形压力探针                  | PSI8400 | 0.2%            |
| 动态压力 | Kulite XCE 系列<br>微型动态压力传感器 | DH5935  | 稳态 1%<br>动态 10% |
| 进口温度 | 单点 Pt 电阻                   | NEFF470 | ±0.5 K          |
| 出口温度 | 多点 K 型<br>带套温度探针           | NEFF470 | ±1.5 K          |

## 4 某型高压压气机畸变试验

根据上述研究思路,借用某高压压气机试验件平台开展了畸变试验研究,于 2011 年 8 月相继完成  $\bar{n}=0.70, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95, 1.00$  全转速准均匀流场和畸变流场试验。本项试验结合外场试飞、台架试车等工程应用,首次系统、全面完成高压压气机畸变试验,填补了国内高压压气机挡板压力畸变试验的空白。

### 4.1 进气压力畸变条件下高压压气机性能变化

各转速准均匀流场和畸变流场性能见图 7,图 7 中  $\Delta\eta$  为相对效率; $\Delta\pi_k$  为相对压比; $\Delta G_{bnp}$  为

相对换算流量; $S_m$  为喘振裕度。各转速具体性能数据见表 6,表中  $\alpha_w$  为畸变敏感系数。

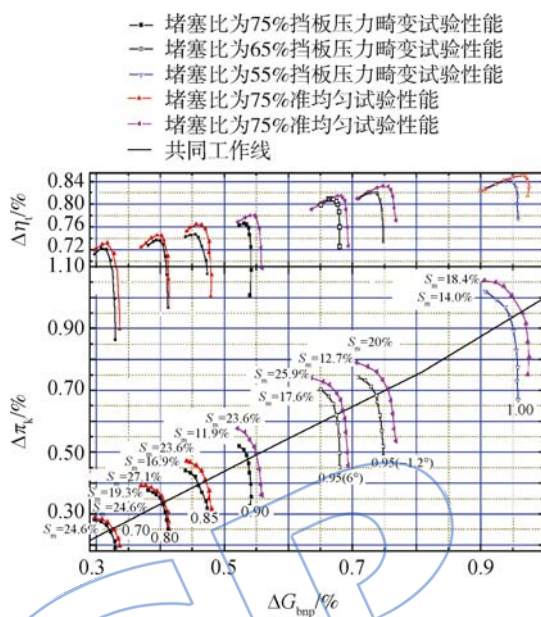


图 7 某高压压气机畸变性能曲线

Fig. 7 Distortion performance curves of a high-pressure compressor

表 6 某高压压气机设计转速准均匀和畸变流场主要性能参数

Table 6 Major performance parameters of quasi-uniformity and distortion fluid field at design speed of a high-pressure compressor

| $\bar{n}$ | 流场类型 | $S_m/\%$ | 进口 $\Delta\sigma$ | $\epsilon$ | $\bar{W}$ | $\alpha_w$ |
|-----------|------|----------|-------------------|------------|-----------|------------|
| 1.00      | 准均匀  | 18.4     |                   |            |           |            |
|           | 畸变   | 14.0     | 3.27              | 1.60       | 4.87      | 1.025      |

试验结果表明:在较低的进口综合畸变指数条件下( $<5\%$ ),高压压气机的性能发生了较大的变化,尤其是喘振裕度显著降低,说明高压压气机对进气压力畸变的反应更为敏感,抗畸变能力明显低于风扇部件。

### 4.2 高压压气机畸变指数衰减规律

根据表 7~表 9 各转速畸变指数衰减可知,综合畸变指数流经高压压气机后衰减 75%~80%,其中稳态畸变指数经各级搅拌掺混后衰减显著,达到 90%,而动态畸变指数衰减程度稍弱,维持在 45%~60%。与低压部件相比,综合畸变指数衰减水平相当,而稳态畸变指数衰减更为显著。

表 7 各转速下进气畸变指数组成

Table 7 Inlet distortion index components  
at different speeds

| $\bar{n}$ | 堵塞比/<br>% | 进气畸变指数/%       |            | $\Delta\sigma/\epsilon$ |
|-----------|-----------|----------------|------------|-------------------------|
|           |           | $\Delta\sigma$ | $\epsilon$ |                         |
| 0.70      | 75        | 1.32           | 0.70       | 1.89                    |
| 0.90      | 75        | 3.64           | 1.32       | 2.76                    |
| 0.95      | 65        | 2.96           | 1.23       | 2.41                    |
| 1.00      | 55        | 3.27           | 1.60       | 2.04                    |

表 8 各转速理出口畸变指数衰减率

Table 8 Outlet distortion index decay rate  
at different speeds

| $\bar{n}$ | 堵塞比/<br>% | 出口畸变指数衰减率/%             |                     |
|-----------|-----------|-------------------------|---------------------|
|           |           | $\Delta\sigma$ (畸变/准均匀) | $\epsilon$ (畸变/准均匀) |
| 0.70      | 75        | 0.28/0.31               | 1.23/0.2            |
| 0.90      | 75        | 0.42/0.39               | 0.72/               |
| 0.95      | 65        | 0.33/0.37               | 0.71/               |
| 1.00      | 55        | 0.26/                   | 0.66/               |

表 9 各转速下畸变指数衰减率

Table 9 Distortion index decay rate at different speeds

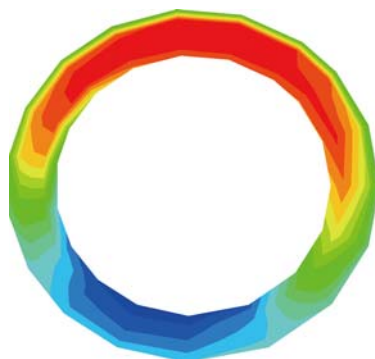
| $\bar{n}$ | 堵塞比/<br>% | 畸变指数衰减率/%      |            |           |
|-----------|-----------|----------------|------------|-----------|
|           |           | $\Delta\sigma$ | $\epsilon$ | $\bar{W}$ |
| 0.70      | 75        | 0.79           |            |           |
| 0.90      | 75        | 0.88           | 0.45       | 0.77      |
| 0.95      | 65        | 0.89           | 0.42       | 0.75      |
| 1.00      | 55        | 0.92           | 0.59       | 0.83      |

注:  $\bar{W}$  为综合畸变指数 ( $\bar{W} = \Delta\sigma + \epsilon$ )。

### 4.3 进、出口畸变图谱

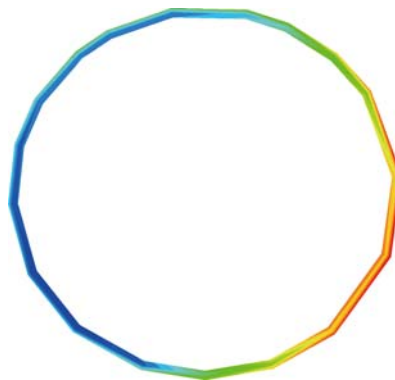
设计转速进气压力畸变图谱见图 8, 进气压力畸变高、低压区分布明显, 并且随堵塞比的增大低压区范围逐渐增大, 高压区渐小。相同的堵塞比下, 随转速增高, 进气畸变指数增大, 但高、低压区分布变化不明显; 相同的堵塞比、相同的转速条件下, 随进口轴向速度的提高, 进口畸变指数增大。

设计转速出口压力分布图谱见图 9, 进气压力畸变经过多级压气机掺混后出口压力畸变水平明显减弱, 畸变指数衰减率随转速增高呈增大趋势, 但总体水平维持在 80% 左右, 出口高压区随转速增高相对进口高压区呈现顺时针(同转子旋

图 8  $\bar{n}=1.0$  进气压力畸变图谱Fig. 8 Inlet pressure distortion contour ( $\bar{n}=1.0$ )图 9  $\bar{n}=1.0$  出口压力分布图谱Fig. 9 Outlet pressure distribution contour ( $\bar{n}=1.0$ )

转方向) 旋转迁移态势。从级间壁面静压数据分析也可以看出: 在进气压力畸变状态下, 在前面级中每级级间壁面静压测量值存在较大差异, 随级数增加差异减小, 发展到 6 至 7 级后差异逐渐减小, 也说明了压力掺混趋向均匀。

设计转速出口温度图谱见图 10, 与进气压力畸变分布相比, 出口温度图谱随转速升高发生周

图 10  $\bar{n}=1.0$  出口温度图谱Fig. 10 Outlet temperature contour ( $\bar{n}=1.0$ )

向旋转变化,中低转速变化不明显,但 $\bar{n}=0.9$ 转速以上,出口温度场同转子旋转方向——顺时针方向旋转,转速越高或者说压气机负荷越重迁移角度越大,表现出与低压部件相同的规律.看来,平行压气机理论仅适用于级负荷水平较低的压气机<sup>[11-15]</sup>.

此外,压力畸变条件下高压压气机出口场的温度畸变可能影响下游部件燃烧室的稳定工作和温度分布.而高压压气机出口温度场沿周向的迁移变化对燃烧室出口温度分布系数(OTDF)和径向温度分布系数(RTDF)的影响也是不容忽视的.

## 5 结 论

1) 通过低压部件畸变试验研究获得高压压气机进气畸变场特征,初步确定3%为评定高压压气机剩余喘振裕度的综合畸变指数,提出畸变发生装置的设计思路 and 高压压气机畸变试验方案.

2) 以某高压压气机为平台,开展了挡板压力畸变试验,试验结果表明:①进气总压畸变条件下,该高压压气机性能发生不同程度降低,喘振裕度降低明显.②该高压压气机非设计转速压力畸变敏感系数明显高于风扇部件,抗畸变能力弱于风扇部件,但其设计转速压力畸变敏感系数与风扇部件相当,表现出较强的抗畸变能力和良好的气动稳定性,体现出较高的设计水平.

根据3.2.1节,由飞行器-发动机匹配要求和低压部件畸变指数衰减规律,若按3%进口综合畸变指数评估高压压气机气动稳定性,则该高压压气机全转速范围内具有15%以上的剩余喘振裕度,气动稳定性较好.

## 参考文献:

- [1] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京:国防工业出版社,2002:151-159.
- [2] 彭泽琰,刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2000:97-98.
- [3] 林其勋,陈辅群,张东,等. 进气畸变模拟装置的试验研究[J]. 航空学报,1992,13(2):89-93.  
LIN Qixun, CHEN Fuqun, ZHANG Dong. The experimental investigation of the inlet distortion simulation equipment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(2):89-93. (in Chinese)
- [4] 马明明,马燕荣,王小峰,等. 扰流板进气总压畸变试验[J]. 航空学报,2009,30(8):1361-1366.  
MA Mingming, MA Yanrong, WANG Xiaofeng, et al. Test investigation of disturbed board total pressure distortion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(8): 1361-1366. (in Chinese)
- [5] 桑增产,江勇,孔卫东,等. 某型涡喷发动机进气总压畸变的试验研究[J]. 航空动力学报,2000,15(4):423-426.  
SANG Zengchan, JIANG Yong, KONG Weidong, et al. Experimental study on the inlet total pressure distortion of a turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4):423-426. (in Chinese)
- [6] 刘大响,叶培梁,胡骏. 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,2004:131-158.
- [7] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006:132-139.
- [8] 李亮,胡骏,王志强. 多种形式插板的压气机进气总压畸变实验[J]. 航空动力学报,2009,24(4):927-930.  
LI Liang, HU Jun, WANG Zhiqiang. Experimental study of inlet total pressure distortion on four kinds of flat baffles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 927-930. (in Chinese)
- [9] 赵全春,段连丰,沈培英. HB7115-94 压气机气动性能试验[S]. 北京:中国航空工业总公司,1995:5-13.
- [10] 刘大响,侯敏杰. GJB/Z 64A-2004 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南[S]. 北京:国防科学技术工业委员会出版发行部,2004:10-15.
- [11] Davis M W, Cousins J W T. Evaluating complex inlet distortions with a parallel compressor mode: Part 2 applications to complex patterns[R]. ASME Paper GT2011-45068, 2011.
- [12] Davis M W, Kidman J, David S. Prediction and analysis of inlet pressure and temperature distortion on engine operability from a recent T-38 flight test program[R]. ASME Paper GT2010-22047, 2010.
- [13] Cousins W T, Davis M W. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model: Part 1 concepts, theory and limitations[R]. ASME Paper GT-2011-45067, 2011.
- [14] 好毕斯嘎拉图,周胜田,张志舒. 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.  
Haobisigalatu, ZHOU Shengtian, ZHANG Zhishu. Effect of total pressure on aeroengine stability[J]. Aeroengine, 2012, 38(4):34-37. (in Chinese)
- [15] 陈懋章. 中国航空发动机高压压气机发展的几个问题[J]. 航空发动机,2006,32(2):56-58.  
CHEN Maozhang. Some issues in the research and development of aeroengine HP compressor in China[J]. Aeroengine, 2006, 32(2):56-58. (in Chinese)