

# 航空发动机插板式进气压力畸变紊流度分布

江 勇, 张百灵, 孔卫东  
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘 要:**根据试验的结果,插板式进气畸变脉动压力在发动机进口可分为未扰动区、掺混区和低压区。紊流的主要能量分布在掺混区内,具有低频和宽泛的幅值特征,基本服从正态分布。其主要能量分布在100 Hz以内,其幅值较低压区高6倍,是影响畸变度的主要区域。对其它两个区域的紊流分布也进行了分析,得到了其统计分析结果。还发现,随插板升高,特别是在发动机接近失稳时,脉动压力能量逐渐向一固定频段收敛,该低频段幅值大幅升高并充满畸变流场,并引起发动机失稳。初步分析认为:可能是进气道内的气流在强烈的紊流扰动下,出现了自激振荡现象。

**关键词:**扰流插板;动态进气畸变;紊流度;压力分布;统计分析;发动机

**中图分类号:** V23      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1009-3516(2008)01-0001-04

西方国家主要是在带有超音速紊流信号发生器或周期性脉动信号发生器的大型高空模拟试车台上进行动态进气压力畸变试验。且形成的紊流与稳态畸变的组合大都分别进行分析计算,再加以叠加,方法复杂,并经长期摸索才能较为准确反映实际<sup>[1-9]</sup>。采用带可移动扰流插板方式进行发动机气动稳定性检验。可以在发动机进口产生稳态压力畸变流场和表现为频率和振幅随机变化的“紊流”畸变流场<sup>[10-13]</sup>。这两种畸变共同影响发动机工作的稳定性,当畸变达到一定强度后,发动机就会失稳。由于该实验方法简洁,可操作性较强,最近已被列入相关规范中<sup>[14]</sup>。由于该实验在国内开展为时不长,在许多环节上还存在未知问题。近年来国内已有一些关于进口畸变流场的实验研究成果,对畸变压力场分布有所认识,但对插板形成的发动机进口畸变流场的更一般的分布规律以及畸变压力场的预估,或更进一步仅仅通过有针对性的验证性实验便可获知该型发动机进口畸变流场的分布规律方面,尚处于初步探索阶段或尚未开始<sup>[10-11]</sup>。

## 1 实验装置及紊流度 $\varepsilon$ 的定义

在发动机前部安装了扰流插板式畸变发生器和6只按等环面分布的“水”字形稳态、动态总压测点各30点<sup>[11-13]</sup>。

研制了动态压力畸变高速数据采集与实时存储处理系统、发动机退失速系统和扰流插板式畸变发生器。可在发动机进口处产生“稳态+紊流”的畸变流场。扰流板距发动机进口截面的距离为3.5倍直径。

以综合畸变指数“ $W$ ”表示畸变程度。 $W$ 由稳态畸变周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 和面平均紊流度 $\varepsilon$ 组合而成<sup>[10]</sup>。

紊流度 $\varepsilon$ 是综合畸变指数 $W$ 的主要组成部分之一。插板式进气畸变与模拟板和模拟网等产生进气畸变的方法,在所产生的紊流度的强度和空间分布方面有较大的不同。实验中按照文献[11]中定义的方法, $\varepsilon$ 所占的比例在该涡扇发动机实验为30%~46%,对 $W$ 有与 $\Delta\sigma_0$ 相当的贡献。理论上紊流中涡体的最大尺度可以相当于流场截面尺寸,最小尺度以分子粘性作用终止涡体进一步分裂为界。测定涡旋尺度的前提是:对应各种尺寸的涡旋,测点间的距离必需小于涡旋尺度,并且探头本身不产生对涡旋的干扰,这在发动机进口截面上用总压探头是无法实现的。因此,通常的做法是对紊流的压力脉动特征进行统计分析。气流的紊

收稿日期:2007-06-06

作者简介:江 勇(1956-),男,河北临西人,教授,博士,主要从事航空动力系统气动稳定性及其测控方法研究。  
E-mail: khl725@sina.com

流度为:  $\varepsilon = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{\sqrt{(\Delta P_i^*)^2}}{P_{AV}^*}$ , 其中  $(\Delta P_i^*)^2 = \frac{1}{T} \int_0^T (|P_i^*(t) - P_{TAVi}^*|)^2 dt$ ,  $P_{TAVi}^* = \frac{1}{T} \int_0^T P_i^*(t) dt$  是  $T$  时间内的平均总压。 $P_{AV}^*$ 、 $\Delta P_i^*$  分别为截面平均总压和每一测点的总压动态变化值。 $N$  为测点数。 $P_i^*(t)$  为某瞬时总压。

## 2 截面动压幅值谱

根据实验结果,紊流在截面上有3种存在方式:①上部气流未受插板扰动的高压区,气流流动比较稳定,总压梯度小,压力脉动小,幅值概率符合正态分布。其紊流形成的原因主要是壁面附面层影响。②插板引起的气流涡旋引起的压力脉动气流与未受到扰动的气流的剧烈掺混的大紊流区域。气流分离严重,总压梯度较大,速度不均匀。幅值概率密度偏离正态分布。这是紊流的主要能量聚集区域,也是动态畸变压力对发动机稳定性影响的主要部分,其位置在截面对应插板上沿的位置附近。③插板后面底部的低压区内的紊流区。气流完全分离,其压力脉动较掺混区小,速度低,面积最小,紊流度幅值概率接近正态分布。图1分别示出了3个区域内典型的动态压力幅值概率分布。其中虚线为标准的正态分布曲线,实线是实测的压力幅值概率分布曲线。在高压区内,动态压力幅值概率呈标准的正态分布, $\sigma$  较小, $\mu$  较大。表明:只有极少的小幅压力脉动。低压区内动压幅值概率分布幅值分散, $\mu$  的概率值也较低,表明低压区内有一定幅值的压力脉动,没有大幅的压力脉动,基本服从正态分布。掺混区动压幅值概率呈现十分扁平的分布,该处有幅值大小分布很宽的脉动压力,并且各种幅值的成分较为平均。说明气流的紊流成分中既有较多的大的或流动速度低的涡旋,也有许多中小涡旋和流动速度快的涡旋。其  $\sigma$  已达到 8 kPa,且按照正态分布推算,幅值更大的脉动较图中所示部分占有  $\geq 30\%$  的相当大的比例。由于其脉动压力幅值的能量大、成分复杂,对压气机的稳定性影响也较其它区域动态压力大得多。

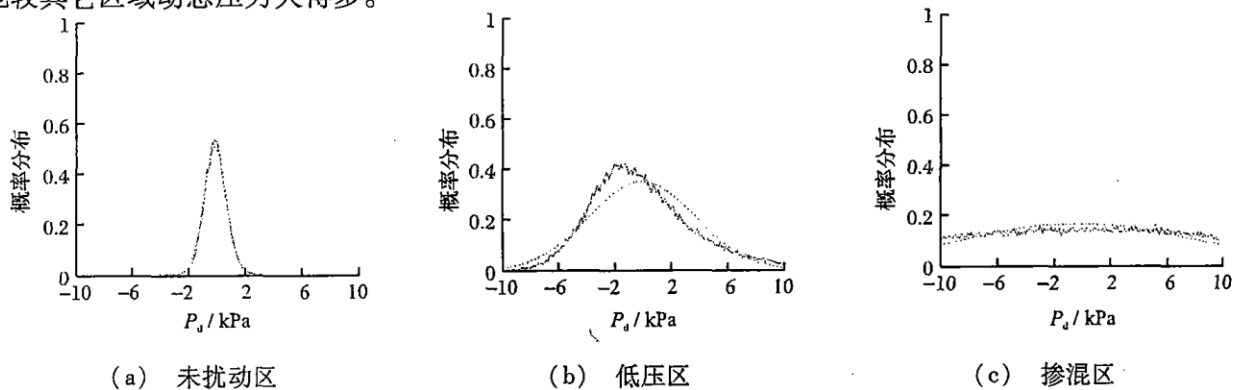


图1 截面典型动态压力幅值概率分布

Fig. 1 The inlet exit section typical dynamical pressure value probability distribution

## 3 截面动压功率谱

图2中高压区只在50 Hz有小幅频率成分。可认为是采集系统受到了小幅工频干扰,而气流基本平稳。

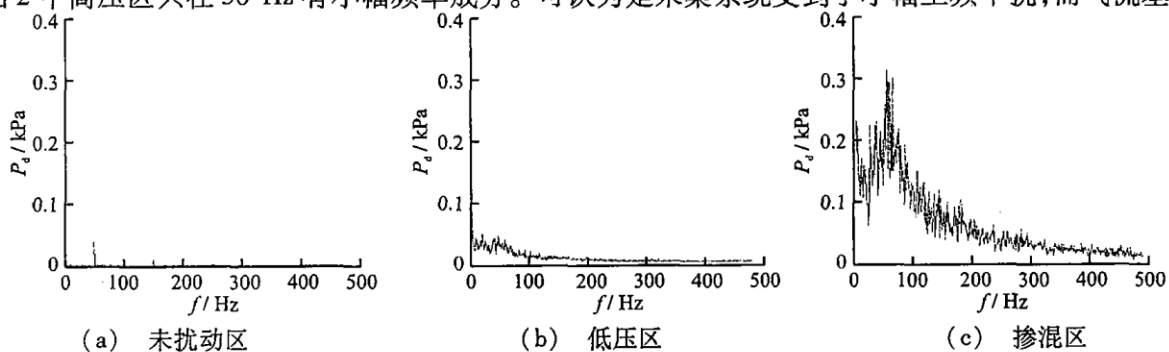


图2 截面动态畸变压力典型功率谱( $\bar{n}_{Lcor} = 95\%$   $\bar{H} = 35\%$ )

Fig. 2 The section dynamical distortion pressure typical power distribution( $\bar{n}_{Lcor} = 95\%$   $\bar{H} = 35\%$ )

低压区内功率谱的频率分布都在 200 Hz 以内。其中较大的频率成分在 100 Hz 以下,就单个频率的脉动压力功率幅值看,基本都在 0.1 kPa 以内(实际的脉动压力存在叠加现象,会大大超过单一频率的最大幅值)。对发动机影响较大的低频段内不存在能量较大的脉动压力,既大强度、大尺寸涡旋。

在掺混区可以很明显看出在各个频率上都有功率成分,具有连续频谱,且能量主要分布在 100 Hz 以下,最大值在 52 Hz - 65 Hz 范围内,其单个频率功率达到了 0.33,考虑到当地的平均气流  $\lambda$  数约为 0.4 左右,其涡旋的尺度是相当大的。若以压力脉动幅值衡量,其幅值是低压区内的脉动压力的 6 倍左右。因此,掺混区内的紊流无论从强度、尺度还是从数量上来说,都远远超过了高压区和低压区。

随  $\bar{H}$  升高,各个区域的脉动压力幅值的低频部分均有所上升,但位置不同,功率谱分布不同。如图 3,由前至后分别示出了各区域功率谱随  $\bar{H}$  升高的变化。在低压区内,最初只在低频段内有一些频谱连续的低能量的脉动成分,当插板高度升高后,脉动的功率增加,在发动机工作点逐渐接近喘振边界时,脉动频率逐渐向某个频率(此为 60 Hz)值集中,峰值逐步提高,考虑到这些值是大量分段曲线的概率统计以及实际脉动压力有可能在穿越测点时的速度不均匀度和空间偏离程度的不同,可以初步地认为:在低压区内随插板高度升高逐渐形成了一个频率不变的大强度、大尺度压力振荡或涡旋。产生这一现象的原因目前还不清楚,未受扰动的高压区内,在插板高度增加时,功率谱幅值略有增加,基本在 0.02 以内,可以认为是流动平稳的。但在接近失速时,有微小的脉动频率向某一频率集中的现象。可能的原因是受到低压区压力脉动的影响。

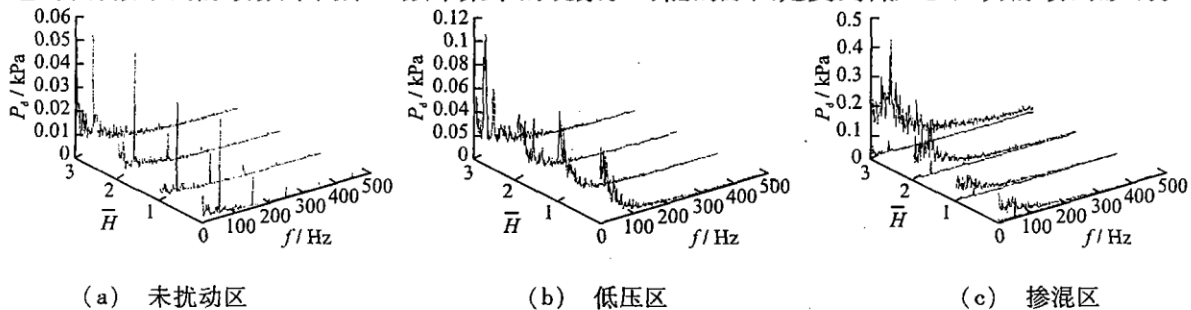


图 3  $\bar{H} = 20\%, 29\%, 37\%, 47\%$  时压力脉动功率谱分布 ( $\bar{n}_{Lcor} = 85\%$ )

Fig. 3  $\bar{H} = 20\%, 29\%, 37\%, 47\%$  pressure pulse power distribution ( $\bar{n}_{Lcor} = 85\%$ )

掺混区内各个状态下脉动压力幅值都比其它区域的高许多,在发动机接近失稳时可以看出紊流出现了向同一个较低的频率集中的趋势。综上,因在截面上各个不同的位置上,接近发动机失速临界点时出现了一个低频的大能量的压力脉动。可以认为紊流在某些诱因下出现了一种充满整个进口畸变空间的自激震荡,并与稳态畸变一道影响发动机工作。这一现象可以解释发动机突发失速或喘振的诱因。

## 4 结论

插板式进气畸变截面紊流场可以划分为未扰动区、掺混区、低压区。

未扰动区位于最上部,气流紊流度小且均匀。掺混区位于截面中部扰流插板上沿附近。紊流度最大,脉动压力有幅值分布宽而平均。聚集了脉动压力的大部分能量。低压区位于最底部,面积最小,脉动压力振幅较小且较为集中,基本服从正态分布。

压力脉动频率分布在 200 Hz 以内,其中幅值较大的频率成分在 100 Hz 以下。

插板升高时,特别是在发动机接近失稳时,逐渐形成一个不随转速变化、低频、充满畸变空间的大能量压力脉动,其引发的原因有可能是插板与发动机之间的进气道内的气流共振。

### 参考文献:

- [1] Beale D K, Cramer K B. Development of Improved Method for Simulation Aircraft Inlet Distortion in Turbine Engine Ground Tests [R]. AIAA 2002 - 3045.
- [2] John W Slater. Design of Wave - Rotor Transition Duct [R]. AIAA 2005 - 5143.
- [3] Jason M. Anderson Wing Eng. A Non - Intrusive Sensing Technique to Infer Optimal Flow Control in Serpentine Inlets [R]. AIAA 2006 - 13.

- [4] Saeid N, Alex S. Numerical Studies of Stall and Surge Alleviation in a High - Speed Transonic Fan Rotor [R]. AIAA 2000 - 0225.
- [5] Peter G, Martin H. Modeling the Dynamics of Supersonic Inlet/Gas - Turbine Engine System for Large - Amplitude High - Frequency Disturbances [R]. AIAA 2000 - 3594.
- [6] Harrison N A, Jason Anderson. Computational Analysis of Active Flow Control of a Boundary Layer Ingesting Serpentine Inlet Diffuser [R]. AIAA 2006 - 874.
- [7] Bruce J, Wend Julianne C, Dudek A. Computational - Experimental Development of Vortex Generator Use for a Transitioning S - Diffuser [R]. NASA TM 107357.
- [8] William G, Steenken John G. An Inlet Distortion Assessment During Aircraft Departures at High Angle of Attack for an FA - 18A Aircraft [R]. NASA TM 104328.
- [9] Williams J G, Steenken W G. Estimating Engine Airflow in Gas - Turbine Powered Aircraft with Clean and Distorted Inlet Flows [R]. NASA CR 198052.
- [10] 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.  
LIU Daxiang, YE Peiliang. Aviation Gas Turbine Engine Stability Design and Assess Technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [11] 江 勇, 张发启. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计 [J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2007, 8(2): 1 - 3.  
JIANG Yong, ZHANG Faqi. Base on Experiment the Air Inlet Flow Steady Pressure Distortion Field Estimate with the Inserted - board [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(2): 1 - 3. (in Chinese)
- [12] 杨 权, 叶 巍. 航空发动机稳定性评定试验装置的选择 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(4): 16 - 21.  
YANG Quan, YE Wei. The Choice of an Aviation Engine Stability Assess Experiment Device [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(4): 16 - 21. (in Chinese)
- [13] 江 勇, 李 军. 一种喷气推进系统的进气压力畸变测控系统 [J]. 航空计测技术, 2002, 22(6): 16 - 20.  
JIANG Yong, LI Jun. An Inlet Pressure Distortion Measurement and Control System for Jet Propulsion System [J]. Aviation Metrology & Measurement Technology, 2002, 22(6): 16 - 20. (in Chinese)
- [14] GJB/Z224 - 2005. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定方法 [S].  
GJB/Z224 - 2005. Aviation Gas Turbine Engine Stability Design and Assess Way [S]. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)

## Statistical Analysis of the Aero - engine Inlet Air Flow Pressure Distortion Turbulence Degree Distribution Using an Inserted - board

JIANG Yong, ZHANG Bai - ling, KONG Wei - dong

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The inserted - board air flow inlet distortion test shows that dynamic pressure at the engine inlet exit section can be divided into undisturbed, mixing and low pressure areas. The main turbulence flow power is distributed in mixing areas, with the value characteristics of low frequency distribution and wide range. It is basically in a normal distribution. The main power is distributed within 100 Hz. Its scale is 6 times higher than that of low - pressure area, and is the main area that affects the distortion degree. Also, the turbulence distributions of other two areas are analyzed and an analyzed result is obtained. It is discovered that with the inserted - board raised and especially when the engine operation point is moving to surge boundary, many dynamic pressure frequencies will gather to a small range, the low frequency wave power will increase in large scale, and full of all distortion area. At last, it arouses the engine stall. The primary analysis indicates that in air inlet the airflow presents self - excitation vibration during the trouble by strong distortion.

**Key words:** disturbed inserted - board; dynamic air inlet flow distortion; turbulence degree; pressure distribution; statistical analysis; engine