

某型航空发动机对插板式进气畸变的响应

江勇, 陈戈, 孔卫东, 梅飞, 郑铁军

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要 为得到较为准确的发动机对进气畸变的稳定性响应模型, 首先分析了由实验所得到的某型航空涡扇发动机进口扰流插板产生的稳态总压畸变和紊流分布。相对于压气机转子进口, 将周向分布的稳态总压畸变和截面脉动压力处理成一组不同频率的压力激励波形分布。通过频谱分析得到: 在发动机失稳前, 稳态畸变形成的波形频率最低, 幅值最大, 是引起发动机失稳的主要原因。对该组合畸变激励波用一阶响应模型进行动态修正并使用平行压气机分析模型, 得到了经修正的压气机喘振边界和得到改善的发动机进气畸变响应模型。最后分别计算了高、低压压气机逐步失稳的工作点移动过程。结果表明: 与压气机出口实验失稳波形十分接近, 该模型准确可行。

关键词 航空发动机; 进气畸变; 激励; 动态模型

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.03.001

中图分类号 V434⁺.3 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)03-0001-05

为了考核航空发动机气动稳定性, 必须进行插板式进气总压畸变实验。即: 在进气道内发动机前方安装一块扰流插板, 使发动机进口截面出现稳态的总压畸变和大量的紊流, 形成与大机动飞行相近的流动, 并以综合畸变指数 W (稳态周向总压畸变和紊流度之和) 衡量畸变的程度^[1-2]。分析畸变的方法一般是将稳态总压畸变看作对压气机静态激励, 而紊流度则看作动态激励, 分别进行处理^[3-7]。在大多数情况下, 假设或简化畸变的波形或分布, 会使计算模型的综合精度在解决工程实际问题时受到很大影响。为提高精度, 首先应根据实验数据, 将稳态压力畸变和动态压力畸变按照实际情况综合, 然后再将该激励波形代入分析发动机稳定性模型, 再经过实验与修正反复磨合, 最后得到较为准确的结果。因此, 研究如何将基于实验得到的稳态与动态压力畸变一体化考虑, 用统一后的畸变条件分析发动机稳定性问题是十分必要的。

1 插板式进气畸变实验装置

在一室内发动机试车台上, 在一台涡扇发动机前部距离发动机进口截面 $3.5D$ (D 为发动机进口直径) 处的进气道内安装了高度为 H 的可以垂直升降的扰流插板。具体构造及实验装置参见文献[8]。

当发动机进入实验转速后逐渐升高扰流插板, H 为扰流插板相对进气截面的高度。在发动机进口处产生“稳态 + 紊流”的畸变流场。当插板上升到一定高度, 所产生的流场畸变使发动机“失稳”, 出现喘振。根据对进气截面和高、低压压气机出口的压力波形, 可以建立发动机对进气总压畸变的响应模型。

2 进气组合畸变流场的特点

2.1 稳态总压畸变与紊流度分布

* 收稿日期: 2010-10-27

基金项目: 国家部委基金资助项目(07CJJ103)

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

扰流插板在发动机进口所形成的稳态总压畸变分布和脉动压力分布有不同的规律^[9-10]。其中稳态畸变压力在发动机进口截面的分布见图1(a),可以看出,最下部有一低压区,在插板高度 H 附近的中部有线性压力变化区和最上部的小扰动区,稳态畸变最大值在扰流插板的正后方(低压区内)。图1(b)示出了稳态压力沿径向的分布,可以明显看出稳态畸变压力在3个区域中的分布。紊流度的分布见图2,主要能量存在于插板高度 H 对应的位置附近。在插板底部和上部小扰动区脉动压力的分布大体相当,且过度区基本为线性^[10]。

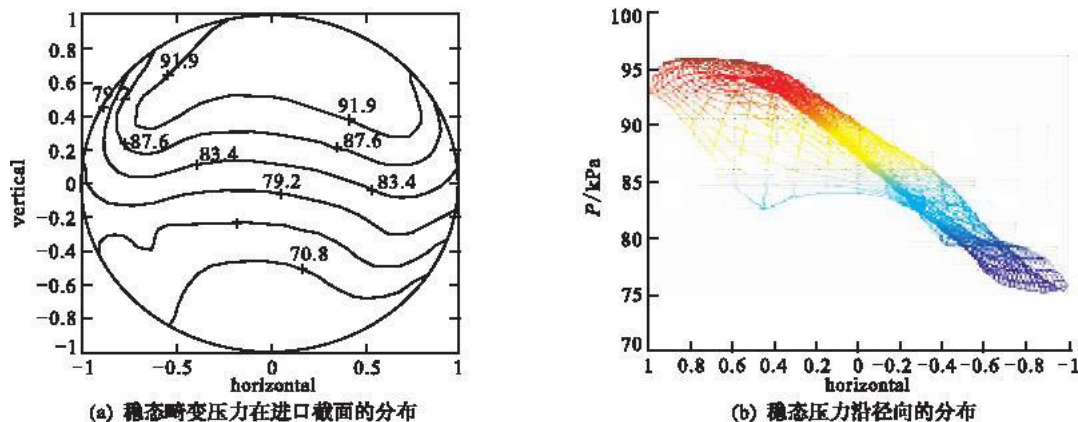


图1 $H=36.4\%$ $N_{1cor}=90\%$ 进气道出口截面稳态总压畸变分布

Fig. 1 The total pressure steady distortion distributing at the inlet exit section when $H=36.4\%N_{1cor}=90\%$

图3示出了 $N_{1cor}=95\%$, $H=22\%$ 、 37.2% 、 42.7% , 脉动压力 P_t 的频谱变化。当插板渐升至接近“临界”过程中,在大约32 Hz附近时频率幅值逐渐增强,其它频率成分则逐渐减小。表明:发动机进口气流出现较典型的谐振特征。谐振使得动态总压畸变较频率分散状态更严重,对发动机的影响更严重^[2]。

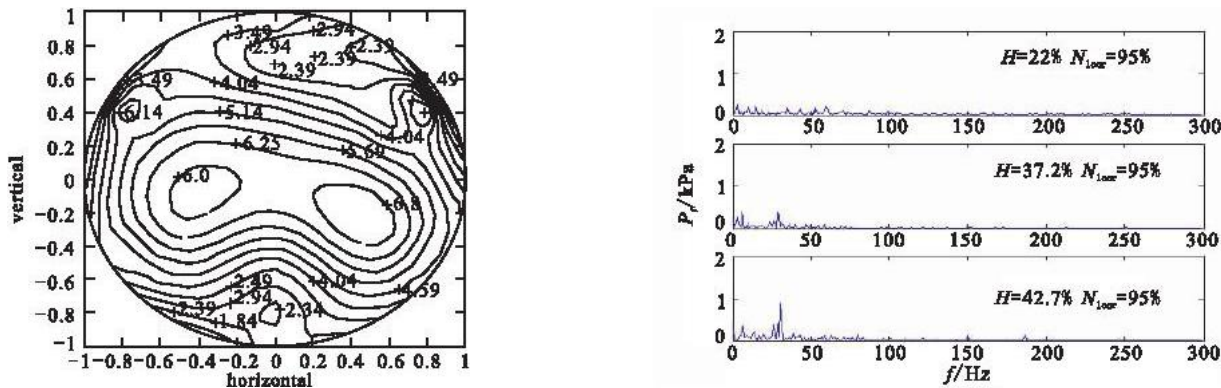


图2 进气道出口截面紊流度分布

Fig. 2 The turbulence degree contour at exit section

图3 不同插板高度 P_t 频谱

Fig. 3 Spectrum at different inserted-board height

2.2 综合畸变对发动机的激励波形频谱

压气机转子每旋转一周,经过不同的稳态畸变和紊流度分布区域。稳态畸变压力可看成是周向低频压力波动。脉动压力则是轴向的具有一定频率分布的压力波动。二者共同作用于压气机。在本文进行的发动机逼喘试验中,接近失稳时,均有不同谐振压力脉动出现,因此,下面主要分析出现谐振时压力畸变的特性。

在发动机进口截面 $0.5R$ 处依 n_t 沿周向将稳态压力和脉动压力重新进行排列,就得到了相对转子的压力组合波动。假定该波形平稳,其频谱如图4所示,其中212 Hz的频率成分是稳态压力分布形成的,其幅值大于其它由脉动压力形成的频率成分幅值5倍以上。并且,因其频率最低,对压气机的影响最大。可以认为稳态压力畸变是使发动机失稳的主要原因。

激励波形表达式为:

$$P_t = p_{sav} + \sum_{i=1}^n P_i \sin(2\pi f_i + \varphi_i) \quad (1)$$

式中: p_{sav} 为进口平均压力; P_i 为某频率的峰值压力幅值; f_i 为某峰值的频率; φ_i 为该频率的压力波的初始相位角。在分析压气机响应时,取 $n = 4$, 更高频的压力波动对压气机的影响因频率太高和幅值太小而可忽略。

2.3 激励波形特征

激励波形对应叶尖、叶中和叶根如图 5, 在低压区 叶尖、叶中和叶根感受到的压力接近, 在高压区, 叶尖处压力波动较小, 叶根处的压力峰值较大, 表明: 叶根附近综合压力畸变最严重, 叶尖处最小, 二者的差值约为综合畸变压力波动的 10%。

$N_{1,cor} = 95\%$ 时, 随插板高度 H 变化综合畸变压力波动的变化见图 6。涡旋造成的脉动压力在低压区和掺混区与稳态压力叠加后随着插板的逐渐升高而更加明显, 而在高压区则相对平缓。激励波形介于方波和只有负半周的、叠加有高频分量的正弦波之间

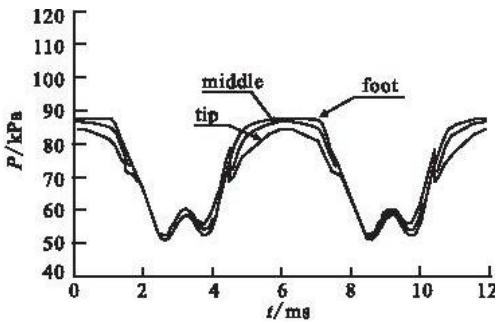


图 5 激励转子的组合畸变压力波形沿叶高的分布
Fig. 5 The integration distortion pressure wave exciting rotor

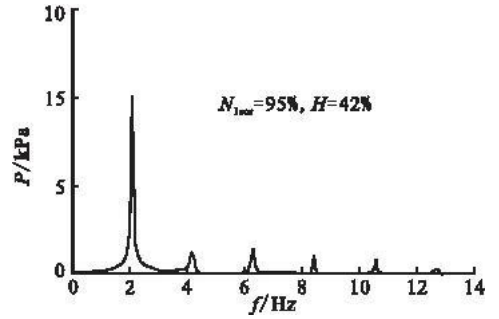


图 4 动态与稳态总压畸变组合频谱
Fig. 4 The dynamic and steady pressure distortion spectrum

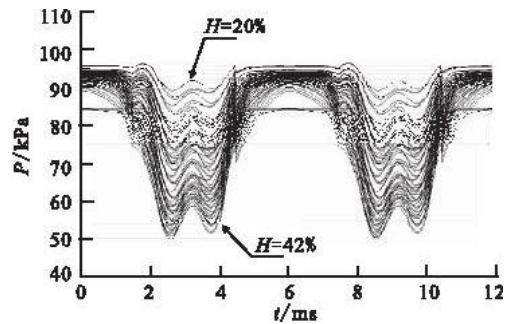


图 6 随插板升高组合激励压力波的变化
Fig. 6 The P_i changes vs the disturbing inserted - board move up

3 发动机转子对进气压力畸变的响应

当转子叶栅通过进气压力畸变区时, 由于本文所定义的稳态周向压力畸变和紊流度的作用, 叶栅感受到的速度周期性变化可以认为是速度脉动的激励, 其瞬时升力的响应应当具有滞后性。若转子的转速不变, 因进气总压的变化引起的进气攻角的变化和速度将引起升力的变化, 瞬时升力的响应可用下式表示:

$$\Delta L_w = c \pi \rho V_\infty w_0 e^{i\omega t} \left\{ \sin \beta_m S(k) + \cos \beta_m \left[\alpha T(k) + \frac{2y_{B,max}}{C} T'(k) \right] \right\} \quad (2)$$

式中: ΔL_w 为升力脉动值; c 为弦长; V_∞ 为主流速度; 风速为 $w = w_0 e^{i\omega(t-x/V_\infty)}$; 其弦向分量为 $w \cos \beta_m$; 横向分量为 $w \sin \beta_m$; $2\pi \rho V_\infty u_0 \alpha e^{i\omega t} T(k)$ 为平面叶形弦向带攻角的速度脉动的升力脉动, 其中 $T(k)$ 称为 Horlock 函数, 为弦向速度脉动的升力脉动函数^[2]。 $\pi \rho V_\infty u_0 c \left(\frac{2y_{B,max}}{c} \right) e^{i\omega t} T'(k)$ 为抛物线中弧线叶形受到弦向速度脉动后的升力脉动, T' 为霍尔麦斯函数, 用于计算零攻角下抛物线中弧线叶形受到弦向速度变化的脉动升力。叶栅在经过一个脉动的来流后, 表面的压力分布滞后于瞬时气流的攻角和速度的变化的物理现象可以解释为: 调整位流、附面层重建、后缘尾涡形成等。式(2)表明, 叶栅内的流动对带有攻角和速度变化的来流的响应是非定常的, 叶栅的响应速率与周向畸变角 θ^- 和畸变强度成正比, 是一带有阻尼的动态响应。

当稳态压力周向畸变角 θ^- 与压力畸变的峰值范围已定, 对叶栅的激励可看成是多个不同频率的正弦波形的共同激励。因此, 理论上叶栅的响应较以正弦波形为基频的波形在总体效果上更快, 更易达到临界值。另外, 波形占空比越大, 相对同一波形的叶栅响应时间也越长, 所达到的压力值也越接近失速边界。占空比为 1, 则为稳态畸变。

对于转子叶片, 使气流出现分离的瞬时攻角 a_i 较临界攻角 a_c 大并且滞后:

$$\frac{a_e - a_0}{a_i - a_0} = 1 - e^{-t/\tau} \quad (3)$$

式中: $\tau = (2.5 - 3.5)b/u$, b 为弦长, u 为来流速度; a_0 为初始攻角。

若考虑气体惯性可采用二阶模型, 由于影响响应有波形、幅值、发动机工作状态、压气机结构、压气机特性等多种因素, 为便于分析, 本文采用一阶响应模型对平行压气机模型进行修正。

图7示出了某型涡扇发动机低压转子在 $N_{1cor} = 95\%$, 插板高度 $H = 42\%$ 时, 进口截面 $0.5R$ 处, 进口压力按频谱分析得到的激励 ($n = 4$) 及其响应波形。可以看出: 响应波幅约减小了 30% (低压区), 修正后的平行压气机模型较按稳态畸变计算得到的特性有所改善。

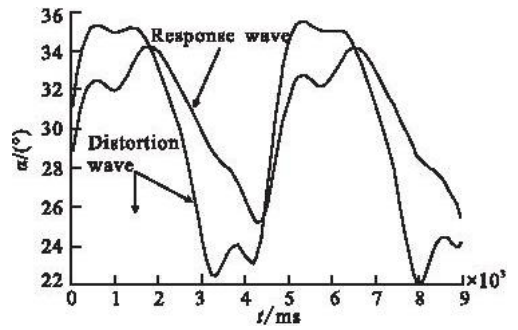


图7 畸变激励波形和第一级转子响应波形

Fig. 7 The distortion wave and the 1st rotor response wave

4 进气总压畸变下发动机的工作

低压压气机进口的激励波形出现喘振前测得的进口稳态畸变压力与频谱分析得到的失稳前形成的脉动压力合成。使用多扇区平行压气机模型, 经动态修正, 根据低压压气机特性, 可计算出低压级出口的参数分布。按照高、低压压气机的几何参数, 将该压力分布分解为高压压气机进口和外函进口 2 部分, 从而得到高压级进口流场参数分布。

由进口参数和畸变波形频谱, 计算出插板高度变化引起流量变化的等转速线。并绘出喘振边界。在图 8-9 中, 当 $N_{1cor} = 95\%$ 时, H 增大后, 进气流量逐渐减少, 高低压转子等转速线向左下方移动, 其喘振边界也向下移动。对低压区临界点进行修正, 得到对应不同流量的新的喘振边界。再由实测的发动机低压进口流量和对应的等转速线得到发动机共同工作点, 最后得到随进口压力畸变变化的高、低压共同工作特性线。因转子对激励响应滞后, 畸变被弱化, 不同流量下的喘振边界向左上方移动, 发动机稳定工作范围增加。随插板升高, 流量下降, 高低压工作点向左下移动, 但高压首先进入喘振边界。图 10 表示出了高、低压出口静压在发动机失稳时的测量波形。可见, 高压出口先出现 2 次大的压力下降。

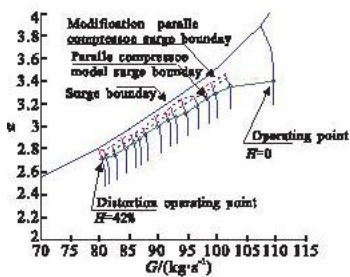


图8 低压压气机工作及特性变化

Fig. 8 The change of low compressor operating point and operation curve

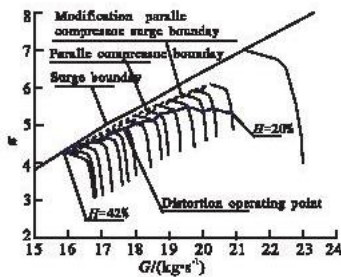


图9 高压压气机工作及特性变化

Fig. 9 The change of high compressor operating point and operation curve

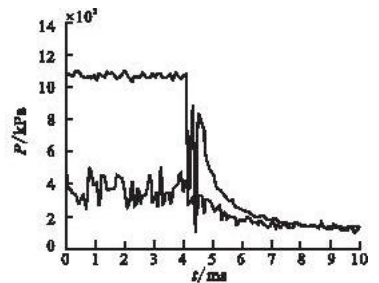


图10 压气机出口截面喘振压力波形

Fig. 10 The surge pressure wave at compressor exit

5 结束语

插板式进气畸变实验中, 稳态压力畸变可以分为低压区、线性分布区和小扰动区。紊流度分布则呈现以插板高度为中心的中部高、边沿低现象。本文建立了 2 类畸变转换成对转子的组合激励压力波形的方法, 用一个以压气机转速为基频的具有不同频率的组合波形表达。分析得出: 稳态压力畸变形成的波形频率最低, 幅值较其它频率成分高数倍, 是引起发动机失稳的主要原因。同时, 采用根据实际激励波形动态修正的平行压气机模型, 建立了畸变条件下, 高、低压压气机在插板高度变化时经过修正的喘振边界。用经修正的模型计算了高、低压压气机工作点随插板高度的变化。分析得到的压气机高压压气机首先失稳的结论与实验的结果一致, 说明该方法可行, 结论符合实际。

参考文献:

- [1] 国防科学技术委员会. GJB/Z224 - 2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定方法[S]. 北京:国防科技委员会, 2005.
Committee of national defense science and technology. GJB/Z224 - 2005. Aviation gas turbine engine stability design and assess way[S]. Beijing:Committee of national defense science and technology, 2005. (in Chinese)
- [2] 刘大响,叶培梁,胡骏,等. 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, HU Jun, et al. Aviation gas turbine engine stability design and assess technology[M]. Beijing: Aviation industry press, 2004. (in Chinese)
- [3] Slater John W. Design of wave - rotor transition duct[R]. AIAA 2005 - 5143.
- [4] Anderson J M, Ng W F, Burdisso R A, et al. A non - intrusive sensing technique to infer optimal flow control in serpentine inlets[R]. AIAA 2006 - 13.
- [5] Beale D K, Cramer K B, King P S. Development of improved method for simulation aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA 2002 - 3045.
- [6] Peter G, Martin H, Gary G, et al. Modeling the dynamics of supersonic inlet/gas - turbine engine system for large - amplitude high - frequency disturbances[R]. AIAA 2000 - 3594.
- [7] Harrison N A, Anderson J, Fleming J, et al. Computational analysis of active flow control of a boundary layer ingesting serpentine inlet diffuser[R]. AIAA 2006 - 874.
- [8] 江勇. 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. An inlet pressure distortion measurement and control system for jet propulsion system[J]. Aviation metrology and measurement technology, 2002, 22(6) : 16 - 20. (in Chinese)
- [9] 江勇,张发启,张百灵,等. 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, ZHANG Bailing, et al. 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)
- [10] 江勇,张百灵,孔卫东. 航空发动机插板式进气压力畸变紊流度分布[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2008, 9(1) : 1 - 4.
JIANG Yong, ZHANG Bailing KONG weidong. Statistical analysis the aero - engine inlet air flow pressure distortion turbulence degree distribution using an inserted - board[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2008, 9(1) : 1 - 4. (in Chinese)
- [11] 江勇,张百灵,陈世国,等. 基于实验的发动机插板式进气动态畸变压力的谐振分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9) : 2057 - 2062.
JIANG Yong, ZHANG Bailing, CHENG Shiguo, et al. Test - based syntonc analysis of the aero - engine inserted - board inlet dynamic distortion pressure [J]. Journal of aerospace power, 2009, 24(9) : 2057 - 2062. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

An Aero - engine Response to the Inserted - board Air Flow Inlet Distortion

JIANG Yong, CHEN Ge, KONG Wei - dong, ME Fei, ZHENG Tie - jun

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

Abstract: In order to acquire an accurate aero - engine stability response model against airflow inlet distortion, the following steps are taken. Analyzing the stable total - pressure aberrance and turbulence distribution produced by the inserted - board airflow inlet distortion of a turbofan engine. Transforming the stable total pressure distortion and section pulse pressure into pressure - exciting waves at a set of frequencies. Through frequency spectrum analysis, the lowest steady pressure distortion waves' frequency and the biggest amplitude value are obtained, which are of the crucial factor that makes the engine lose its stability. Modifying the waves with a one - class response model and a parallel compressor model, a modified surging boundary is obtained. Calculating the high and low compressors' shifting process of operating points respectively when the engine is stalling gradually; Comparing the calculated result with that of the engine's experimental data, it is found that the results are similar.

Key words: aero - engine; air inlet flow distortion; exciting; dynamic model