

紊流发生器特性和流场的模拟调节

施网兴

(南京航空学院)

摘 要

本文探讨了轴对称紊流发生器总压畸变流场的不稳定性,根据流场低压区的时钟位置和大小是否随时间而变化,可分为稳定型和非稳定型两种。对于稳定场,畸变指数测量的重复性较好,非稳定场则较差。文中还介绍了一种简单而有效的流场模拟调节方法。

主题词: 流场畸变, 涡流发生器, 性能分析, 模拟试验, 喷气发动机进气道

一、前 言

美国 AEDC 对轴对称紊流发生器进行了精心的试验研究,认为这是一种有应用价值的模拟试验装置。

在发动机的地面试验中,紊流发生器常用来模拟进气道的畸变流场和试验发动机的容畸变能力,故要求畸变指数有较好的重复性和预测性。轴对称紊流发生器畸变流场的调节,主要靠改变中心锥的轴向位置。在美国 NAPC 的使用中发现,对应一定的中心锥位置,畸变指数不是一个稳定值,但其大小能在一定的范围内预测,并认为这是由于流场低压区绕中心锥作周向位移。在移动过程中,其大小和形状发生了变化,从而影响畸变指数的重复性和预测性^[1]。

流场低压区是怎样随时间而运动的?这种不稳定性对畸变指数重复性的影响如何?本文通过对各种畸变流场的测量和分析回答了这些问题。文中还介绍了一种简单而有效的流场模拟调节方法。

研究中所用试验设备,测量系统和模型见文献^[2]。畸变指数和紊流发生器的特征几何参数的定义与文献^[3,4]相同。

二、流场的不稳定性

为了确定畸变流场是否稳定,中心锥的位置和工作压力比保持不变的条件下,即对一定工作状态下的流场,用同一测量系统进行连续重复测量,比较所得图谱和畸变指数。试验结果表明:根据总压畸变流场低压区的所处时钟位置和大小是否随时间而变化,可分为稳定型

本文1988年8月29日收到

和非稳定型两种。对于稳定场，低压区所处时钟位置和大小是不随时间而变化的。

图 1 是非稳定场的图谱。根据低压区随时间变化规律的不同，又可分为转动型和膨胀、收缩型两种。若低压区随时间作周向位移叫做转动型；低压区所处时钟位置不变，仅大小随时间而变化叫膨胀、收缩型。图中(a)为转动型，这是在 $\overline{A}_t = 0.52$, $\overline{A}_e = 1.56$, $\overline{L} = 3.2$ ，当 $p_2/p_p = 0.623$ 时，连续三次测量的结果。自左至右，白色低压区按逆时针方向转动，使 $P_{90_{min}}$ 的时钟位置由12:00—3:00位移到了10:30—1:30。在转动过程中，由于粘性影响，压力的形状和大小有所变化，但高压区始终位于中心。(b)为膨胀、收缩型。这是在 $\overline{A}_t = 0.49$, $\overline{A}_e = 1.18$, $\overline{L} = 2.55$ ，当 $p_2/p_p = 0.362$ 时，连续三次测量的结果。自左至右，白色低压区所处时钟位置不变，因此， $P_{90_{min}}$ 始终处于12:00—3:00的时钟位置，但大小发生了变化。

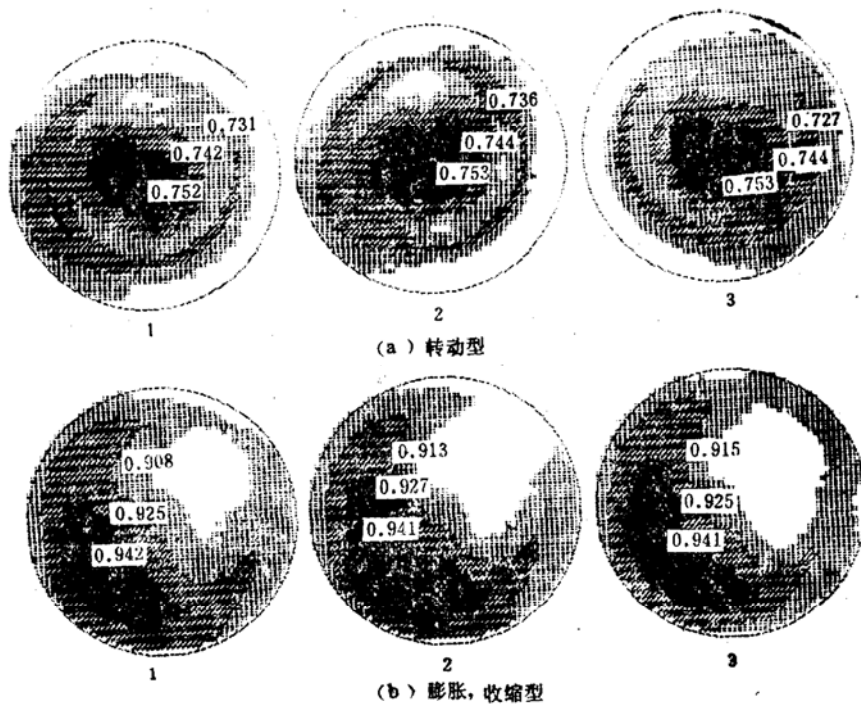


图 1 非稳定场的图谱

图 2 是某一稳定场的图谱。图中(a)和(b)是总压和静压分布，界面压力分别表示总压或静压与前室总压之比，(c)是速度分布，界面速度用马赫数表示，(d)是壁面压力分布，纵坐标是壁面压力与前室总压之比，横坐标是周向测点位置。

总压场中，最大压力差相对截面平均为15%，静压场中为5%，最大壁面压力差相对壁面平均为3%。由于总压畸变，使截面和壁面的静压分布不均匀。大致上总压高压区对应静压低压区。由于总压畸变大于静压畸变，总压高压区与高速区相对应。由此可见，即使稳定型畸变流场，截面静压也是不均匀的。由此产生的横向不平衡力相对比较大时，就会出现横向流动。因为总压低压区对应静压高压区，所以横向流动主要表现在总压低压区的运动。这里指的稳定场，仅是相对而言，因为截面上既然存在静压差，就存在产生横向流动的的必要条件，只是当这种静压差相对较小时，横向运动的速度分量很小，引起流场的变化十分缓慢和微小，以致在测量中不能明显的反映出来，因此可近似看作是稳定的。以上所举流场只是几

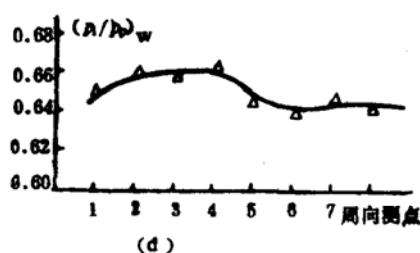
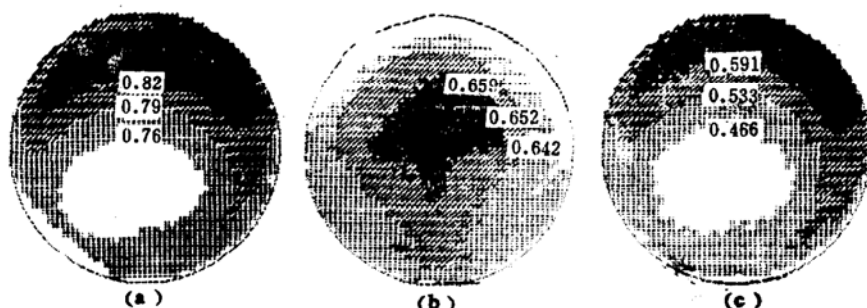


图2 总压(a)、静压(b)、速度分布(c)和壁面压力分布(d)图

种典型形式，实际上还存在更复杂的流场。

根据理论分析和初步实验表明，所有现代战斗机的超音速进气道主要产生大小不同的两种涡，即整体涡和对涡。在TORNADO飞机的飞行试验中，这种旋流对发动机稳定工作的影响甚至超过了稳态式瞬态畸变指数DC60的影响[5]。因此，进气道的气动力研究中主要考虑压力恢复、溢流阻力、畸变和旋流四个问题[6]。

对于进气道流场，一般来说可能同时存在压力畸变和旋流。有旋流就有横向速度分量，当旋流较强时，必然会影响到畸变场的稳定性。进气道与紊流发生器产生畸变的机理是相似的，即主要靠激波与附面层的相互作用。可见进气道同样存在非稳定场的问题。

三、不稳定性对畸变指数重复性的影响

为了说明流场的不稳定性对畸变指数重复性的影响，分析比较一下上述不同流场的畸变指数。图3是与上述图谱对应的畸变指数、总压恢复 σ 和马赫数 M_2 的测量结果。若 $\bar{D}$ 、DC

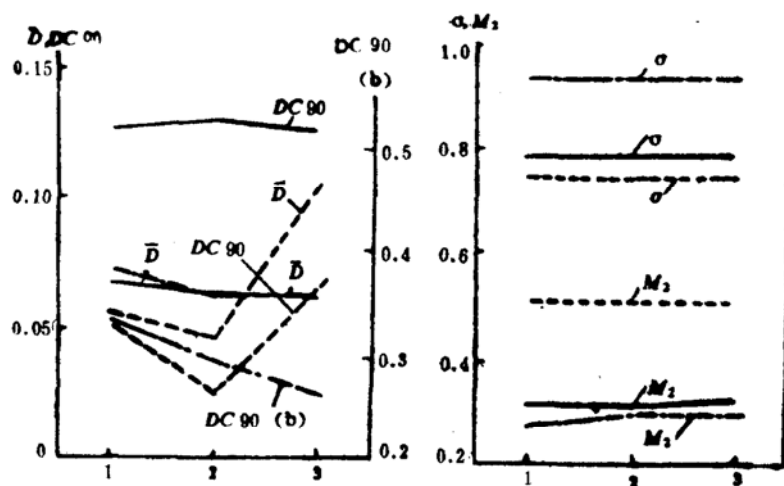


图3 不同畸变流场的畸变指数
(图中——稳定型，……非稳定场转动型，—·—非稳定场膨胀、收缩型)

90、 σ 和 M_2 的测量偏差，用连续三次测量中的最大绝对偏差表示，则对于稳定场， $\bar{D}$ 、DC90、 σ 和 M_2 的偏差均小于0.01；对于非稳定场， σ 和 M_2 的偏差在0.01以内，但 $\bar{D}$ 和DC90的偏差远大于此范围。如转动型， $\bar{D}$ 的偏差在0.05以上，DC90的偏差大于0.04。又如膨胀、收缩型， $\bar{D}$ 的偏差为0.01，DC90的偏差为0.07。

结果表明，对于稳定型畸变流场，其图谱和畸变指数测量结果的重复性较好，但非稳定型则较差。由此可见，畸变指数的重复性与流场的稳定性有关。

对于稳定型畸变流场，非连续测量（即几何位置和工作状态经过重新调节）的结果表明：不仅 M_2 ， σ ， $\bar{D}$ ，DC90，而且紊流度 T_{av} 的测量偏差仍在上述范围内^[2]。

四、流场的模拟调节

自从军用飞机上采用轴流压气机的涡轮喷气发动机以来，就遇到了发动机与进气道的匹配问题。最初由于对飞机机动飞行性能的要求较低，发动机压缩系统比较简单，匹配问题的研究中，仅须考虑稳态畸变。

六十年代初，AEDC 进行J93发动机与B70进气道匹配试验时，发现在稳态畸变并未超过发动机容限的情况下发生了喘振，其原因是由于气流脉动造成的。因此，提出稳态畸变和紊流度作为发动机的容限指标，紊流度越高，发动机能容忍的稳态畸变就越低^[7]。

六十年代后期，开始研究最大瞬态畸变。虽然最大瞬态畸变能更好地反映对发动机不稳定工作的影响，但测试和数据的处理费用昂贵。目前国内尚无条件进行此项试验研究。本文进行流场的模拟试验中采用稳态畸变指数DC90和紊流度 T_{av} 作指标。

在畸变流场的模拟试验中，只要径向和周向畸变指数相同，其流场对发动机工作的影响是相同的，不必过份追求图谱的模拟，因为即使用畸变网产生的流场，要求图谱完全相似的模拟也是很费时间的^[1]。

用轴对称紊流发生器模拟流场，能同时模拟稳态和动态畸变指数；只要加上辅助调节装置，模拟稳态图谱也并不困难。下面举一例说明模拟流场的调节方法。如图4是需要模拟的进气道稳态畸变流场的图谱（ $M_2 = 0.520$ ，DC90 = 0.050， $T_{av} = 0.022$ ）。

首先调节紊流发生器中心锥的轴向位置和工作压力比，可以很方便地使 M_2 ，DC90和 T_{av} 接近模拟要求，如图5(a)所示： $M_2 = 0.522$ ，DC90 = 0.054， $T_{av} = 0.023$ 。比较图5

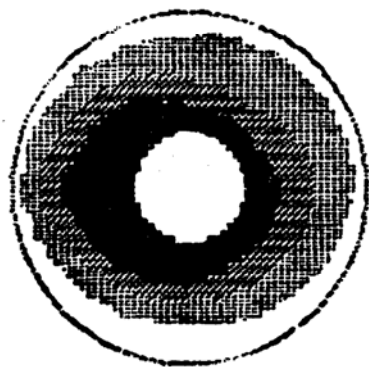


图4 进气道流场图谱

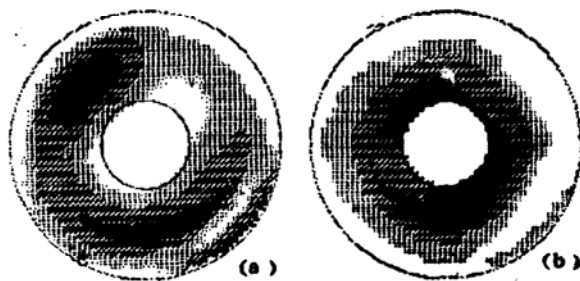


图5 模拟流场图谱

与图 5 (a), 两流场的稳、动态畸变指数很接近, 但图谱往往不一定相似。

模拟具体流场时, 在模拟截面前加不同形式的网, 以调节畸变指数和紊流度^[8], 也可采用径向平移或转动中心锥等方法。本文则采用调节杆作为辅助调节, 即在模拟截面前一定距离的截面上从周向插入一定数量的圆杆。圆杆可以沿径向移动, 以改变插入流场的深度。圆杆的数量、直径和插入的深度根据具体模拟要求而定。这种装置, 可用来改变稳态图谱, 使与进气道图谱大致相似, 而对畸变指数的影响较小, 图 5 (b) 是经辅助调节后的图谱 ($M_2 = 0.520$, $DC90 = 0.047$, $T_{av} = 0.019$)。当不要求图谱完全相似时, 可作为图谱的粗略调节手段, 并且能在试验过程中进行, 因此是一种较为简便有效的调节方法。若要使图谱进一步相似, 还需要细调。

五、结 论

1. 紊流发生器的总压畸变流场根据低压区的时钟位置和大小是否随时间而变化, 可分为稳定型和非稳定型两种。稳定场畸变指数测量的重复性较好; 非稳定场则较差。低压区的不稳定性, 是由于截面静压的不均匀所造成。

2. 紊流发生器同时能满足稳态和动态畸变指数的模拟。通过辅助调节装置的简单调节, 就可得到大致相似的稳态畸变图谱。

3. 非稳定场出现的机理尚需要进一步探讨。

参 考 文 献

- (1) Anderson, R.E.; Aircraft Engine Inlet Pressure Distortion Testing in a Ground Test Facility, AIAA-83-1233.
- (2) 施网兴: 轴对称紊流发生器畸变流场的调节规律, 《航空动力学报》, No.3, 1988.
- (3) 施网兴: 轴对称紊流发生器实验研究, 《空气动力学学报》, Vol.5, No.4, 1987.
- (4) 施网兴、韩晓云、陈德龙: 轴对称紊流发生器的主要几何参数对紊流度的影响, 《推进技术》, No.5, 1987.
- (5) Aulehla, F.; Intake Swirl-A Major Disturbance Parameter In Engine/Intake Compatibility, ICAS-82-4.8.1.
- (6) Stocks, C.P. and Bissinger, N.C.; The Design and Development of The TORNADO Engine Air Intake, AGARD, May 1981.
- (7) Bowditch, D.N. and Coltrin, R.E.; A Survey of Inlet/Engine Distortion Compatibility, AIAA-83-1166.
- (8) Youngmans, J.L., Moore, M.T., Collins, T.P. and Dizenzi, J.G.; Inlet Flow Field Simulation Techniques for Engine/Compression Testing, Aircraft Engineering, Nov.1970.

ctor in flowing air stream following the previous studies [1-4], an experimental study on atomization fineness of plain orifice injector with non-perpendicular injection into uniform cross flowing air stream has been conducted. The results show clearly that partial contra-stream injection improves atomization rather significantly, particularly under relatively low air flow velocity. For a certain combination of injection direction, air velocity and injector pressure drop, SMD will not always increase with the increase of orifice diameter, but having a minimum value at certain orifice diameter.

Keywords: Fuel nozzle, Fuel pulverization, Fuel spray, Jet engine, Combustion chamber, Fuel system, Experimentation, Research

THE CHARACTERISTICS OF THE TURBULENCE GENERATOR AND THE SIMULATION OF THE FLOW REGULATION

Shi Wangxing

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The unsteadiness of Pitot pressure distortion flow formed with axial-symmetric turbulence generator is investigated in this paper. The flow could be classified as steady one and unsteady one, according as whether the location and the dimension of low pressure zone in the flow change with time. The measurement repeatability of distortion factor in steady flow is better than that in unsteady flow.

A simple and available method to simulate flow profiles is also described.

Keywords: Flow distortion, Vortex generator, Performance analysis, Simulation test, Jet engine inlet