

进气畸变下涡喷发动机性能 及内部流场的试验研究

西 北工业大学 李文兰* * 黄智涛 胡正峰

【摘要】 本研究在涡喷发动机地面试车台上, 利用畸变模拟网格在发动机进口建立所需的总压畸变流场, 在均匀进气和畸变进气条件下, 测量了压气机级间流场(总压、静压、总温分布)、畸变传递、涡轮后温度场和发动机台架性能。文中给出有代表性的试验结果。通过对试验结果的对比分析, 得出若干有助于理解畸变影响机理和发展发动机性能及稳定性预测模型的结论。

关键词: 进气畸变 发动机性能 内部流场

进/发相容性的突出问题是, 进气道出口流场畸变降低了发动机性能和稳定工作裕度, 产生附加激振力, 引起转子、叶片的强迫振动和/或谐振。因此, 进气畸变条件下发动机性能评定、稳定性和结构完整性评审贯穿在推进系统发展的整个过程。上游压缩部件的畸变传递规律直接影响下游压缩部件的性能和工作稳定性; 而进气畸变引起的发动机内部流场的变化, 将影响发动机控制、监视信号和激振力, 这些将影响发动机性能、工作稳定性和转子、叶片的振动特性。文献[2]发展了文献[1]的计算模型, 采用实际的各级级特性, 计算了某 9 级压气机的级间流场, 并详细测量了级间总压、静压、总温分布。文献[3]给出周向畸变下某涡扇发动机压缩系统各级组之间流场的测量结果, 并用多扇平行压气机模型对各影响因素作了分析。本研究结果有助于理解进气畸变影响机理, 为发展进/发相容性有关的预测模型提供有用结论。

1 试验概况

试验在某单轴涡喷发动机地面试车台上进行。发动机压气机共 9 级, 第 1 级为跨音级。在发动机进口前约 0.8 进口直径处安置可旋转畸变模拟网装置。在发动机喷口外安置沿发动机

表 1 网格及试验状态

网 格			涡轮 I 导面积	$\bar{n}$	A_I/A_{ID}
目/寸	堵塞度	扇形角			
12.5	0.339	180°	标准	1.0°、0.933°、0.9°、0.87°、0.8、0.7、0.6	1.0
36	0.487	180°	标准	1.0°、0.933°、0.9°、0.87°、0.8、0.7、0.6	1.0
28	0.392	180°	标准	1.0°、0.933°、0.87°	1.0
36	0.487	180°	↓12%	1.0、0.933、0.9、0.87* *	1.2、1.0、0.8、0.7、0.6
28	0.392	180°	↓12%	1.0、0.933、0.9、0.87* *	1.0

* 同一状态做 2 次以上试验。 * * 每个转速分别作不同喷口面积的试验。

轴线可移动堵塞锥, 移动堵塞锥进入喷管, 可以改变喷口排气面积, 从而改变发动机工作点(为避免超温, 在进行这项试验时, 第 1 级涡轮导向器排气面积减小 12%)。图 1 所示测点(除 4-4 截面外)是固定的, 发动机进口及压气机级间的详细流场靠旋转网格获得。一般情况下, 网格每旋转 15 测量一组数据。发动机台架性能由试车台的常规设备和仪器测量。

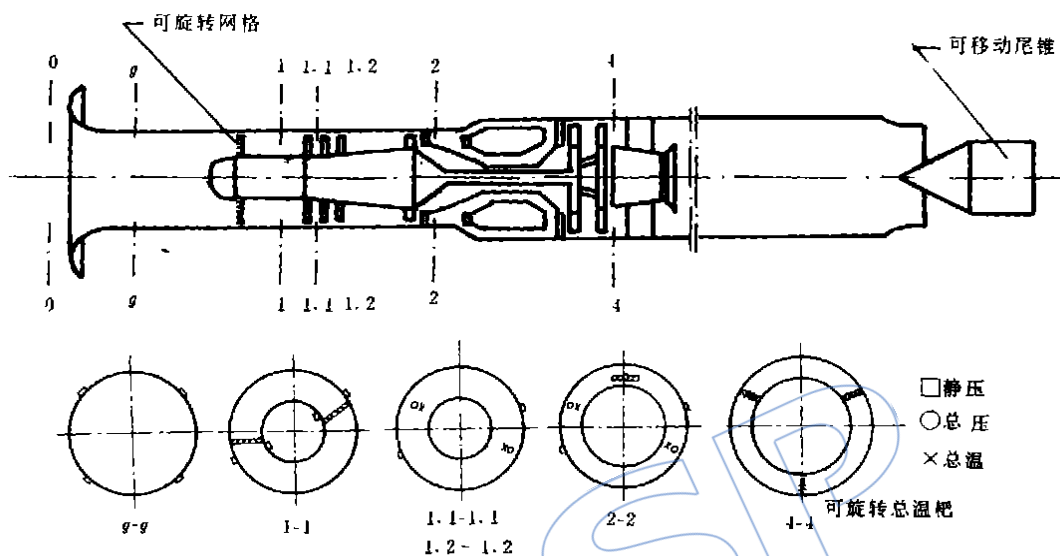


图 1 试验装置及测量系统

本研究所用的网格及试验状态等列于表 1。表中, $\bar{n} = n_{cor}/n_D$ 为相对换算转速, 其中 n_D 为设计转速, A_I/A_D 为相对喷口面积, 其中 A_D 为额定状态喷口面积, A_I 为试验状态的喷口面积。

2 结果和分析

2.1 压气机内部流场和畸变传递

图 2(a)~(c) 分别为 36 目网、90% 设计转速下压气机各级出口总压、静压和总温的周向

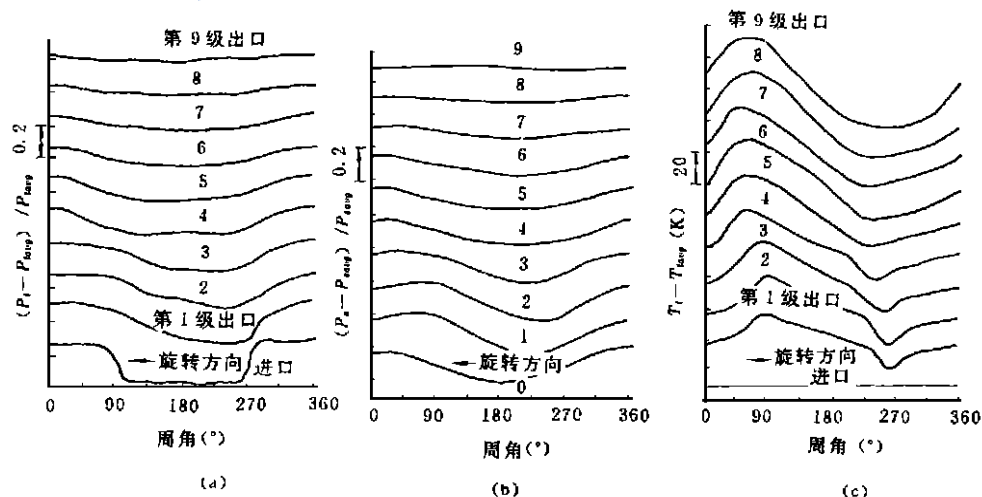


图 2 压气机进口及各级出口参数周向分布 (a) 总压 (b) 静压 (c) 总温 (绝对值)

分布。图 3 给出压气机各级进口畸变度, 即畸变衰减规律。图中纵坐标定义为: $D = (P_{max} - P_{min}) / P_{avg}$, P_{max} 、 P_{min} 和 P_{avg} 分别为所在截面的最高总压, 最低总压和平均总压。图 3 中 $\circ$: $\bar{n} = 0.9$, 36 目网; $\triangle$: $\bar{n} = 1.0$, 12.5 目网; $\diamond$: $\bar{n} = 0.933$, 12.5 目网; $\square$: $\bar{n} = 0.87$, 12.5 目网。由图 2(a) 可见, 发动机进口“方波型”总压畸变, 经过第 1 级后, 分布曲线变得不对称, 在转子叶片旋转进入低压区处, 分布曲线出现低谷, 而在转子叶片退出低压区处, 曲线变成平缓的过渡。结合图 3 还可以看出, 对于这类无进口导片的压气机(或风扇), 由于进口侧流(高压区向低压区的切向

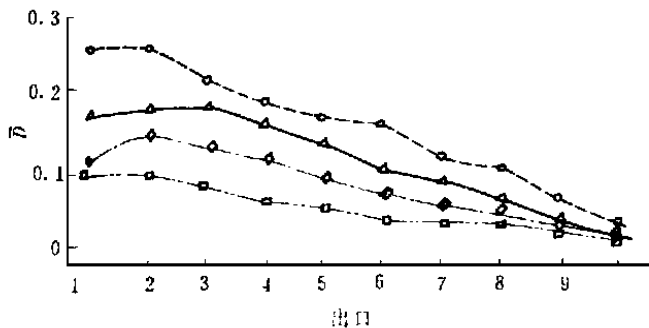


图 3 进气畸变在压气机中的传递规律

流动) 的影响, 第 1 级出口的周向局部位置总压可能很低, 因而第 1 级压气机有可能使 D 放大。但从第 2 级之后, 总压畸变却明显衰减。图中 4 条曲线, 进口畸变度相差很大, 但压气机出口总压畸变都很小。由图 2(c) 可知, 进气总压畸变在第 1 级出口及其后产生总温畸变。这是由于进口周向总压畸变使空气流量沿周向不均匀分配, 高压区轴速大, 低压区轴速小, 因而在低压区扇形内, 转子叶片对气流的加功量较大(温升大), 因此, 总温周向分布曲线的总趋势是低压区对应高总温区。此外, 由于进口侧流的影响, 在转子叶片进入低压区处, 侧流方向与叶片旋转方向(u 方向) 相同, 使相对气流角增大, 气流攻角减小, 当地叶片对气流加功量减小, 所以总温分布线在该处出现低谷; 而在叶片旋转退出低压区处, 侧流方向与 u 相反, 当地气流攻角加大, 当地叶片对气流加功量大, 温升也大, 因而总温分布曲线出现高峰。可见, 对于双转子或三转子发动机, 在进口总压畸变条件下, 下游压缩部件将经受总压和总温组合畸变, 因此, 下游压缩部件的性能和稳定性评定必须和上游压缩部件的畸变传递特性联系起来。由图 2(b) 可知, 网格的阻尼作用使网后气流流量小, 而压气机的抽吸作用有使流量趋于平衡的趋势, 因而, 在气流从网后至发动机进口流动过程中, 低压区气流略有加速(流管缩小、降压), 高压区气流略有减速(流管扩张、增压, 流速仍高于低压区), 使得发动机进口静压沿周向呈近似的正弦波分布。由图 2(b) 可见, 这种静压畸变在压气机中逐级衰减, 在压气机出口, 静压基本上是均匀的。

2.2 进气畸变对涡轮后温度场的影响

图 4 给出涡轮后径向(5 点) 平均温度的周向分布, 曲线 1 为 $\bar{n} = 0.9$, 均匀进气的温度分布, 曲线 2 为 $\bar{n} = 0.9$, 180 周向总压畸变进气的温度分布。由图可见, 同样转速下, 进气畸变使涡轮后温度普遍升高。这是因为进气畸变使发动机各部件(尤其是压气机) 工作环境恶化, 使部件效率降低; 加之, 网格引起发动机进口平均总压下降, 因而需要在较高的涡轮前温度下维持同样转速。从图 4 还可以看出, 周向不同位置的温度升高量相差较大, 而且无明显的规律性。为此, 图 5 给出均匀进气和畸变进气两种情况下, 在涡轮后测量的各火焰筒对应区域内的平均温度分布曲线(曲线 1 和 2), 曲线 3 为各火焰筒区平均温度的升高量。比较图 5 曲线 3 和图 2(c) 的第 9 级出口曲线, 可以看出它们具有相似分布规律。这个相似性表明, 压气机进口周向

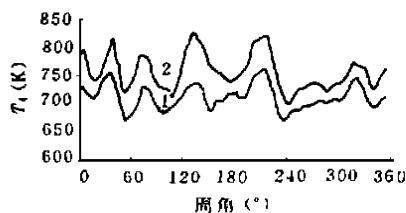


图4 涡轮后温度周向分布

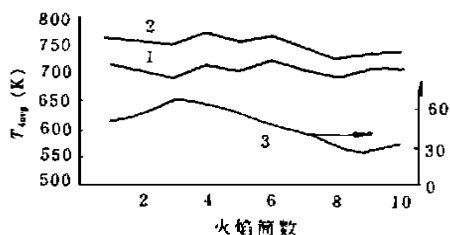


图5 涡轮后测量的火焰筒区平均温度

总压畸变引起出口周向总温畸变,使进入各火焰筒的气流所带进的总能量不同,尽管气流在各火焰筒内部经历复杂的掺混,燃烧室出口(及至涡轮后)各火焰筒区平均温度的升高量仍然会反映出燃烧室进口(压气机出口)的总温分布规律。

2.3 进气畸变对发动机台架性能的影响

进气畸变使发动机部件工作条件恶化,效率降低,与均匀进气的相比,在同样转速下,进气畸变使发动机推力下降,耗油率上升。图 6(a)、(b) 示出均匀进气, 12.5 目网、36 目网情况下推力和耗油率随转速的变化曲线。对于利用模拟网格产生畸变流场的地面试验,模拟网造成畸变流场的同时,使发动机进口平均总压也降低了。试验测量的推力下降是由两方面因素造成的。一是网格使发动机进口平均总压下降(这相当于进气道总压恢复系数下降对推力的影响)。二是流场不均匀(畸变)。图 6 中用箭头标出这两部分的影响,图 6(a) 中的虚线系根据有限数据(整个截面复盖网格进行试验)和数值分析估计的。

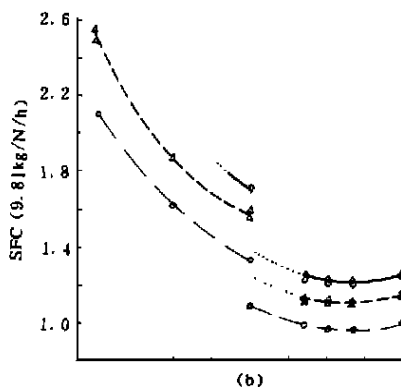
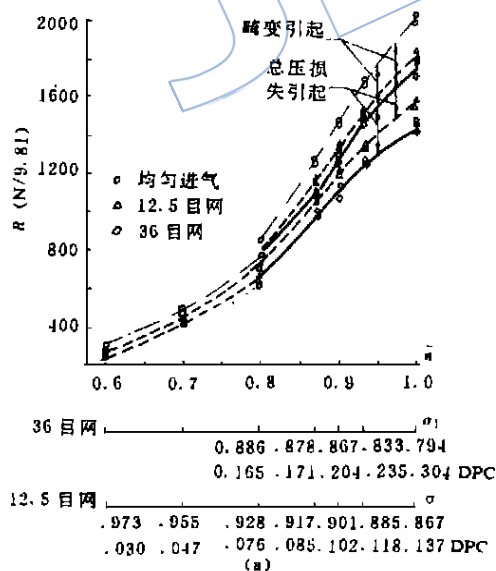


图6 不同转速下畸变对推力和耗油率的影响

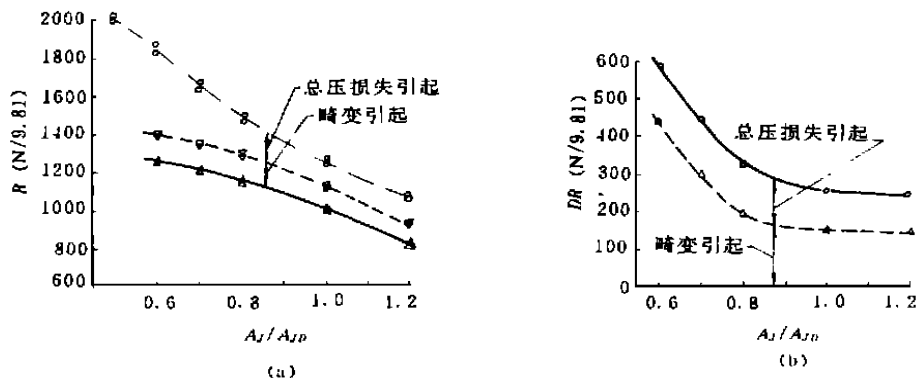


图 7 不同喷口面积下畸变对推力的影响

均匀进气条件下, 当发动机共同工作点偏离正常工作点向喘振边界移动时, 各部件都偏离其设计状态, 这时若进口流场不均匀(畸变), 则局部气流的流动状况将更加严重地偏离设计状态, 甚至接近或达到失速状态, 预期这时进气畸变对发动机性能的影响将更大。本研究利用可移动堵塞锥减小尾喷口流通面积使工作点上移, 在保持转速不变的条件下, 测量了 5 个喷气面积时进气畸变对发动机推力的影响。图 7 给出 $\bar{n} = 0.87, 36$ 目网的试验结果。由图可见, 发动机工作点向喘振边界移动时, 进气畸变对发动机性能的影响加大, 从图 7(b) 可看出, 当 A_J/A_{J0} 小于 0.8 以后, 推力减小很多。估计这时局部气流已开始出现某种不稳定现象。

结论 (1) 在地面试车台上, 发动机进口上游的模拟网可以建立所需的总压畸变流场, 同时, 周向总压畸变必伴随着进口周向静压畸变, 且高总压对应着高静压。(2) 对于无进口导片的压气机, 周向总压畸变将在第 1 级转子进口诱导明显的侧流(切向流动), 这种侧流将影响压气机级间流场, 尤其是在转子叶片进入和退出低压区的交界处。(3) 压气机进口周向总压畸变将使第 1 级出口及其后的气流出现周向总温畸变。进口低总压气流对应出口高总温气流。(4) 在同样转速下, 进气畸变的涡轮后温度场普遍地比均匀进气的高, 但不同周向位置的温度升高量不同。这种温度升高量的周向分布与压气机出口总温周向分布存在某种关联。(5) 以 D 为畸变指数, 在本试验条件下, 压气机第 1 级使畸变放大, 往后各级均使总压畸变、静压畸变明显衰减。在压气机出口, 静压已趋平衡, 总压畸变也已大部衰减。(6) 进气畸变使发动机推力下降, 耗油率上升。对于网格造成的总压畸变, 发动机性能下降包括网格引起的进口平均总压下降和流场畸变这两方面的影响。

本试验结果表明, 发动机沿等转速线节流时, 进气畸变对性能的影响加剧。

参 考 文 献

- 1 Mokolke H. The Development of Inlet Flow Distortion in Multi-Stage Axial Flow Compressor of High Hub-Tip Ratio. ICAS: 72- 20
- 2 李文兰, 丛孟滋, 陈辅群. 进气畸变下轴流压气机级间流场的研究. 中国航空科技文献 HJB910998, 1991
- 3 Mazawzy R S, Banks G A. Modeling and Analysis of the TF30-P-3 Compressor System with Inlet Pressure Distortion. NASA CR-134996, 1976

(责任编辑 魏星禄)

AN FEM FOR NEARLY- INCOMPRESSIBLE VISCOELASTICITY AND ITS APPLICATION IN PROPELLANT GRAIN STRESS ANALYSIS

Wang Yuanyou, Wang Xinhua, Hu Yafei

(*Beijing Institute of Technology*)

ABSTRACT

Since solid propellant exhibit nearly-incompressible material behaviour, the displacement formulation of the finite element method is unable to give acceptable solution to mechanical problems of these materials. This paper introduces a new constitutive relation based on Herrmann variational theorem for incompressible and nearly-incompressible viscoelasticity. The corresponding finite element formulation is presented here and a computer program VFAPINP is developed for solution to plane problems. The results show that the approach and the computer program are valid for stress analysis of viscoelastic materials with all admissible values of Poisson's ratio and particularly for the propellant grain stress analysis.

THREE- DIMENSIONAL FLOW FIELD INSIDE COMPRESSOR ROTOR TIP REGION AT NEAR STALL CONDITION

Ma Hongwei, Jiang Haokang, Li Yuchun

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The three-dimensional flow field inside the tip region of a low speed large-scale axial-flow compressor rotor at near stall condition was measured with the help of a five-hole conical probe driven by a rotating four-coordinate probe traverse mechanism. Results indicate that, radial migration of boundary layer of blade suction surface is strong, which induces a vortex nearby, flow separation appears on the blade suction surface, a blade scraping vortex exists in the corner of the blade pressure surface, strong mixing occurs between boundary layers of the pressure surface and the suction surface at median part of the rotor passage, which leads to substantial deficits of total pressure and axial velocity. All of these forms a complicated flow field in the rotor tip region.

EXPERIMENTAL STUDY ON ENGINE PERFORMANCE AND INTERNAL FLOW FIELD UNDER INLET DISTORTION

Li Wenlan, Huang Zhitao, Hu Zhengfeng

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A turbojet engine has been tested under the conditions of a series of screen-induced inflow distortion. Its compressor interstage flow field (static pressure, total pressure and total temperature), inlet distortion transmission, temperature field at turbine outlet and bed-tested engine performance were measured. The measurements indicate that: the inlet total and static pressure distortions are attenuated through the stages, the inlet total pressure distortion induces total temperature distortion at the compressor outlet, the inlet pressure distortion reduces the engine thrust and increases its specific fuel consumption. The tested data reveal also that there exists probably a correlation between temperature distributions at turbine outlet and compressor outlet.