

圆柱壳机匣热应力试验研究

南京航空学院 尚伟钧 张维新

一、试验设备与温度场的形成

试验设备与测量系统(图1):包括加温系统、温度测量系统和热应力测量系统。试件是1Cr18Ni9Ti材料制成的圆柱壳机匣,固定在底座上。加热器由周向均布的300V碘钨灯组成。热电偶是温度测量的传感器。在热应力测量中,采用中温应变片作为传感器,把电讯号经电阻平衡箱传到YJ-5应变仪,录取应变数据。

形成所需要的温度场是开展热应力试验研究的前提。根据试件加温的要求,由可控硅整流器自动控制电压的大小,形成所需要的温度分布。在试件几何轴对称的条件下,由于采用了轴对称的灯泡加热器,因此壳体的温度场也是轴对称的。只有形成稳定的温度场,才有可能产生稳定的应力场,温度场趋于稳定的时间和规律与试件的材料和安装试件的设备有关,上述条件一定时,温度场趋于稳定的时间和规律也一定(本试验的时间约20分钟)。加温条件相同时,温度场的分布规律因试件的材料不同也有所差异,本试件所形成的温度场特点是:试件内壁温度高,外壁温度低,不仅有轴向温度梯度,而且在径向有温差。每一个加热器作为一个温度控制截面,调节加热器的位置和数量,可形成各种温度场。实践证明,本设备形成的温度场重复性较好。

为了对试验应力场进行理论对比计算,必须把试验时所测定的温度场用最小二乘法进行拟合。从工程实用的角度,取三次多项式已足够精确。得到的机匣内表面温度 $T_1(x)$ 和外表面温度 $T_0(x)$ 表达式为:

$$\begin{aligned} T_1(x) &= 37.645 + 2.0467x - 0.01648x^2 + 0.004156x^3 \\ T_0(x) &= 32.621 + 2.4922x - 0.05079x^2 + 0.004771x^3 \end{aligned} \quad (1)$$

二、热应力测量及对比计算

在机匣固支端热应力试验中所用的中温应变片为DS120-6AA-16/150与DB120-7AA-16/250,应变胶为JSE-2和JFH-1并采用相应的固化程序。应变片的布点原则是:应力梯度变化

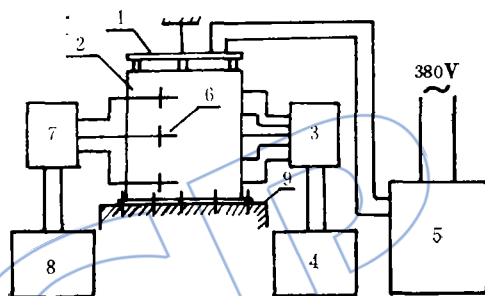


图1 试验系统图

1. 灯泡加热器 2. 试件圆筒 3. 琴键开关 4. 温度自动平衡记录仪 5. 可控硅直流电源 6. 应变片 7. 电阻平衡箱P20R-5型 8. YJ-5应变仪 9. 试验器底座

大的边界端面附近,布片应密集些,反之可稀疏些。由于圆筒壳每个测点的主应力方向已知,故应变片可按主应力的方向贴成T字形垂直应变花的形式(图1)。由于应变片的联接导线没有经过高温区,所以不需要消除高温对导线电阻的影响,因而应变片与导线的联接采用常规的双线接法。由于试件的轴向温度梯度大,其结构形式又不易按装补偿片,所以应变片的温度补偿采用了热输出曲线修正法^[1]。有了热应变值就可根据虎克定律求出主应力:轴向应力 σ_x ;周向应力 σ_θ 。根据公式(1)的温度分布,试验热应力值表示在图2和图3中。

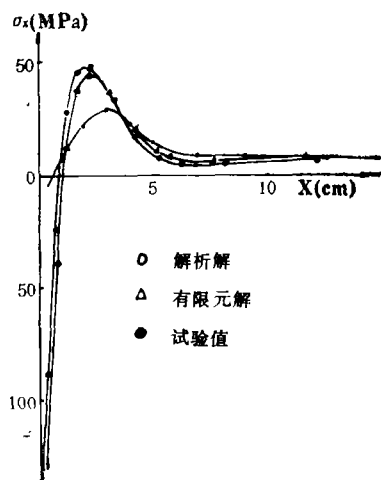


图2 固支端轴向热应力分布曲线

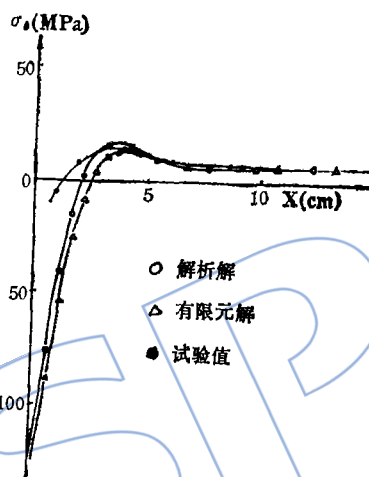


图3 固支端周向热应力分布曲线

为了与试验结果对比,分别按解析法与有限元法作了计算,计算中所用温度场仍按公式(1)求得。

固支端热应力的解析解是作者根据薄壳经典理论^[2,3,4]导出的理论计算公式^[5]进行的。其步骤是:首先计算轴向温度梯度产生的热应力。

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{x1} &= \frac{\alpha E h R}{(1-\mu^2)} \{ A_0 \lambda^2 (2f_2 - f_1) + A_1 \lambda (f_1 - f_2) - A_2 - 3A_3 x \} \\ \sigma_{\theta 1} &= \alpha E \left[A_0 (f_3 - 2f_4) + \frac{A_1}{\lambda} (f_4 - f_3) \right] + \mu \sigma_{x1} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其次计算径向温差产生的热应力。

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{x2} &= \frac{\alpha E h}{2(1-\mu)} \left\{ -B_0(1+f_1) - B_1 x + B_2 \left[\frac{R h}{\sqrt{3(1-\mu^2)}} (f_1 - 2f_2) - x^2 \right] \right. \\ &\quad \left. + B_3 \left[\frac{3R h}{\lambda \sqrt{3(1-\mu^2)}} (f_2 - f_1) - x^3 \right] \right\} \\ \sigma_{\theta 2}^M &= \mu \sigma_{x2} - \frac{1}{2} \alpha E h (B_0 + B_1 x + B_2 x^2 + B_3 x^3) \\ \sigma_{\theta 2}^N &= \frac{\alpha E h}{2(1-\mu)} \left[B_0 \sqrt{\frac{1-\mu^2}{3}} f_3 + B_2 \frac{R h}{3} (H f_3 - 2f_4) \right. \\ &\quad \left. - B_3 \frac{R h}{\lambda} (\lambda x - f_3 + f_4) \right] \\ \sigma_{\theta 2} &= \sigma_{\theta 2}^M + \sigma_{\theta 2}^N \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

最后,把上述两项叠加成总的热应力:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= \sigma_{x1} + \sigma_{x2} \\ \sigma_\theta &= \sigma_{\theta1} + \sigma_{\theta2} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中:线膨胀系数 $\alpha = 17.32 \times 10^{-6} 1/^\circ\text{C}$,弹性模量 $E = 1.60 \times 10^5 \text{MPa}$,泊桑比 $\mu = 0.3$,壳体厚度 $h = 0.2 \text{cm}$,壳体中径 $R = 17.6 \text{cm}$, $\lambda = (Eh/4R^2D)^{0.25}$, $D = Eh^3/12(1-\mu^2)$ 。 $f_1 = f_1(\lambda x)$, $f_2 = f_2(\lambda x)$, $f_3 = f_3(\lambda x)$, $f_4 = f_4(\lambda x)$ 均为特殊函数^[4]。 $A_n = (T_{on} + T_{in})/2$, $B_n = (T_{on} - T_{in})/h$, T_{on} 与 T_{in} 分别取自公式(2), σ_x^M 为周向弯曲应力, σ_θ^N 为周向薄膜应力。按公式(2)、(3)、(4)计算的热应力值见图5和图6。

有限元计算是利用SAP-5大型结构静动力分析程序进行的,其结果见图2和图3。

三、结 论

从图2、图3三种应力分布曲线可以看出:两种计算结果相当一致。试验曲线与计算结果相比,基本规律相符,趋势一致。从图中可以看出,在靠近边界端面附近,试验应力曲线的应力趋势比较缓和。这种缓和的趋势对应力分布曲线的峰值位置和大小都有一定的影响。由图可见,它使峰值应力下降,其中对轴向应力 σ_x 影响较大,下降约30%左右。造成这种结果的主要原因是:理论计算的边界条件是在室温下绝对固支的,而实际上试验机匣除安装边不可能绝对固支外,在靠近机匣安装边附近的底座上,温度也略高于室温,从而使机匣受热后,在安装边附近的膨胀量大于理论上室温条件下绝对固支和无相对膨胀的情况,这就造成了实际机匣的松弛现象,使试验应力趋势缓和。当远离边界端面时,应力值逐渐变得平坦,绝对数值较小,此时,计算与试验相比比较一致。如果提高试验温度,加大热负荷,采用质量好的高温自补偿应变片,将能进一步提高实验精度。

参 考 文 献

- [1] 天津大学编,“电阻应变仪的测试技术”科学出版社,1980。
- [2] [日]竹内洋一郎,“热应力”,科学出版社,1980。
- [3] Ugural, A.C., “Stresses in Plates and Shells”, 1981。
- [4] [美]S.铁摩辛柯, S.沃诺斯基著,“板壳理论”,科学出版社,1977。
- [5] 尚伟钧,“圆柱壳体热应力理论研究”,发动机结构、强度、振动第三次学术会议论文集,第三册,1985。

(责任编辑 郑祺选)

sor in subsonic, transonic and supersonic flow. The wind tunnel has been equipped with advanced instrumentation and enables to accomplish a wide range of experimentation. It is first successful one for testing the two-dimensional cascades of compressor in transonic and supersonic flow in China by now. It provides a new test rig for research and development of aeroengines with high performances.

COMPUTER-AIDED EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF AXIAL-FLOW COMPRESSORS

Zhu Nianguo and Chen Maozhang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

An approach has been developed to evaluate some important aerodynamic parameters such as air-flow angle, blockage factor and loss coefficient, at unmeasurable surfaces. It can be used for two cases of measurement of multi-stage, axial-flow compressors. In order to testify this approach, several examples have been calculated and the results show that this approach provides reliable data for further performance improvement.

AN EXPERIMENTAL STUDY ON THERMAL STRESS IN CYLINDRICAL CASE

Shang Weijun and Zhang Weixin

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

This paper describes temperature and thermal stress distributions as well as measuring technique and method to generate these two parameters. The temperature distributions are produced by iodine-wolfram lamps and measured by thermocouples. The temperature fields which are steady and symmetrical have both axial and radial temperature gradients. The experimental curve has been fitted with the aid of the least square method in form of algebraical polynomials. Under such temperature distributions, the measurements of thermal stresses in cylindrical case with fixed ends were carried out by mid-temperature strain gauge, and the profiles of thermal stresses versus the case axial distance were obtained.

In addition, thermal stresses were calculated numerically employing the finite element method, SAP-5 program. The calculated results are compared with the test data satisfactorily.