

复杂受载承力机匣的强度及疲劳寿命

南京航空学院 尚伟钧 李明达*

摘 要

本文首先论述了航空发动机承力机匣应力分布计算与试验,指出这类机匣的有限元计算,一般可分为:模型估算、真实机匣应力分布计算和局部结构的详细计算。其次介绍了圆筒机匣热应力理论与试验研究的基本方法与主要成果。最后从机匣低循环疲劳寿命预测的初步探索的角度,说明了缺口构件在常温与高温条件下的低循环疲劳寿命预测工作的一些进展。

一、强度计算与试验

航空发动机中的各种承力机匣,虽然结构复杂,形状各异,设计准则各不相同,但从几何形状上来看都是轮辐框架结构,在有限元计算时,一般将这类结构理想化为板、壳、梁单元的组合物,因此给有限元计算带来一定难度,为此必须寻求适当的处理方法,以达到计算方法简单、效率高、结果较精确的目的。该类机匣的应力分析方法基本上可分为:模型估算、真实机匣应力分布计算和局部结构的详细计算。最后还要实验验证。

1. 模型估算 模型估算是根据结构与受力特点,将实际的机匣抽象化为平面框架模型或空间框架模型,然后将其离散化后进行应力计算,以得到各种工况在机匣上的应力大致分布及各自在总应力中所占的比例,从而确定主要起作用的工况。

用等效的原则将发动机中的扩散机匣(图1a),抽象化为平面框架模型(图1b),其特点是:将扩散机匣的外机匣和内机匣简化为内外两个同心圆环,支板作为均匀的直梁,其两端分别与内外环固接,外圆环由同一中面上的悬臂圆筒支承,其半径为外机匣的平均半径,圆筒壳左端固支,然后将平面框架模型离散化,并用各种工况进行有限元计算^[1、2]。

同样,后轴承机匣(图2a)可理想化为一个由直梁及支承壳单元组成的平面框架模型

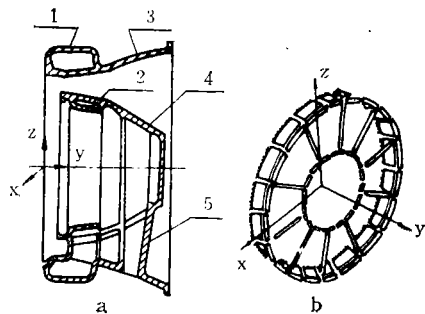


图1 扩散机匣(a)及其平面框架模型(b)
(1.外集气管 2.内集气管 3.外机匣 4.内机匣 5.支板)

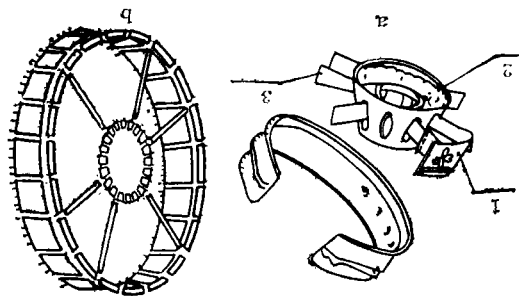


图2 后轴承机匣(a)及其计算模型(b)
(1.外机匣 2.内机匣 3.支板)

* 本文于1988年4月收到。*李明达教授现在华东化工学院任教。

(图2b),将其离散化后,应各种工况进行计算,得出的位移、节点力及结构中应力与该机匣设计数据接近,证明用这种模型计算是可行的〔3〕。

中介机匣是双转子发动机特别是双涵双转子发动机中很重要的受力部件,根据该机匣受力与传力的特点,其设计准则一般为变刚度框架结构设计。根据该机匣的几何轴对称的特点,把它理想化为空间板、梁式框架结构;又由于受载是非轴对称的,因此计算时必须取整体结构计算;边界条件作了近似处理后,变为外安装边两端固定,内机匣两端自由的空间框架结构,承受安装节及分流环载荷的情况下的应力分析问题

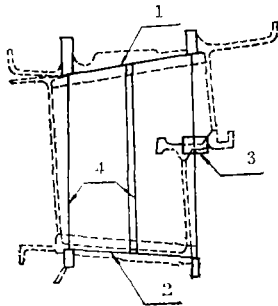


图3 空间框架式计算模型
虚线为实际结构

(1.外机匣 2.内机匣 3.分流环
4.轮毂)

(图3)。同样将该模型离散化后,用大型通用有限元程序计算了其应力分布并反验算了前、后周向肋的高度,计算结果表明:按有限元计算的周向肋的高度,比按古典解法求得值更接近实际机匣的周向肋高度〔4〕。

2. 真实机匣的应力计算 以扩散机匣为例,从第一步计算结果中可以看出,机匣的内外压差工况是起决定作用的,它占总应力的90%左右,因此在该项计算中将内外压差工况单独进行应力分布计算,其方法是根据扩散机匣的受力,几何形状和约束轴对称的特点,取实际结构的1/20扇形进行应力分布计算(图4),从而得到了机匣各部位的应力、应变值。从中发现高应力区,如:该机匣在外集气管上的应力水平最高,是一个危险区〔1、2〕。

3. 局部结构的详细计算 为了对危险区的应力应变作出更精确的分析,可取出该部位的局部结构,将其有限元网格再细化,如图5就是扩散机匣外集气管的细化模型,再用细化后的模型作有限元计算,从中可进一步发现局部结构中危险点的位置和应力大小,如:对外集气管细化计算后发现在外集气管右侧壁上不仅应力梯度大,而且出现了局部屈服,〔1、2〕

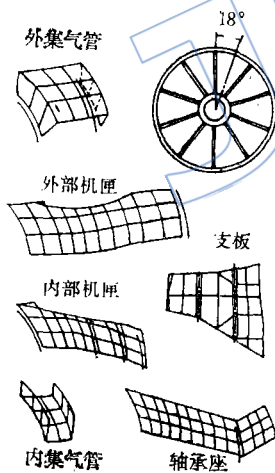


图4 扩散机匣离散模型

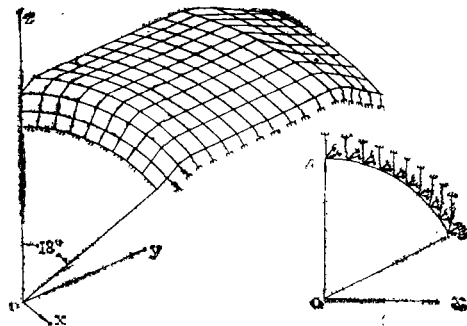


图5 外集气管离散模型

4. 机匣的应力分布试验〔1〕 为了对上述计算方法进行验证,必须进行应力分布试验。扩散机匣试验机匣结构疲劳试验器上进行。为了考核试验器的应力测量的置信度,在试验器上首先进行了薄壁圆筒在内压作用下,且抵消轴向力的应力分布试验,试验结果表明:(1)在试验件中的中段,周向应力 σ_θ 的试验值与经典理论解的误差在5%以下,置信度是好的;

(2) 试验的重复性是好的; (3) 边界条件处的应力分布规律与计算值相一致。

扩散机匣的试验共完成了 8 个单项工况和一个综合工况的试验。从试验得知: 由扭矩、轴向力、横向力、弯矩等单项工况应力值很小, 而内压工况, 应力值则占总应力的 93% 左右, 所以内压工况是主要的, 该试验结果与同样工况的有限元计算结果相比: (1) 两者均得出, 内压工况是主要的, 其应力值都占 90% 以上, 其它单项工况, 应力值很小; (2) 机匣各部位的应力分布规律, 两者基本相符; (3) 两者结果的相对误差一般均小于 50%; (4) 两者得到的高应力区是一致的, 发生在外集气管和外部机匣上。

由此可见, 该类机匣的应力分析方法是合适的, 可应用于机匣的设计、改型和度分析。

二、简化机匣热应力理论与试验研究^[5,6]

主要包括了以下几个方面的工作:

1. 根据薄壳热应力的经典理论, 文献^[5,6]提出了简化机匣(采用圆柱壳机匣)的理论公式, 并应用于固支端、简支端、自由端三种边界条件下的热应力计算, 并绘制了热应力分布曲线, 然后在同样温度场下, 用有限元程序进行热应力计算, 同样绘制了应力分布曲线, 计算结果表明: 两者曲线相当吻合, 除在边界条件附近略有差别外, 曲线几乎重合(图 6)。

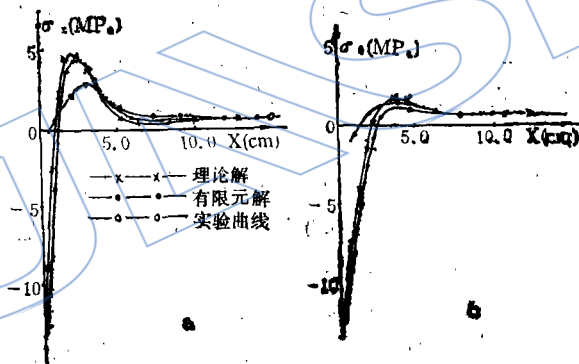


图 6 固支端热应力分布曲线 (a 轴向, b 周向)

2. 在理论研究的基础上, 对机匣的热应力进行了大量的试验研究, 得出了以固支端边界条件为代表的试验应力曲线, 与计算结果相比分布规律基本上是相符的, 曲线的趋势是一致的。在边界端面附近, 由于固支端的安装不是绝对固支的, 有松弛现象, 应力变化较缓和, 故试验应力比计算值偏大; 而峰值较低, 误差一般在 (20~30)% 左右; 远离边界端面处, 应力绝对值较小, 应力的趋势与大小两者一致(图 6)。

3. 对温度场我们采用了碘钨灯加热器, 由于试件的几何形状、温度场和边界约束是轴对称的, 所以当温度场形成并稳定后, 仅沿机匣的轴向测得一组试验温度值, 然后用最小二乘法对该试验值进行拟合, 形成一条多项式曲线, 以适用于热应力理论解与有限元解的需要, 保证了热应力计算的顺利进行。

三、低循环疲劳寿命预测的初步探索

用局部应力应变法预测实际构件的低循环疲劳寿命是目前国内外正在推广使用的一种新方法,而简单缺口构件的低循环疲劳寿命的预测是复杂构件低循环疲劳寿命预测的探索。

1. 常温缺口构件的低循环疲劳寿命预测^[7] 常温缺口构件的低循环疲劳寿命预测国内外不少人做过,然而文献^[7]的作者对处理方法上有以下改进:

(1) 提出了一种确定危险点应力应变滞回环的新方法,该方法与Wetzel有效系数矩阵法相比,可节省很多计算时间,而计算结果与SAE的试验结果相吻合。

(2) 作者根据疲劳极限和古德曼图来确定不计损伤的循环,其判断准则为: $\sigma_a < 0.15 (\sigma_f' - 1.11\sigma_b)$,比有的文献中规定:造成损伤小于 10^{-9} 的小循环可忽略的要求更合理,力学概念也清楚,从而可减少很多工作量。

(3) 为了减少损伤的计算误差,作者提出有限元法用于疲劳应力、应变分析时,建议取0.01%的塑性应变幅时的应力幅 $\sigma_{0.01}$ 作为循环屈服强度,代替 $\sigma_{0.2}$ 作为循环屈服强度。

(4) 作者应用了上述的见解,用有限元素法预测的缺口构件的低循环疲劳寿命与试验值相比分散度在两倍范围之内,明显的优于Neuber法。

2. 缺口构件在对称加载下的高温低循环疲劳寿命预测的基本方法^[8]。首先以材料的循环特性为依据,针对受对称加载有保持时间的构件,提出了高温低循环疲劳分析的有限元计算模型。其次以带孔矩形薄板为例,先用弹塑性蠕变计算程序,计算了其危险区域的应力应变响应,后用应变范围区分法作为损伤模型,进行了低循环疲劳寿命预测。最后用带孔矩形薄板试件进行了高温低循环疲劳寿命试验。两者结果表明:预测寿命与试验寿命之差在三倍范围之内。

3. 弹塑性蠕变有限元程序的编制^[9]。为了解决构件在高温下弹塑性蠕变计算问题,文献^[9]的作者根据粘-塑性模型和蠕变-塑性模型的同一性,建立了弹塑性蠕变求解的一种混合的力学模型,在此基础上,提出了数值求解方法——统一时间参量法,该方法充分利用了时间变量在塑性问题中的松弛因子作用,使计算程序大大简化,并且只要改变一些控制参数,就可以使该程序用来分别求解弹塑性问题、蠕变问题、粘塑性和弹塑性蠕变问题等等。该文也给出了一些计算例题。此法在文献^[8]中计算危险区的应力应变响应时,得到了应用,证明此法是可行的。

参 考 文 献

- [1] 范引鹤、尚伟钧,“斯贝MK202发动机扩散机匣的强度研究”,中国航空学会第四届航空发动机结构强度振动专业学术会议论文集,1987。
- [2] 范引鹤、李明达,“轮辐框架式结构机匣的有限元强度计算方法”,南京航空学院学报, Vol.19, No.3, 1987。
- [3] 李明达、范引鹤,“斯贝MK202后轴承机匣应力分析”,中国航空学会发动机结构强度振动第一次学术会议论文集,1981。
- [4] 李明达,“中介机匣的有限元应力分析”,南航科技报告, NHJB-84-1906, 1984。
- [5] 尚伟钧、张维新,“圆柱壳热应力的理论与实验研究”,南京航空学院学报, Vol.19, No.3, 1987。
- [6] 尚伟钧、张维新,“圆柱壳机匣热应力试验研究”,航空动力学报, Vol.2, No.3, 1987。
- [7] 王志平、李明达,“常温构件的低循环疲劳寿命预测”,中国航空学会发动机结构强度振动第三次学术会议论文集,第一册,1985。
- [8] 王志平、李明达,“构件在对称加载下的高温低循环疲劳寿命预测方法”,南航科技报告, NHJB-85-2967, 1985。
- [9] 王志平、李明达,“一种新的弹塑性蠕变计算方法——统一时间参量法”,中国航空学会发动机结构强度振动第三次学术会议论文集,第二册,1985。

STRENGTH ANALYSIS AND FATIGUE LIFE PREDICTION FOR LOAD-BEARING CASE OF AEROENGINE UNDER COMPLEX LOADING

Shang Weijun and Li Mingda
(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

The calculations and tests of stress distributions for load-bearing case of aeroengine are presented. It is noted that the stress finite element analysis of the case may be divided into three steps, namely model evaluation, stress distribution calculation of the actual case and detailed calculation of partial structures. The basic approach and major achievements of the theoretical and experimental researches on thermal stresses in cylindrical case are described. Finally, the progress in the low-cycle fatigue life prediction of notched members at room and elevated temperatures, and the essential features of the finite element analysis program for elastoplastic creep are briefed.

LIFE PREDICTION OF COOLED TURBINE BLADE

Liang Guowei
(*Northwestern Polytechnical University*)

Abstract

The major factors affecting life prediction of turbine blade are discussed, i.e. fatigue life data of materials employed and stress and strain analysis of the blade, which in turn is governed by constitutive relation of the materials, temperature distribution within the blade and its boundary conditions, and also dependent on finite element analysis technique. The emphasis is placed on the influence of material's constitutive relation under cyclic loading on the life prediction and the problems encountered in determining the transient temperature field of the turbine blade under thermal cycling. It is shown that the life prediction components by "Local Stress-Strain Approach" can narrow its scattered band down to $\pm 50\%$.