

压气机叶片的振动疲劳特性

南京航空航天大学 康继东* 徐志怀 陈士焯

【摘要】首次报道了关于采用 11Cr11Ni2W2MoV 材料制造的某型航空发动机压气机第 3 级叶片振动疲劳特性的研究。结果发现: (1) 叶片振动疲劳破坏模式随使用寿命增加而变化。新叶片的破坏位置在叶背最大应力点附近处, 而随着使用寿命的增加, 叶片破坏位置转向进排气边缘。(2) 叶片振动疲劳强度随使用寿命增加而逐渐下降。采用升降法对新叶片、200 小时、400 小时叶片的实验结果证实了这一点。(3) 采用现行方法对叶片的维修有利于叶片疲劳强度的恢复。对使用寿命为 400 小时的未维修叶片和已完成维修叶片的对比实验表明, 维修可使叶片疲劳强度提高, 但叶片破坏位置仍在叶片的进排气边缘。

关键词: 压气机 叶片 振动 疲劳强度
分类号: V 231. 95

1 叶片振动疲劳破坏模式与使用寿命的关系

本文首次报道了关于某型航空发动机第 3 级压气机叶片的振动疲劳特性的最新研究发现, 以期对叶片的定寿工作有所启发。

该叶片为 1Cr11Ni2W2MoV 材料制造。在一弯振型下的振动应力分布经有限元计算与试验标定, 发现其最大应力点位于叶背, 距叶根 32 mm 处, 且在此截面处, 叶片前后缘应力值与最大应力点值之比为 0. 88。因此, 在一弯振型下, 叶片破坏位置应在叶背最大应力点附近。表 1 给出了对 32 个使用寿命为 0 小时叶片(新叶片) 经过疲劳试验的破坏位置的统计结果。

表 1 叶片破坏模式

叶片 类型	距叶根(mm)处疲劳破坏叶片的比例 (%)					破坏位置的比例 (%)	
	0~ 10	10~ 20	20~ 30	30~ 40	40~ 50	叶背	进(排)气边
新	26. 3	63. 2	10. 5	0	0	89	11
旧	6. 9	69. 0	20. 7	0	3. 4	23	77

从表中不难发现叶片破坏位置的弦向距离确实在叶背最大应力点附近。但对使用寿命为 200 和 400 小时叶片(旧叶片) 的实验结果却有着显著的不同。表 1 对总计 72 个此类叶片进行了统计, 结果发现这类叶片的破坏位置基本上在叶片的进排气边缘, 距叶根 30 mm 以下的部位。

1998 年 7 月收稿; 1998 年 11 月收到修改稿。
* * 男 31 岁 博士 副教授 南京航空航天大学 202 教研室 210016

2 叶片振动疲劳强度与使用寿命的关系

采用 PYD-1 型电磁涡流振动疲劳试验系统^[1,2],按升降法^[3]在一弯振型下分别测定了使用寿命为 0 小时(新叶片)、200 小时、400 小时未维修叶片疲劳强度的疲劳强度,分别为 621 MPa, 452 MPa, 434 MPa。新叶片的疲劳强度按叶背应力试验标定值给出,而旧叶片的疲劳强度,因其破坏位置由叶背转至叶片前缘,则按进排气边与叶背应力的比值,经叶背应力换算后得到。

由此不难看出:(1)随着使用寿命的增加,叶片疲劳强度值逐渐下降。这就意味着叶片设计应力水平与叶片疲劳强度值之比提高,换言之,在一定条件下,将导致叶片寿命从原先的无限寿命转变为有限寿命。(2)使用寿命为 200h 叶片的疲劳强度较新叶片降低了 27%,而使用寿命为 400 小时叶片的疲劳强度仅比 200 小时叶片下降了 4%。这就意味着叶片在使用过程之初受到的诸如砂石打伤,气流冲蚀,使用维护等因素的影响较大,随使用时间的推移,在一段时间后对叶片疲劳强度影响不大。

这可从两方面考虑,并寻找原因:(1)随着使用寿命增加,叶片前后缘曲率半径因气流冲蚀等原因逐渐变小,导致叶片最大应力点改变。但随着使用期限的进一步增加,叶片前后缘曲率半径基本不变。因而,适当加大叶片进排气边曲率半径,对叶片疲劳强度有利。(2)随着使用寿命的增加,叶片各部位的疲劳强度会发生一定程度的变化。例如,叶片的前后缘因经常处于气流冲蚀,砂石打伤以及使用维修等的作用中,其疲劳强度易于退化。这样,叶片破坏位置也就可能由叶背转向前后缘。

3 维修对叶片振动疲劳强度的影响

现行压气机叶片的维修中并未有明确的理论基础和相应的实验验证。因此,现有的维修方法对压气机叶片的疲劳强度的影响是一颇有意思的问题。本文对此作了初步探索。

对使用寿命为 400 小时的返场待维修叶片和返场后已按规定程序进行维修的叶片,采用升降法,分别进行测定其疲劳强度。需要指出的是,此种维修的要点是在对叶片清洗后,对叶片进、排气边缘抛光。结果发现,对叶片的适当维修有利于提高叶片的疲劳强度,叶片疲劳强度由维修前的 434 MPa 增至维修后的 504 MPa,提高了 16.2%,但其破坏位置仍不变。

4 结 论

对不同使用寿命叶片进行了振动疲劳试验,结果发现:(1)叶片振动疲劳破坏模式随使用寿命增加而变化。新叶片的破坏位置在叶背最大应力点附近处,而随着使用寿命的增加,叶片破坏位置转向进排气边缘。(2)叶片振动疲劳强度随使用寿命增加而逐渐下降。采用升降法的实验结果证实了这一点。(3)采用现行方法对叶片的维修有利于叶片疲劳强度的恢复。对使用寿命为 400 小时的未维修叶片和已完成维修叶片的对比实验表明,维修可使叶片疲劳强度提高,但其破坏位置仍在叶片的进排气边缘。

参 考 文 献

- 1 康继东 钛制压气机叶片外物损伤的维修性研究 南京航空航天大学博士后科研工作报告 1996
- 2 徐志怀 电(磁)涡流技术在振动疲劳试验中的应用 航空学报, 1987, 8(2):B55- 61
- 3 高镇同 疲劳性能测试 北京:国防工业出版社, 1980

(责任编辑 王震华)

INVESTIGATION ON HEAT TRANSFER IN PIN FIN ARRAY

Dong Suyan, Liu Songling, Su Hongzhen

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Detailed heat transfer measurements were performed by using 178 thermocouples in the channel with pin fin array. Local heat transfer coefficients and local heat transfer enhancement coefficients were obtained for the total eight Reynolds numbers ranging from 2000 to 100000 on the endwall of the channel. The endwall boundary conditions for the heat transfer investigation are heating bottom endwall and heating symmetrically on bottom and top endwalls. The mechanism of heat transfer enhancement with pin fin array has been elaborated.

Key Words Heat transfer Thermo- convection coefficient Experiments

TECHNICAL NOTES

VIBRATION FATIGUE CHARACTERISTIC OF COMPRESSOR BLADES

Kang Jidong, Chen Shixuan, Xu Zhihui

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT Investigation on the vibration fatigue characteristic of the third compressor blades made of steel 1Cr11Ni2W2MoV is presented. A new electro-magnetic eddy-current exciting system has been used to the tests for vibration fatigue strength measuring by up- and- down method. The results show that: (1) The vibration fatigue failure modes of the blades vary with the service duration. The failure location of the new blades is at the maximum stress point on the back of the blade, while with the increasing of the service duration, the failure location changes to the leading & trailing edge of the blades. (2) The vibration fatigue strength decreases with the increase of the service duration that is verified by the up- down method tests on blades in different service durations of 0 h, 200 h, and 400 h, respectively. (3) Maintenance of the blades is an effective measure for increasing of the fatigue strength. The comparison tests on the in- maintenance and maintained blades of 400 h service duration show that maintenance of the blades has positive effects on the fatigue strength but the failure location is still at the leading & trailing edge.

Key Words Compressors Blades Vibration Fatigue strength