

文章编号: 1000-8055(2010)05-1117-06

某型航空发动机风扇串列叶栅的数值模拟

陈美宁, 朴 英, 王大磊
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 利用全三维定常和非定常数值模拟方法研究了某型航空发动机风扇在设计转速下的特性和流场结构, 分析了串列叶栅的匹配特性. 计算和分析发现, 串列叶栅叶根处流动分离严重, 流动损失较大, 设计点附近串列叶栅的总压损失系数约为 0.147, 近失速时串列叶栅的总压损失系数约为 0.215. 结果表明, 此型号发动机的串列叶栅效率较低, 串列叶栅和相应的动叶在叶根处的匹配特性差; 非定常研究表明串列叶栅根部载荷随时间波动剧烈.

关 键 词: 航空发动机; 风扇; 串列叶栅; 匹配特性; 数值模拟;

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of tandem cascades in an aero-engine fan

CHEN Mei-ning, PIAO Ying, WANG Da-lei

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Three-dimensional steady and unsteady numerical simulations were carried out for a fan with tandem cascades at design rotation speed. The matching characteristics of the tandem cascades and the corresponding rotor were emphasized. Detailed analysis of the fan flow field led to some preliminary conclusions: the matching characteristic of the tandem cascades and the corresponding rotor is bad near the hub region, resulting in serious airflow separation at the suction surface of the front tandem blade at the root region and big flow loss of tandem cascades. The total pressure loss of the tandem cascades is about 0.147 at design point and 0.215 at near stall point. The loads of the tandem cascades fluctuate intensely with the influence of the corresponding rotor wave.

Key words: aero-engine; fan; tandem cascades; matching characteristic; numerical simulation

现代高性能燃气涡轮发动机要求压气机具有更高的压比、更少的级数和更高的稳定性. 由于串列叶栅具有气流转折角大、总压损失小、工作范围宽广等优点, 国内外已应用于多种航空发动机的轴流式压气机的末级静子和风扇末级静子. 从上个世纪五六十年代开始国外研究人员就开始了串列叶栅的实验和理论研究^[1-3]. 国内南京航空航天大学^[4-5]的吴国钊等人对串列叶栅进行了系统的理论和实验研究, 沈阳航空发动机研究所的苗厚武等人也作了很多有益的工作^[6]. 近些年来, 许多研

究者把数值模拟方法应用到串列叶栅的研究中^[7-11], 有力的推动了串列叶栅的研究. 但这些工作只研究串列叶栅的性能, 没有涉及到串列叶栅和压气机的匹配工作, 并且大多只针对单工况点或少数几个工况点的情况. 而压气机各级的匹配工作和非设计点性能的提高对于高压比的轴流式压气机有着极其重要的作用. 因此, 本文采用商用软件 NUMECA 计算了带串列叶栅的某型发动机风扇在设计转速下的特性和非定常流场, 分析了串列叶栅的匹配特性, 发现此串列叶栅和相应

收稿日期: 2009-05-06; 修订日期: 2009-08-10

作者简介: 陈美宁(1983-), 女, 山东莱阳人, 博士生, 主要从事航空动力系统稳定性研究.

的动叶在叶根处的匹配特性很差,导致串联叶栅叶根处流动分离严重,流动损失较大,为风扇的优化设计提供依据。

本文研究的某型发动机是第三代涡扇发动机,其详细的结构数据参见文献[12]。此型号发动机的风扇为 4 级,第 4 级静子为串联叶栅^[12]。

1 数值方法

数值计算采用商用软件 NUMECA 的 Euranus 求解器求解相对坐标系下的定常和非定常三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,非定常计算采用三阶 Harmonic 方法^[13]。湍流模型为 Spalart-Allmaras 一方程模型,空间离散采用 Jameson 有限体积中心差分格式,时间推进采用显式四阶 Runge-Kutta 法。

计算时采用多重网格加速收敛技术,网格层数为 3 层。总网格数大约 414.2 万,其中前 8 排叶片采用 HOH 型网格,流道进口采用 H 型网格,叶片周围采用 O 型网格,每个叶排的网格数约为 40 万,串联叶栅采用 HI 型网格,网格数约为 100 万,叶顶间隙区域采用蝶形网格,径向网格数为 17。串联叶栅叶型如图 1 所示。

边界条件设置为计算域入口边界给定总压、总温和进口气流角,出口边界则给定某一半径处的静压,其余出口压力按简单径向平衡方程计算。机匣设定为绝热、固壁、无滑移边界条件。定常计算动静交界面参数传递采用混合平面模型,Harmonic 非定常计算动静交界面参数传递采用完全非匹配方法。

计算采用 MPI(message passing interface)并行方法,并行进程数为 10。完成单个工况点的定常计算需要约 8 h,非定常计算约需 120 h。

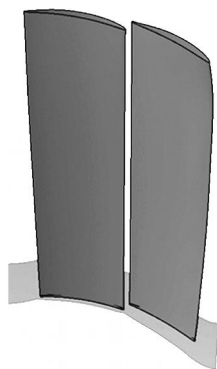


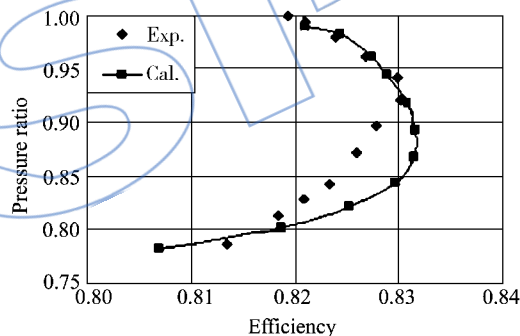
图 1 串联叶栅

Fig. 1 Tandem cascades

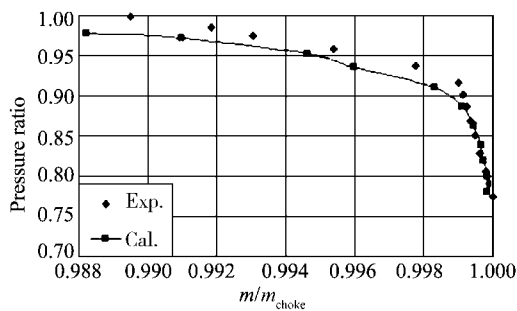
2 计算结果与分析

本文采用定常计算方法模拟了设计转速下风扇的特性,计算时首先从出口低背压(压气机堵塞点)开始计算,逐步增大出口背压,接近失稳点时减小背压增加的幅度,逐渐逼近数值失稳点。而压气机失速点认为是数值失稳刚发生的前一稳定点(数值失稳点的出口背压减 200 Pa)。

图 2 给出了定常计算得到的设计转速下风扇的压比和效率特性,并与实验结果进行对比。图 2 对计算和实验的数据进行了技术处理,图 2 中纵坐标为相对总压比,图 2(a)中的实验和计算的效率经过相同的系数化处理,图 2(b)中横坐标为相对堵塞点归一化后的流量。计算结果与试验数据相比,效率最大偏差约为 1.0%,压比的最大偏差为 2.0%,通过对比可以看出本文的计算具有较高的精度。



(a) 效率-压比



(b) 流量-压比

图 2 设计转速下风扇特性

Fig. 2 Fan performance at design rotation speed

2.1 串联叶栅匹配特性分析

级间匹配特性是多级轴流压气机设计的关键问题,匹配特性的优劣直接影响压气机的效率和稳定工作范围。

图 3 是风扇在设计点附近不同叶高处的相对

马赫数分布.从图 3(a)中可以看出,风扇第 4 级动叶在叶根处的流动恶化,串列叶栅前叶片流动分离严重;图 3(b)显示中径处整个风扇的流动情况良好;图 3(c)中第 1 级静叶叶尖处的尾缘已经出现分离,第 2 级静叶的流动分离超过了 70 %弦长,从而导致了第 3 级动叶的流动恶化,但由于第 4 级动叶后的串列叶栅前叶片采用了叶尖端弯技术,第 4 级动叶的流动情况有所好转,串列叶栅的前叶片在叶尖处流动没有分离,只有后叶片的尾缘处有流动分离.分析叶尖泄露流的流动也可以发现第 4 级动叶的叶尖流动是优于第 3 级动叶的.综上所述,此风扇的串列叶栅和第 4 级动叶在叶根处的匹配不好,串列叶栅根部有很大的正攻角,导致了串列叶栅前叶片吸力面的根部出现严重的流动分离.

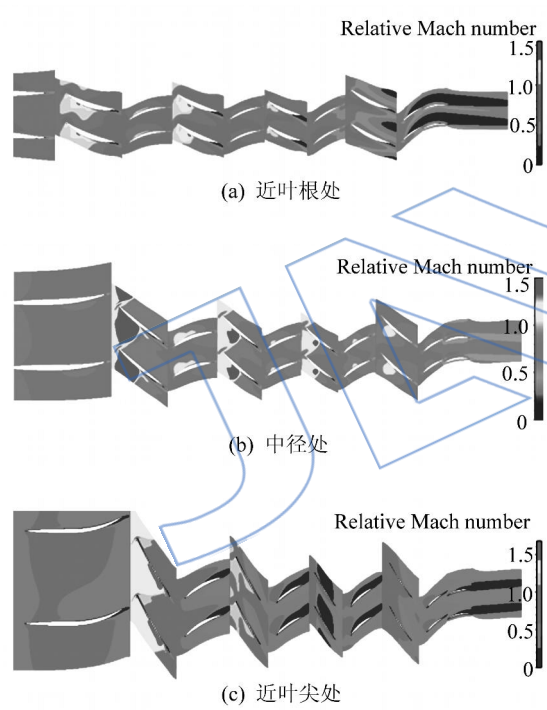


图 3 不同叶高处的相对马赫数分布
Fig. 3 Relative Mach number distribution at different span radiuses

图 4 是设计点附近子午面相对马赫数周向平均值分布图.从图 4 的相对马赫数周向平均值可以进一步看出,流动分离达到了叶高的 10 %左右,而在近失速点叶根分离的高度达到了叶高的 20 %,在靠近轮毂 5 %叶高的范围内风扇出口出现回流.由于串列叶栅前叶片采用了叶尖端弯技术,虽然叶尖处前叶片攻角较大,但流动没有分离,只有后叶片的吸力面有流动分离.

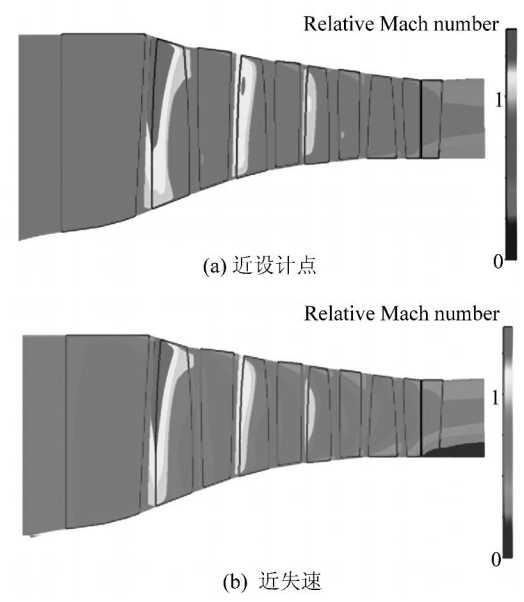


图 4 子午面相对马赫数周向平均值
Fig. 4 Circumferential average relative Mach number distribution at meridional plane

2.2 串列叶栅性能分析

一般认为串列叶栅具有气流转折角大、总压损失小、工作范围宽广等优点^[5].由于没有与此串列叶栅对应的单叶片,为对比串列叶栅的性能,计算了风扇去掉串列叶栅后排叶片时的性能.对比这两种计算结果得出:两种情况下风扇的稳定裕度基本一致,但去掉串列叶栅后排叶片后风扇的效率有所提高.根据文献^[7]研究,当后排叶片和前排叶片之间没有缝隙喷嘴效应时,它们的叶栅损失不会减小.此风扇的串列叶栅两叶排间没有缝隙喷嘴效应,它们的叶栅损失较高.计算得到设计点附近串列叶栅的总压损失系数大约为 0.147,近失速时串列叶栅的总压损失系数大约为 0.215.

为保证高压压气机有较宽的稳定工作范围,要求其具有较好的入口流动条件,即要求风扇出口气流尽量是轴向流动.此风扇的第 4 级动叶出口气流的周向速度分量很大,近叶根处高达 180 m/s,在经过串列叶栅后,气流的周向速度减弱,在风扇的出口气流基本是轴向流动,如图 5 所示.

因此,此风扇的串列叶栅的效率较低,对于风扇的扩稳作用不明显,但能使风扇的出口气流基本为轴向流动.

2.3 串列叶栅流场分析

图 6 是风扇串列叶栅在近设计点工况时叶片吸力面以及轮毂、机匣的极限流线分布图.由于叶

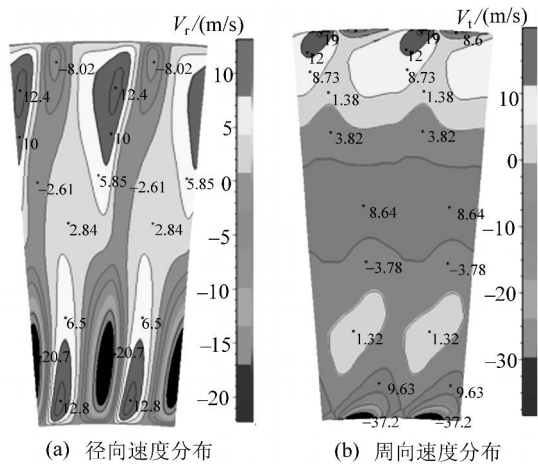
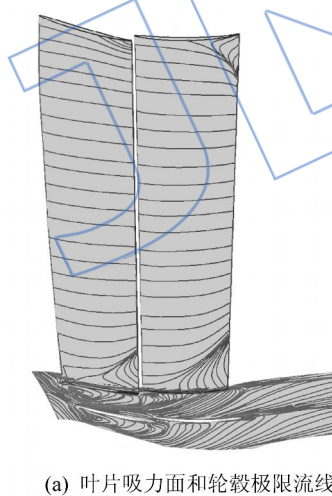
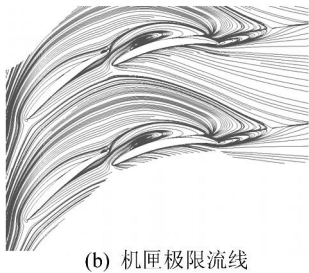


图 5 风扇出口气流速度
Fig. 5 Airflow velocity at fan outlet

根处来流攻角过大,导致在前叶片吸力面处流动分离,从叶根端壁附面层流动看,部分来流在轴向强逆压梯度和叶型附面层分离回流的作用下沿前叶片吸力面回流,到达分离区的前缘处在展向压力梯度的作用下沿叶背径向流出.靠近前叶片压力面的一部分来流在前叶片压力面的作用下变成横向流动,在逆压梯度下到达后叶片的吸力面后沿壁面向上流出.在叶顶,机匣附面层内流动攻角



(a) 叶片吸力面和轮毂极限流线



(b) 机匣极限流线

图 6 近设计点时极限流线分布图

Fig. 6 Limited flow line distribution near design point

也很大,但由于串列叶栅前叶片叶尖处采用端弯技术,流动在前叶片没有分离,不过靠近前叶片吸力面的部分来流通过前后叶排的缝隙流经后叶片吸力面时发生分离,形成回流区,此时后叶片的正攻角很大.靠近前叶片叶背处的来流在后叶片分离回流区和逆压梯度的作用下沿后叶片吸力面倒流至回流区前部时沿弦长方向的动量很低,在展向压力梯度作用下变为向下的径向流动,在到达后叶片尾缘附近后附着在壁面上,从图 6(a)可以看出后叶片极限流线在叶顶处靠近尾缘的流动分离.

分析串列叶栅的流动进一步看出,前排动叶和串列叶栅在根部区域的不匹配,导致叶根处流动严重分离.此外,串列叶栅后叶片顶部区域的流动分离说明了串列叶栅前后叶片叶顶处的匹配较差.

图 7 是串列叶栅后 30 %弦长处流道截面的熵分布图,熵的计算基准点为标准大气压力和温度.叶根处串列叶栅的流动分离和叶顶处后叶片的流动分离导致了高的损失.另一较高损失区是叶展中部串列叶栅的前叶片和后叶片的尾迹区.在近失速工况,叶根处高损失区域范围更大.

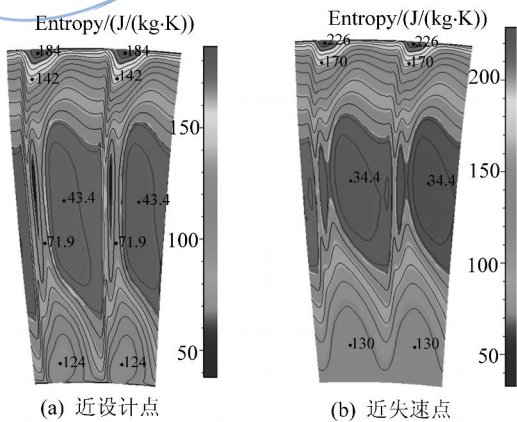


图 7 串列叶栅后 30 %弦长熵分布图

Fig. 7 Entropy distribution after 30 % chord of the tandem cascades

图 8 给出了设计工况附近不同时刻串列叶栅叶片表面静压分布,前后叶片都是叶片中径处载荷较大,两端的载荷偏小.从图 8(b)中可以看出,在叶片中径处前后叶片都是中部载荷较大.前叶片吸力面的气流经过约 40 %弦长的加速后进入扩压段,由于缝隙对流体的加速,使得压力面近尾缘 15 %弦长处静压急剧下降.后叶片吸力面的流体在约 20 %弦长处流动加速结束,从 45 %弦长后进入

扩压段,附面层开始增厚.叶顶处,由于后叶片堵塞形成高压区,前叶片压力面流体从 80 %弦长进入减速区,后叶片吸力面流体从 20 %弦长减速,附面层有分离趋势.从不同时刻叶片表面静压分布可以看出,叶根处前后叶片的静压分布随时间变化剧烈,中径处的静压分布变化较小,叶顶处后叶片静压分布随时间变化较大.也即是说串列叶栅叶根处的流动受前排动叶影响很大,中径处受影响较小,叶顶处后叶片受影响较大.

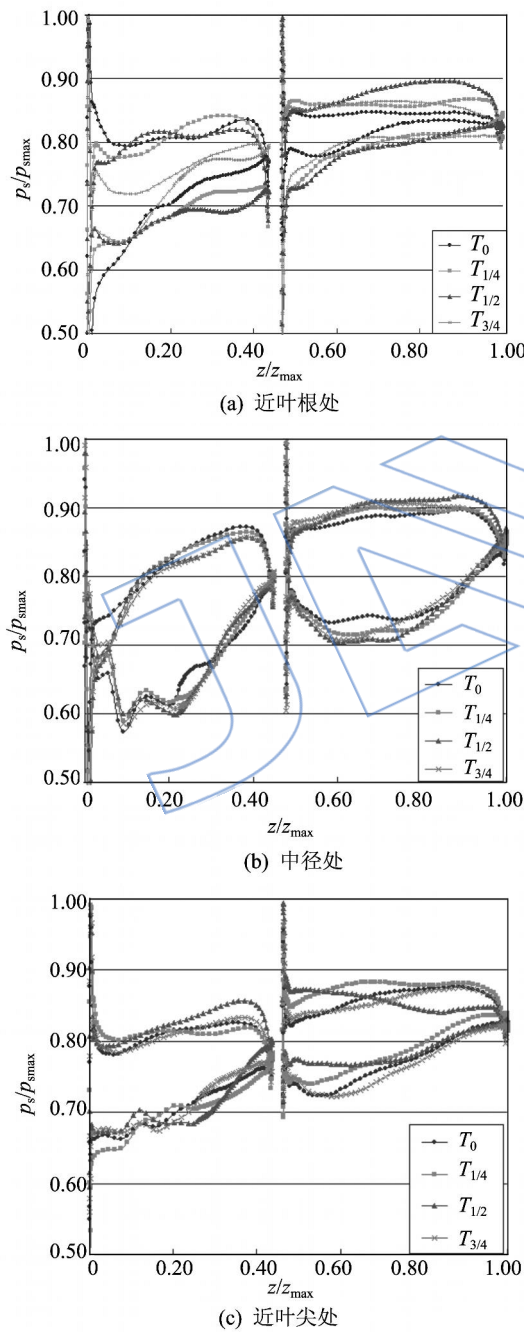


图 8 串列叶栅表面静压分布

Fig. 8 Static pressure distribution of the tandem cascades

图 9 是设计工况附近不同时刻近叶根处串列叶栅的绝对马赫数分布,对比图 9 和图 8(a),可以看出前排动叶尾迹对串列叶栅载荷分布的影响.图 8(a)中显示的静压分布是图 9 中位于中间的串列叶栅叶片的静压分布. $T_{3/4}$ 时刻前排动叶

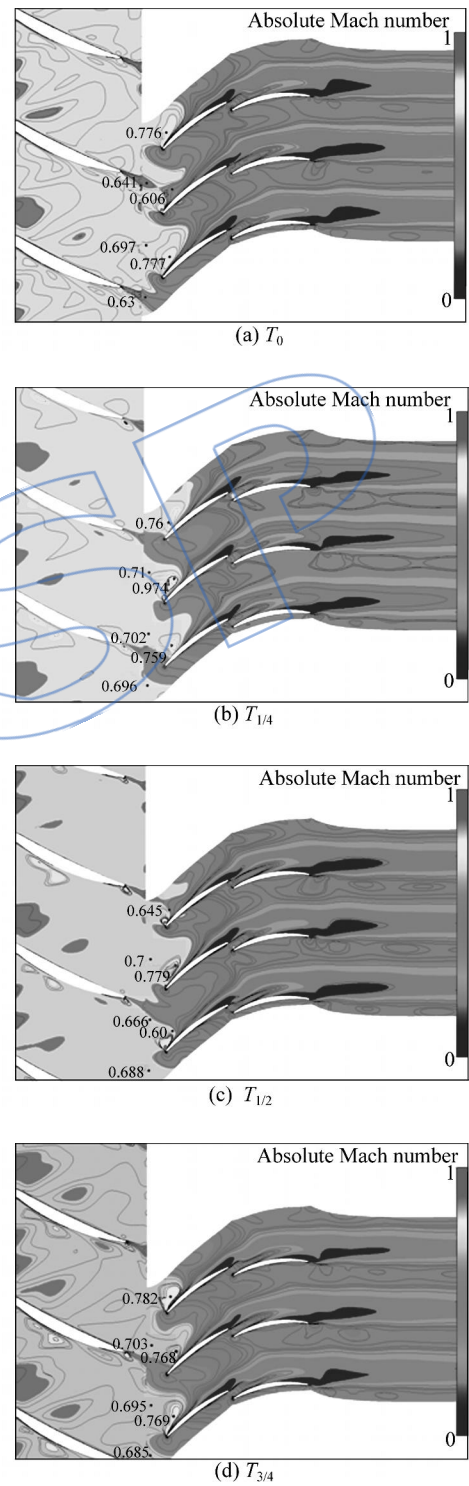


图 9 串列叶栅叶根处的绝对马赫数分布

Fig. 9 Absolute Mach number distribution near hub of the tandem cascades

尾迹达到前叶片前缘,此时,前叶排载荷最小,吸力面流动分离最严重。 T_0 时刻前排动叶尾迹达到前叶片吸力面,前叶片攻角最大,其前部载荷最大,后叶片载荷最小,后叶片分离最严重。 $T_{1/4}$ 时刻,前排动叶尾迹达到下游(上方)串列叶栅前叶片前缘,尾迹对于我们所分析的串列叶栅的影响作用减小,因此,前后叶片的载荷都有所增加。 $T_{1/2}$ 时刻,前排动叶尾迹达到下游串列叶栅前叶片叶背,尾迹对于我们所分析串列叶栅的影响最小,此时前后叶片的载荷达到最大。综上所述,当前排动叶尾迹到达前叶片前缘时,对前叶片影响最大,当前排动叶尾迹达到前叶片吸力面时,对后叶片影响最大,当前排动叶尾迹达到下游串列叶栅前叶片吸力面时,前后叶片的载荷达到最大。

3 结 论

1) 计算得到了设计转速下风扇的压比和效率特性。计算结果与实验结果对比,效率最大偏差约为 1.0%,压比的最大偏差约为 2.0%。

2) 此串列叶栅与第四级动叶在叶根处不匹配,导致设计工况串列叶栅前叶片吸力面根部从轮毂至 10%叶高的流动分离。

3) 此串列叶栅效率较低,对于风扇的扩稳作用不明显,串列叶栅前后叶片叶顶处的匹配较差。

4) 串列叶栅根部载荷随时间波动剧烈。

综上所述,此型号发动机的串列叶栅存在不足,应加以优化改进。

参考文献:

- [1] Sheets H E, Groton C. The slotted-blade axial-flow blower [J]. Transactions of ASME, 1956, 78(8): 1683-1690.
- [2] Spraglin W E. Flow through cascades in tandem [R]. NACA Technical Note 2393, 1951.
- [3] Sanger N. Analytical study of the effects of geometric changes on the flow characteristics of tandem-bladed compressor stators [R]. NASA TN-D-6264, 1971.
- [4] Wu G, Zhuang B, Guo B. Experimental investigations of tandem blade cascades with double circular arc profiles [R]. ASME Paper 85-IGT-94, 1985.
- [5] 吴国钊. 串列叶栅理论 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1996.
- [6] 苗厚武, 高金满, 郭捷. 串列叶片的应用研究 [J]. 航空动力学报, 1991, 6(3): 203-206.
MIAO Houwu, GAO Jinman, GUO Jie. Application of tandem blades to an aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(3): 203-206. (in Chinese)
- [7] Canon-Falla G A. Numerical investigation of the flow in tandem compressor cascades [D]. Vienna: Vienna University of Technology, 2004.
- [8] McGlumphy J. Numerical investigation of subsonic axial-flow tandem airfoils for a core compressor rotor [D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2008.
- [9] Roberts D A, Kacker S C. Numerical investigation of tandem-impeller designs for a gas turbine compressor [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 36-44.
- [10] 魏玲, 葛宁. 串列叶栅静子粘性全三维流场的数值模拟 [J]. 南京理工大学学报, 2005, 29(2): 209-212.
WEI Ling, GE Ning. Numerical simulation for 3-dimensional viscous flow field of stator with tandem cascade [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2005, 29(2): 209-212. (in Chinese)
- [11] 李绍斌, 王松涛, 冯国泰. 串列叶栅后排静叶周向位置对压气机性能影响的数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6): 943-945.
LI Shaobin, WANG Songtao, FENG Guotai. Numerical investigation on the compressor performances under different circumferential positions of the rear blades of tandem stator [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(6): 943-945. (in Chinese)
- [12] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [13] He L, Ning W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in turbomachines [J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2005-2012.