

文章编号: 1000-8055(2007)02-0245-06

某小型风扇内进口总压畸变引起 流动损失分析

孙 鹏, 冯国泰

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用数值模拟方法对方波形式的进口总压畸变对风扇流场的影响进行了全三维非定常数值模拟. 详细分析了畸变造成的动静叶栅流道内部流动损失的形式和原因. 分析表明, 动静叶流道内的损失在畸变和非畸变区域向下游疏运的方式不同. 在动叶根部和中径区域流动损失的主要形式是疏运损失和掺混损失. 畸变会使多种损失相叠加. 在静叶中, 畸变会在中径以下区域造成大范围的漩涡, 造成回流, 从而使损失增加.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 数值模拟; 风扇; 总压畸变; 流动损失

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Analysis of flow loss induced by inlet total pressure distortion in a small fan

SUN Peng, FENG Guotai

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Numerical simulation of the unsteady flow field in a small fan using time accurate three dimensional Navier-Stokes solver was carried out. The numerical simulation focused on a small fan with inlet square wave total pressure distortion. The pattern and causation of flow loss caused by the pressure distortion in rotor and stator were analyzed. It is found that the influence of distortion is different at different radial positions. In the hub area, transportation loss and mixing loss are the main loss patterns. Distortion not only complicates them but also strengthens them. Especially in stator, inlet total pressure distortion induces large scale vortex, which causes backflow and increases the loss. Finally, the details of flow loss both distorted and non-distorted flow fields are described and analyzed.

Key words: aerospace propulsion system; numerical method; fan; total pressure distortion; flow loss

自 Pearson 和 McKenzie 在 1959 年建立平行压气机模型^[1]求解畸变流场以来, 人们在利用数值方法求解畸变流场对压气机性能影响方面做了大量研究, 后又逐渐发展出激盘和半激盘模型、级叠加模型等^[2-3]数值方法. 近代, 以大量试验数据

为基础, 发展出叶栅动态响应模型^[4], 能够准确求解线性系统中给定进口条件下的出口参数. 虽然这些模型能够比较准确的求解不同条件下畸变流场沿压气机的传递及对性能的影响, 但是这些模型都把转子和静子作为整体部件进行研究, 没能

收稿日期: 2006-01-04; 修订日期: 2006-03-15

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(50236020)

作者简介: 孙鹏(1979), 男, 辽宁沈阳人, 哈尔滨工业大学动力机械及工程专业博士生, 主要从事发动机气动性能研究.

充分考虑叶栅内部的流场情况. 因此本文从流场非定常性的角度出发, 针对某型风扇流场建立全周网格, 求解进口总压畸变时风扇流场参数, 计算中考虑参数的周向不均匀性、非定常性以及流体与叶片间的相互作用, 同时重点分析进口总压畸变对叶栅流道中损失的影响.

1 计算模型和边界条件

本文研究的某型风扇由一系列动叶和一系列静叶组成. 计算网格由 Gambit 生成. 考虑到计算条件和计算周期的限制, 为了确保网格数较少的同时又能充分考虑流体与叶片壁面间的作用, 获得较高的计算精度, 本文在叶栅流道中采用较粗的网格分布, 而在叶片表面网格较密. 具体如下: 动叶结构复杂因而采用非结构化网格, 流道中网格较疏, 叶片表面局部加密, 内背弧共 100 点, 单一流道内网格约为 3.5×10^4 ; 而静叶直叶片沿径向采用结构化网格, 在叶片表面同样加密, 内背弧共 150 点, 单一流道内网格约为 1.3×10^4 . 整级网格数约 8.8×10^5 . 具体网格示意图如图 1 所示.

计算通过给定上游总压分布来制造进口总压畸变. 畸变区域和非畸变区域内的总压是稳态、均

匀的, 总压分布如图 2 所示. 计算中畸变角度 $\theta_{bp} = 90^\circ$, 畸变强度 $DA_P = 0.1$. 定义 i 为畸变区旋入边界, o 为畸变区旋出边界. 轴向进气.

计算工况选定风扇设计工况, 额定转速, 叶尖切向速度 410 m/s . 求解过程分两步: 定常计算和非定常计算. 其中定常计算结果作为非定常计算的初场, 从而确保非定常计算可以较快的收敛到周期解. 非定常计算采用双时间步法, 物理时间步长选定动叶转过 $1/15$ 个槽道所需的时间; 同时采用滑移网格技术处理动静叶交接面.

2 设计工况计算结果分析

2.1 周向总压畸变引起流动损失分析

Denton^[5] 明确指出流动损失的唯一准确度量是熵. 熵的测量很方便, 这是因为不同于滞止总压、滞止焓或者动能, 熵的值不依赖于参考坐标系. 图 3 给出了某瞬时不同叶高处 (10%, 50% 和 90% 叶高) 熵的等值线分布图, 图中所示为动叶进入畸变区域的位置. 深色区域代表熵值高 (损失高) 的区域, 浅色区域代表熵值低 (损失低) 的区域. 为了进一步分析畸变区域对来流的影响, 给出

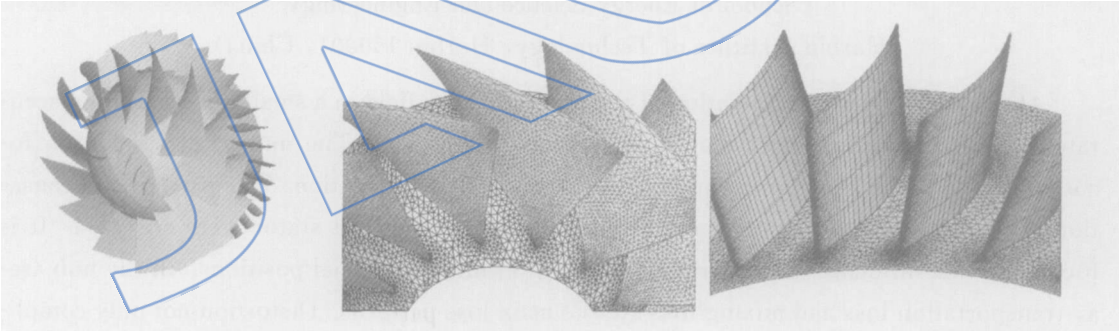


图 1 三维全周网格示意图

Fig. 1 Computational domain

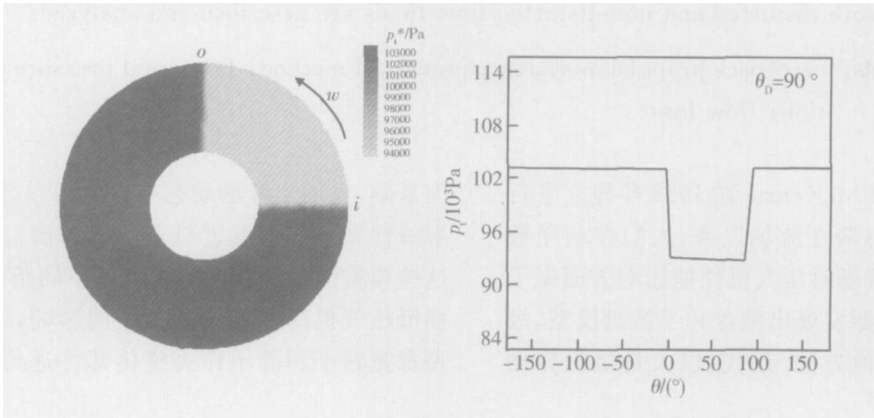


图 2 风扇进口总压分布

Fig. 2 Inlet total pressure distribution

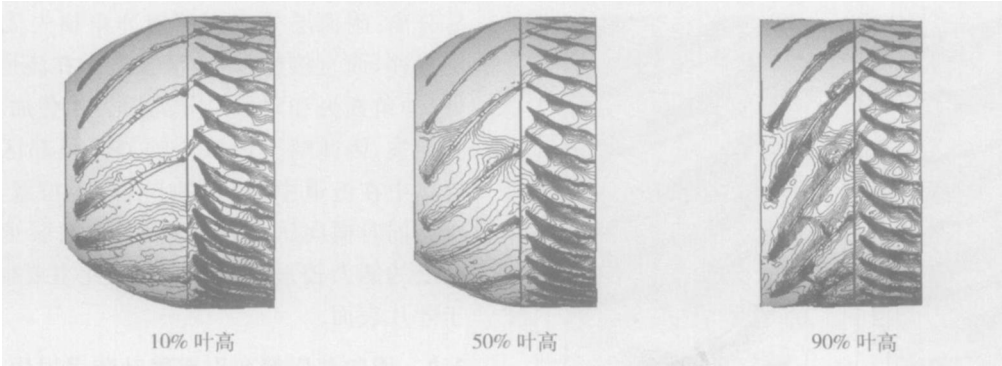


图 3 流道内熵等值线瞬时分布

Fig. 3 Instantaneous entropy contour distribution

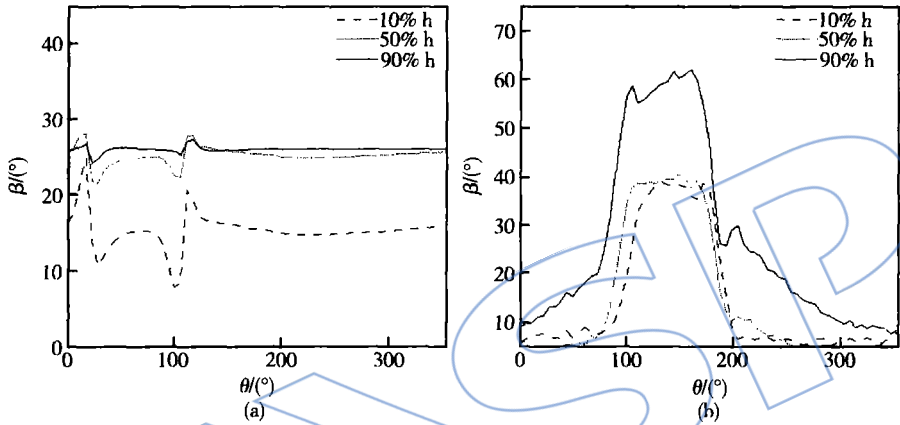


图 4 动叶进口气流角和出口熵时均分布

Fig. 4 Time averaged distribution of rotor inlet velocity angle and outlet entropy

动叶进口相对气流角时均周向分布(图 4(a)). 结合图 3 和图 4(a) 可以看出, 在动叶前缘普遍存在正冲角的影响. 但是在畸变区域, 尤其是动叶进入和离开畸变区域时, 受周向静压差的影响, 进口气流角减小, 从而加大了冲角的影响.

动叶前缘由于正冲角存在引起的损失一部分耗散在动叶表面的附面层中, 并随之迁移形成动叶尾迹; 另一部分在动叶流道中与主流掺混, 形成大范围的损失团. 在非畸变区域, 这样的损失团较弱, 大部分在掺混过程中耗散掉了; 而在畸变区域的损失团较强, 且充斥整个流道, 沿主流方向向下游疏运. 从图中可以看出, 非畸变区域内的损失团随动叶尾迹撞击到静叶前缘附近, 低能流体主要耗散到静叶表面的附面层中, 对主流区域的影响较小; 而畸变区域内的损失团直接被疏运到静叶流道中央, 由于低能流体与主流区流体掺混, 从而增加静叶内的流动损失.

另外, 沿径向高度, 从等值线的浓密可以看出进口总压畸变对动叶顶部的影响大于根部, 而静叶则刚好相反. 图 4(b) 给出动叶出口时均熵的周

向分布. 从图中可以看出受动叶折转角的作用, 出口高损失区沿旋转方向偏移, 同时动叶顶部损失比中径和叶根处高很多. 而从图 4(a) 可知动叶顶部气流角较均匀, 因而可以肯定动叶顶部流道内的主要损失不是来源于畸变区域对冲角的影响, 而是来自于畸变区域对激波结构的影响, 这将在以后给出详细分析.

畸变区内的静叶在根部区域吸力面产生分离, 分离起始于靠近尾缘部分(图 5 中 A 位置. 图中表示动叶旋转方向), 沿动叶旋转方向越靠近畸变中心区域, 分离越严重. 从图中可以看出, 分离边界逐渐向相邻叶片的压力面靠拢, 在 B 处最近, 分离也最大; 当脱离畸变区域时, 这种分离逐渐减小, 恢复到正常流态(C 位置). 可见, 动叶尾迹进入静叶流道时, 由于正冲角较大, 而在静叶前缘引起损失. 在非畸变区域, 这种损失沿静叶附面层向下游迁移, 仅在尾缘部分由于低能流体堆积而出现分离; 而畸变区域内, 一方面, 由于上游损失团直接疏运到静叶流道, 增加了流道内流动损失的同时也使冲角增加, 增加了吸力面流体分离

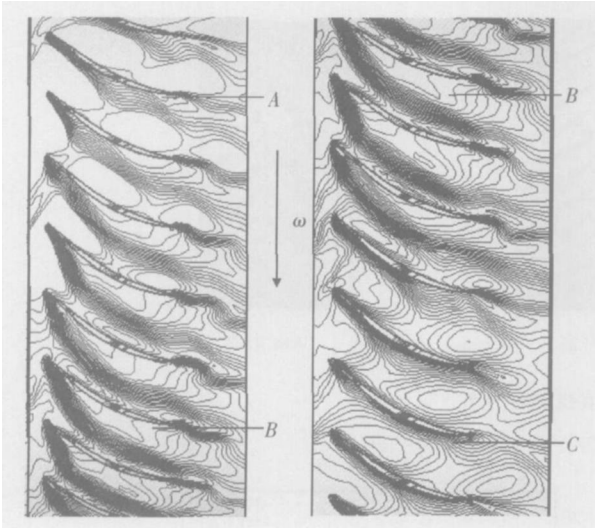


图 5 静叶 10% 叶高处等值线瞬时分布
Fig. 5 Instantaneous entropy contour
distribution in 10% span of stator

的可能. 另一方面, 畸变区域进口总压低, 因此越接近畸变中央区域, 逆压梯度越大, 附面层就越容

易分离. 附面层分离也就使冲角损失无法沿附面层迁移, 而直接进入主流区. 这样在流道中掺混损失、冲角损失和附面层分离损失相叠加, 加剧了静叶损失, 因此畸变区域内的静叶根部区域损失主要集中在流道中央. 而在中径以上位置, 冲角损失较小同时横向压力梯度较大, 附面层承受逆压力梯度的能力较强, 不易分离, 因此主要损失仍集中于叶片表面.

2.2 周向总压畸变引起静叶漩涡损失

下面详细分析静叶内的附面层分离. 图 6 所示是畸变区域内静叶 S2 流面某瞬时吸力面极限流线, 图 6 中 (a) ~ (i) 分别代表沿动叶旋转方向畸变区域内的静叶. 从图中可以清晰看出畸变引起静叶出口气流分离的发展过程: 处在畸变区域旋入边界的叶片 (a) 受畸变影响小, 仅在根部尾缘处有附面层分离. 随着接近畸变中央区, 静叶受逆压梯度的影响在约 20% 叶高处形成鞍点, 分离向中径处发展, 同时鞍点被向前推动, 分离区扩大,

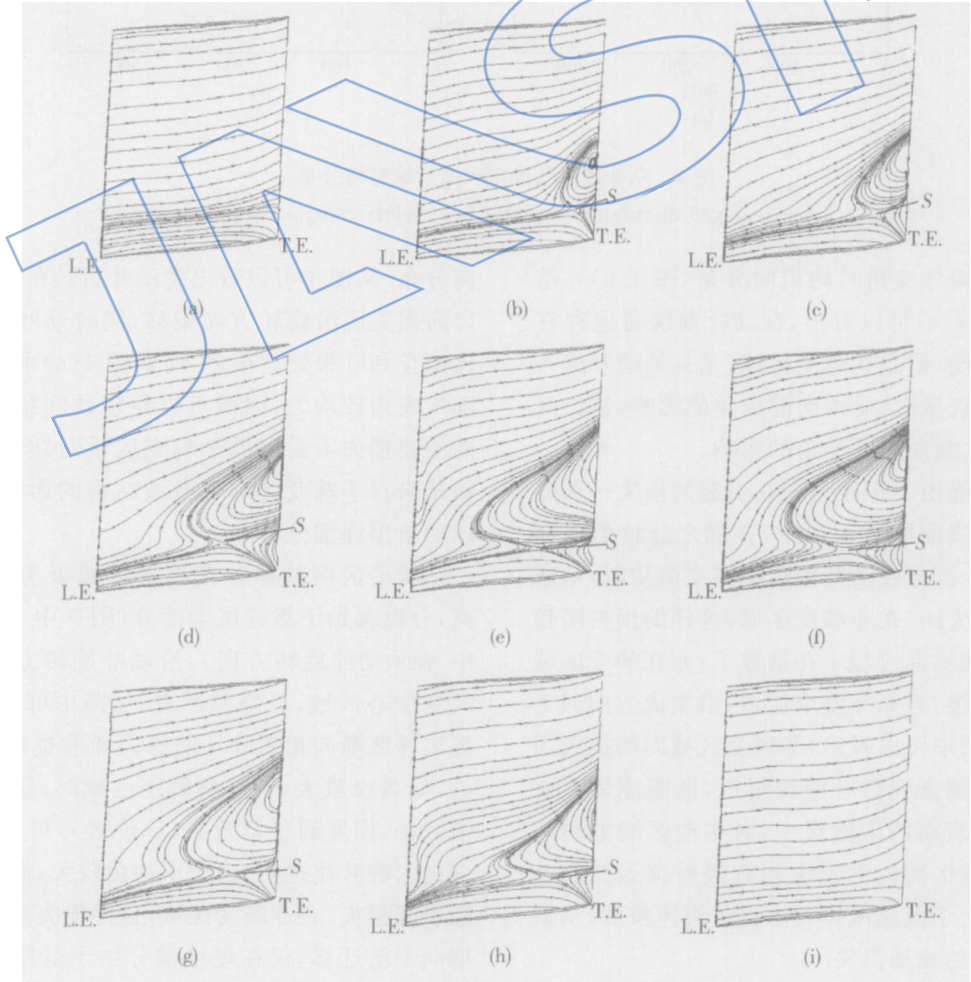


图 6 畸变区内静叶 S2 流面瞬时流线

Fig. 6 Instantaneous streamline distribution in stator in distortion area

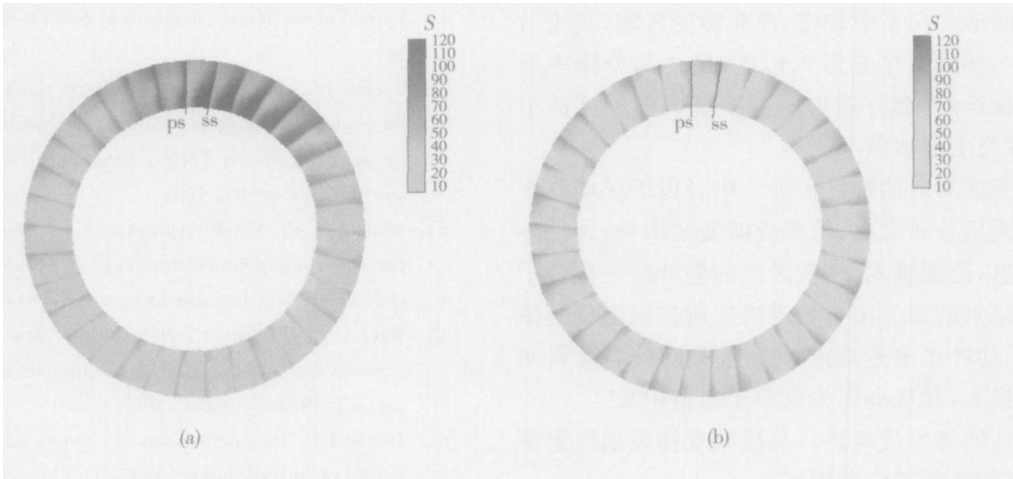


图 7 静叶出口时均熵云图

Fig. 7 Time averaged contour distribution of entropy at outlet of stator

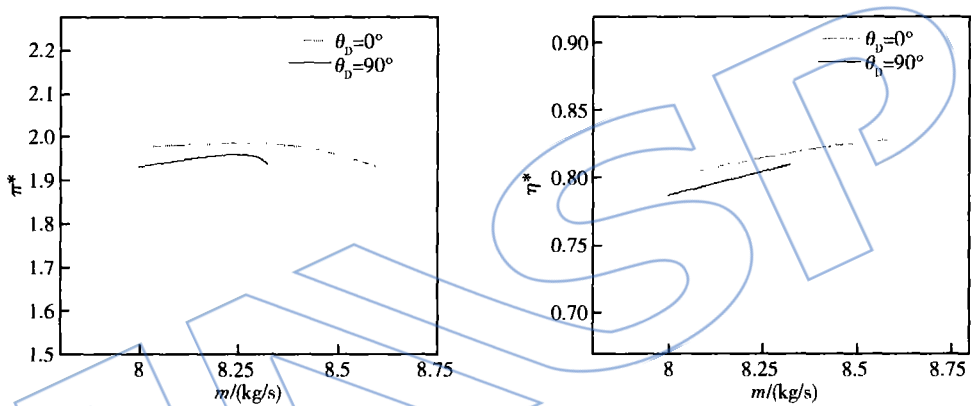


图 8 风扇特性线

Fig. 8 Characteristic lines

分离加强 (b) ~ (f). 当逐渐远离畸变中央时, 分离逐渐减小, 最终恢复正常流态 (g) ~ (i).

可见, 进口总压畸变对静叶的影响主要集中在根部- 中径以下区域, 影响的主要原因是附面层承受逆压力梯度能力有限, 在畸变区域内逆压梯度增加更容易引起附面层分离. 通过以上分析, 可以推断, 若进一步增加给定背压, 或增大进口畸变度, 都可能造成畸变区域内静叶根部更严重分离, 甚至导致失速.

对比畸变时 (图 7 (a)) 和非畸变时 (图 7 (b)) 静叶出口熵的时均分布, 深色代表熵值高 (损失高) 区域, 浅色代表熵值低 (损失低) 区域. 可以更清楚的看出畸变区域的熵值高, 静叶根部- 中径以下靠近吸力面一侧由于上游损失团疏运造成的掺混损失、冲角损失和静叶附面层分离损失相叠加的总损失尤其高, 相比之下, 端区损失和静叶尾迹损失小了很多.

2.3 周向总压畸变对风扇特性的影响

本文除求解设计工况下均匀和畸变进气时的风扇特性外, 还计算了设计点附近背压 $\pm 3\text{ kPa}$ 、 $\pm 4\text{ kPa}$ 时的风扇特性, 描绘出小范围内的风扇特性线, 如图 8 所示. 虽未能求得风扇的失速点, 但仍可以定性得出: 进口流场周向畸变时, 效率线下移, 压比和效率降低. 从而使风扇性能变差, 减小了发动机的稳定工作范围.

3 结 论

本文所采用的全三维非定常计算虽然网格较粗, 不能清晰分辨湍流、转捩等小尺度现象, 但是能够捕捉到尾迹传播等中尺度现象, 能够清晰描述畸变流场内参数的变化, 尤其是对流场参数的周向不均匀性刻画的很清晰. 从定性分析的角度讲, 用该方法求解畸变流场是完全可行的.

动叶在非畸变区域其流道内的流动损失主要

以尾迹的形式向下游传递,而在畸变区域,其流道内损失一部分以尾迹形式传递,另一部分随主流向下游疏运.大部分损失团直接进入静叶流道中央,直接与主流掺混.

畸变区对应的静叶根部—中径以下区域有严重的附面层分离现象,越靠近畸变区中央,这种分离越严重,范围越大.畸变区内的静叶损失整合了动叶疏运来的损失团与流道内主流掺混形成的掺混损失、动叶尾迹造成的冲角损失以及静叶附面层分离损失,并且高损失集中于流道中央.

定性的得出周向进口总压畸变使风扇性能变差,风扇的有效工作范围减小.

参考文献:

[1] Peason H, McKenzie A. Wakes in axial compressors [J].

Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63: 154-186.

[2] Luedke J G. Use of nonlinear volterra theory in predicting the propagation of non uniform flow through an axial compressor [D]. Master Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.

[3] Wallace R M. Modal response of a transonic fan blade to periodic inlet pressure distortion [D]. Master Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.

[4] Rabe D C, Williams C, Hah C. Inlet flow distortion and unsteady blade response in a transonic axial compressor rotor [R]. ISABE 99-7297, 1999.

[5] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.

