2019年2月	推进技术
第40卷 第2期	JOURNAL OF PROPULSION TECHNOLOGY

振动凸包控制低雷诺数高负荷低压 涡轮叶栅层流分离的数值研究^{*}

杨荣菲,徐 堃,仲冬冬,葛 宁

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏省航空动力系统重点实验室,江苏南京 210016)

摘 要:为了抑制高载荷低压涡轮PAKB 叶栅在低雷诺数2.5×10⁴工况下的层流分离,在叶片吸力面 布置振动凸包进行主动流动控制,凸包为半正弦型几何,以最大振幅1mm、频率200Hz 垂直于壁面按正 弦波形非定常振动,通过非定常数值方法研究了振动凸包位置、几何宽度对叶栅气动性能的影响。结果 表明,最佳振动凸包位置位于峰值速度点上游附近,叶栅总压损失系数相较无控叶栅而言降低28.8%, 而位于分离点下游以及峰值速度点远上游的振动凸包恶化了叶栅性能;当振动凸包置于吸力面最佳位置 时,凸包几何宽度对叶栅损失的影响较小。振动凸包流动控制机理来源于附着于叶片吸力面的连续凸包 脱落涡团,涡团通过增加主流与壁面低能流体之间的能量交换,将低能流体限制于壁面附近,有利于抑 制大尺度流动分离。

关键词:振动凸包;高载荷低压涡轮;低雷诺数;主动流动控制;附着涡团
中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 02-0267-09
DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 170805

Numerical Study on Laminar Separation Control Using Dynamic Hump in High-Loaded Low Pressure Turbine Cascade at Low-Reynolds Number

YANG Rong-fei, XU Kun, ZHONG Dong-dong, GE Ning

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To alleviate the laminar separation on high loaded low pressure turbine cascade of PAKB that operating at low Reynolds number of 2.5×10^4 , a dynamic hump was arranged on the suction surface of the blade for active flow control. The hump, shaped as half sinusoidal, vibrated normal to the blade surface in sine wave, with maximum amplitude of 1 mm and frequency of 200Hz. The effects of hump location and width on cascade performance were studied through unsteady numerical simulation. The cascade with dynamic hump located upstream and close to the peak velocity point has the lowest total pressure loss coefficient, which is reduced by 28.8% compared with uncontrolled cascade. When the hump is placed downstream of separation point or far upstream of peak velocity point, the cascade performance grows worsen. It is also revealed that the effects of hump width on cascade performance are small when putting the hump at the optimum location. The flow control mechanism of laminar separation comes from the continuous small laminar vortices that are detached from the dynamic hump and attached to the suction surface. Continuous vortices confine the low–energy fluid near the suction surface by energy exchange between the free flow and near–wall flow, which suppress the large–scale flow separation.

* 收稿日期: 2017-12-09;修订日期: 2018-04-16。
 基金项目:国家自然科学基金(51406082)。
 通讯作者:杨荣菲,博士,讲师,研究领域为叶轮机内非定常流动。E-mail: yrf@nuaa.edu.cn

Key words: Dynamic hump; High loaded low pressure turbine; Low Reynolds number; Active flow control; Attached vortices

1 引 言

高涵道比航空发动机中,高载荷、高效率低压涡 轮部件的设计有利于降低发动机重量和耗油率。但 是,载荷增加使得低压涡轮叶片后半部分的逆压力 梯度设计特征下流动通常为层流状态,随着雷诺数 降低,吸力面附着的层流面积增加且转捩点向叶片 尾缘移动,由于层流抵抗逆压力梯度的能力弱于湍 流,这些因素综合作用下低压涡轮在高空低雷诺数 (高空巡航状态雷诺数较地面起飞状态低3~4倍^[1]) 工况下叶片吸力面极易发生层流分离。层流分离特 别是大尺度分离泡和开式分离都急剧降低了涡轮效 率。因此,对于高/超高负荷低压涡轮,有必要借助流 动控制手段来控制低雷诺数叶片上的层流分离^[2]。

流动控制方法主要包括被动控制和主动控制两 种,其中被动控制装置具有结构简单、安装容易、成 本低的特点。常见的被动控制装置包括边界层拌 线、点涡、V型槽等^[3-5],其抑制层流分离的机理在于 诱导边界层快速转捩为湍流,叶型损失来源于分离 泡减少的损失和湍流湿面积增加损失的折中^[4]。Volino等^[5]发现矩形拌线控制叶栅分离的效果与拌线 位置以及高度相关,最佳拌线位置位于峰值速度点 附近,最优拌线高度随雷诺数的增加而降低。因此, 当低压涡轮工作状态从高雷诺数转换到低雷诺数 时,在低雷诺数工况控制有效的被动控制装置,在高 雷诺数下可能带来额外的湍流损失而使得涡轮效率 下降。

相较被动控制,主动控制方法中控制参数根据 需要进行调节,理论上能保证涡轮在任何工作雷诺 数下高效率运行。在主动控制方法中,涡射流发生 器和等离子体激励是低雷诺涡轮叶栅中研究最多的 两种方法。涡射流发生器是将小质量流体从叶片表 面小尺寸偏斜孔中射出,达到抑制流动分离的目的。 高载荷 PakB 涡轮叶栅^[6-9]和更高载荷 L1A 叶栅^[10-11] 上的低速实验研究表明,涡射流发生器能显著降低 低雷诺数下的层流分离损失,其中脉冲射流较定常 射流更有效果。定常射流产生的流向涡将主流高能 流体卷吸至近壁区,脉冲射流是促进边界处转捩、达 到衰减分离泡的效果。等离子激励器是利用高压电 产生的等离子体射流来抑制流动分离,研究^[12-13]认 为,等离子体射流加强了边界层与主流的动量交换, 同样使得涡轮叶栅损失急剧下降。

外流与内流中流动分离的相似性,使得外流中 用到的流动控制方法在内流中可能也有效果,例如 涡发生器和等离子体激励最早都是在外流中发展起 来的。在外流中,壁面振动^[14-16]被认为是对叶片几何 无破坏、体积小、功耗小的又一种有效控制手段, Weddle等^[15]认为采用电驱动聚合材料(Electro-active polymers)能够实现低成本、宽频率范围内小尺度 局部壁面振动的功能。壁面振动包括壁面沿流向振 动、沿法向振动两种形式。Gall^[16]通过数值及实验研 究了小范围壁面沿法向小尺度振动抑制层流分离的 有效性,发现翼型层流分离泡基本被抑制,翼型损失 大幅降低。因此,本文将外流中这种局部壁面法向 振动的流动控制方法引入到低雷诺数高载荷涡轮叶 栅流动控制中,以分析局部壁面振动控制涡轮叶栅 流动分离的效果以及流动机理。

以高载荷涡轮叶栅 PAKB 为研究对象,低雷诺数 工况为基准条件,局部壁面振动通过在叶片吸力面 布置沿壁面法向半正弦形式振动的半正弦几何凸包 来实现,本文验证了数值计算方法的有效性,数值计 算研究了振动凸包位置及宽度对涡轮叶栅气动性能 的影响,并详细分析了流动控制机理。在非定常数 值计算中,为了快速得到最优的凸包设计参数,采用 URANS 的数值计算方法,耦合 SST 湍流模型和γ-*Re*_g转捩模型进行计算。

2 研究对象和计算方法

2.1 研究对象

流动控制对象选取典型的高载荷低压涡轮 PAKB叶型,国内、外在此叶栅上开展了大量的试验、 数值研究,包括不同雷诺数、湍流度对光滑叶栅性能 的影响研究,涡射流发生器和等离子激励器等控制 叶栅流动分离的研究等^[6-9,17-19]。Popovic 等^[18]实验发 现进口来流湍流度1.5%、雷诺数2.5×10⁴(由叶栅进口 速度与轴向弦长定义)工况下,PAKB叶片吸力面出 现大尺度层流分离泡,本文研究中将此工况选为基 准工况。

PAKB叶栅主要设计参数:轴向弦长75.4mm,栅 距66.8mm,进口气流角35°,出口气流角60°。详细的 叶片几何数据见文献[19],几何模型见图1。 安装在叶片吸力面某一轴向位置处的振动凸包 为长条型,截面形状采用半正弦几何,在整个叶高截 面上同步振动,其最大振幅为1mm,振动频率为 200Hz,振动区间内每一个点沿壁面法向按照半正弦 形式进行非定常振动,具体的振动方程为

$$H = A \sin\left(\frac{\pi \left(x - x_{1}\right)}{x_{2} - x_{1}}\right) \left|\sin\left(\pi \frac{t}{T}\right)\right| \qquad (1)$$

式中A表示最大振动幅值,T为振动一个周期所 需要的时间,x₁,x₂为振动凸包在叶片吸力面上的弧 线位置。

2.2 损失功的定义

损失功的定义由孙宇涛等^[20]提出,从能量守恒 角度描述了不可逆损失的大小,表达式为

$$W_{\rm loss} = \frac{T_0}{T} \left(\frac{k}{T} \frac{\partial T}{\partial x_i} \frac{\partial T}{\partial x_i} + \varphi \right)$$
(2)

式中T₀为环境温度,T为当地温度,k为热传导系

数, φ 是耗散系数, $\varphi = 2\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)^2 - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\right)^2$ 。由式(2)可以看出,损失功的本质是熵

产生,由热传导和粘性耗散引起的熵产生组成,其单位为W/m³。

2.3 数值计算方法

对于带边界层转捩的湍流问题模拟,大量的数 值实验都表明, Menter's SST 湍流模型耦合 $\gamma - Re_{e}$ 转 捩模型能够合理预测逆压力梯度下的流动分离以及 转捩现象。Liu等[21]利用CFX软件中的SST湍流模 型和γ-Re_e转捩模型,共同预测了不同雷诺数及进 口湍流强度下 PAKB 叶栅表面的分离及转捩,发现计 算结果与实验结果符合很好。Dhakal等^[22]针对 PAKB 叶型采用 Fluent 软件进行湍流模型研究, 也得 到了同样的结论。因此,本文数值计算采用CFX软 件,求解三维非定常粘性RANS方程时粘性项和扩散 项选取高精度格式,湍流计算采用SST湍流模型和 γ-Re。转捩模型以获得叶栅低雷诺数下的层流分离 转捩现象。非定常计算采用双时间步推进法,物理 时间步长为25us,内迭代步数最大为10步,内迭代 残差收敛标准为1×10⁻⁶。非定常计算过程中,同时监 测叶栅的出口流量、总压损失系数、损失功以及尾迹 内压力脉动,当这些参数都出现周期性变化时,认为 计算收敛。非定常计算经验表明,计算收敛至少需 要130个凸包振动周期。

数值计算采用的边界条件按照文献[18]给定, 进口给定来流速度、气流角、湍流强度以及总温,出 口给定平均静压,叶片表面采用绝热无滑移条件,计 算域叶高方向端壁采用对称边界、两侧采用周期性 边界。

2.4 网格划分

PAKB叶栅和振动凸包组成的控制叶栅展向截 面相同,流动具有二维特征,数值计算中采用3mm高 的单通道叶栅模型。计算网格采用Autogrid 5 生成 H40拓扑结构的网格,计算域进口距叶栅前缘1倍弦 长,出口距叶栅尾缘2.5倍弦长,0型网格绕叶片壁面 布置220个节点、法向62个节点,并沿壁面法向加密 网格,第一层网格离壁面30μm,保证y+<1,法向网格 增长率为1.1,避免边界层内网格过少,且满足转捩模 型计算的需求;采用IGG模块对振动凸包范围内网 格沿流向加密,以确保整个凸包振动过程中几何型 面光滑。单通道叶栅总网格数为11万。基准叶栅以 及布置振动凸包叶栅的网格见图1,2。

局部壁面振动问题可以按照运动边界处理。在 商用 CFD 软件 CFX 中,运动边界的实现是通过改变 边界附近的局部网格,采用位移扩散模型对整个计 算域网格进行光顺的同时保留初始网格的相对密度 分布来实现动网格技术。因此,本文采用 CFX 16.1 商 用 CFD 软件来实现局部振动凸包影响的叶栅流动数 值模拟,定义局部振动凸包区域为运动边界,并利用 CEL(Command Expression Language)语句定义凸包的 振动方程式(1)。图 2标出了 *t*=0,0.5*T* 时刻叶片及凸 包附近网格,当凸包达到最大振幅时,凸包几何为正 弦型,凸包振动过程中网格正交质量仍然很高。



Fig. 1 Grid of uncontrolled cascade

为了验证数值计算方法的有效性,对基准工况 进行非定常数值计算,计算得到的叶片表面时均压 力系数 C_p与实验结果进行对比见图 3 所示,图中横坐 标表示相对轴向弦长,C₂表示轴向弦长,纵坐标 C₂的 定义见式(3)。由图3可以看出,计算与实验值基本 吻合,仅仅分离泡的再附点以及尺寸与实验结果有 少许差异。因此,本文所采用的数值方法能用于计 算并分析振动凸包对叶栅分离流动的控制效果。从 图3还可以看出,基准工况峰值速度点位置为60%*C*_{*} 处,利用壁面摩擦系数的零值点判断叶片吸力面的 分离点和再附点分别位于71%*C*_{*},99%*C*_{*}处。



Fig. 2 Grid of controlled cascade

 $C_{p} = (p_{in}^{*} - p_{blade}) / (p_{in}^{*} - p_{in})$ (3)

为了分析基准工况下的流场特征,作为下文流 动控制的对比基准,图4给出了叶片吸力面壁面摩擦 系数时空图,横坐标为吸力面弧线的无量纲长度,其 中L为吸力面上任意一点到叶片前缘点的弧长,SSL 为叶片吸力面弧长,纵坐标为2个凸包振动周期,图 中用黑线标出壁面摩擦系数零值点。可以看出,基 准工况下叶片表面流动在58%SSL处(71%C_x)自然分 离,目不随时间发生变化,将这种不施加扰动时流动 自然分离点产生的分离泡或脱落涡标记为N。图5 给出了计算的时均损失功分布云图与流线图,时均 结果都来源于非定常计算收敛后100个凸包振动周 期的时间平均值,下文的时均值获取方法相同;图6 给出了瞬时流场间歇因子γ云图和流线图,其中间歇 因子为0的区域为层流,间歇因子为1的区域为湍 流,间歇因子值为0~1区间所对应的流动为转捩流。 由于实验中低雷诺数工况对应的进口速度很低,壁 面绝热,导致流场中温度变化很小,根据损失功的定 义,图5中损失功分布主要是由粘性耗散产生,显然 层流粘性远小于湍流粘性,因此,功损失系数云图中 高损失功区域对应为湍流区,低损失区对应为层流 区。对比分析图5和图6可以发现,高损失区主要集 中于分离泡后半部分,此处流动已经转捩为全湍流, 在分离泡前半部分,低损失区对应于层流和转捩流 动,且转捩发生在层流分离泡上方。因此,低雷诺数 下叶栅损失主要来源于分离泡中转变为湍流部分的

损失,且损失功的相对大小可以用来判断流动处于 层流或湍流状态。



Fig. 3 Calculational and experimental result of timeaveraged wall pressure coefficient distribution in uncontrolled cascade



Fig. 4 Time-space contour of wall shear coefficient in uncontrolled cascade



Fig. 5 Time-averaged work loss in uncontrolled cascade

3 结果与讨论

3.1 振动凸包轴向位置的影响

为了获得最佳的振动凸包位置,以一个宽度 6mm的正弦振动凸包为研究对象,分别放置于叶片 吸力面 20% C_x,40% C_x,60% C_x,80% C_x位置处,凸包轴 向位置是由凸包上游起始点位置确定,其中20%*C*_x的凸包位于吸力面峰值速度点远上游,40%*C*_x的凸包 刚好位于吸力面峰值速度点上游附近,而60%*C*_x, 80%*C*_x的凸包分别位于吸力面峰值速度点与分离点 之间、分离点下游的分离泡内。



streamline in uncontrolled cascade

3.1.1 时均性能分析

首先给出叶栅时均总压损失系数 Y_p随振动凸包 轴向位置的变化见图 7 所示, Y_p的定义见式(4),图 7 中,用红线标出了基准无控叶栅的时均总压损失系 数。可以看出,位于分离泡内(80%C_x)以及峰值速度 点远上游(20%C_x)的振动凸包对叶栅流动分离控制 无效,且有增加叶栅流动损失的趋势;位于分离点上 游且距离峰值速度点不是很远的振动凸包(40%C_x, 60%C_x)都能有效控制叶栅流动分离,使叶栅损失大 幅降低,其中位于叶片吸力面峰值速度点上游附近 的振动凸包(40%C_x)引起的流动控制效果最佳,叶栅 损失最低,相较于无控叶栅而言损失降低了 28.8%, 而位于逆压力梯度区 60%C_x的振动凸包控制效果 (损失仅降低了 11.7%)略差。



Fig. 7 Time-averaged total pressure loss coefficient of controlled cascade with hump at different location

为了获得振动凸包控制低雷诺数叶栅层流分离 的流动机理,图8给出了不同振动凸包位置下叶栅时 均流场的损失功分布。当振动凸包位于40%C,处 时,相较无控叶栅,叶片表面分离泡尺寸大幅减小、 分离点后移,且分离泡上方及下游损失近似为层流 损失,对应的叶栅损失达到最小;对比40%C,的凸 包,60%C,处凸包控制叶栅吸力面的损失功分布相 似,较无控叶栅损失降低,但是吸力面分离泡出现在 凸包位置,凸包扰动与当地逆压力梯度叠加形成的 强扰动使得流动更容易转变为湍流,高损失区提前, 较40%C,凸包控制叶栅的损失增加。当凸包位于 20%C,时,叶栅损失功分布以及分离泡尺寸都与无控 流场相当,由于凸包振动引起的额外损失,使得此叶 栅的损失略大于无控叶栅;同样的,当振动凸包位于 80%C,时,凸包扰动使上游自然分离点提前,流动在 分离泡上快速转为湍流,此时的叶栅湍流损失高于 无控叶栅并达到最大。

3.1.2 瞬时流场分析

对比分析不同位置振动凸包影响下叶栅吸力面 剪切应力沿弧向分布的时空云图如图9所示,图中黑 线包围的区域为剪切应力零值点确定的分离泡/涡 团,可以看出,在叶片峰值速度点下游主要存在两类 涡团,一类为凸包非定常振动引起的连续脱落涡团, 标记为涡团F,其出现频率与凸包振动频率相同,并 沿叶片吸力面向下游输运至尾迹中,即使振动凸包 位于叶片分离区(图9(d)),涡团F依然清晰可见;另 一类为叶片表面自然分离形成的脱落涡N,出现于 60%叶片弧长附近,其尺寸受振动凸包位置的影响。

当凸包位于 20% C_x处时,在整个凸包振动周期 内自然分离点都存在,分离泡 N 尺寸逐渐增加直至 凸包扰动引起的涡团 F 脱落,由于扰动到达分离点 N 处时强度已经衰减,使得脱落涡团 F 尺寸较大,相邻 振动周期内产生的脱落涡团 F 在向下游发展过程中 发生掺混,增加了流动损失;当凸包位于 40% C_x处 时,自然分离区消失,自然分离点处形成与振动同周 期的涡团 F;当凸包位于 60% C_x位置处时,凸包尾缘 分离泡形成的脱落涡和自然分离脱落涡交叉脱落, 其中自然分离涡的尺寸以及存活时间都很短;当凸 包位于 80% C_x处时,由于原有的自然分离点位于凸 包上游,凸包振动引起的压力脉动引起自然分离点 N 周期性波动,分离区并不能被抑制,同时凸包尾缘脱 落涡 F 间歇性脱落打断了分离区 N,虽然如此,自然



Fig. 8 Time-averaged work loss and streamline of controlled cascade with hump at different location



Fig. 9 Time-space contour of wall shear coefficient in controlled cascade with hump at different location

少叶栅损失。

为了进一步明确凸包振动下叶型损失的内在流 动机理,图10给出了t=0.5T时刻下的叶栅瞬时流线 及间歇因子云图。首先以凸包位于40%C,位置为例 进行分析,振动凸包引起的非定常扰动触动自然分 离点处的层流形成脱落涡团 F向下游输运,由于涡团 中心相较主流的负压力特性,壁面附近主流与涡团 中心之间的顺压力梯度使得流线向壁面附近偏移, 增加了主流与壁面低能流体的能量交换,有利于抑 制流动分离;同时涡团上方的顺压力梯度有利于流 动逆转捩,相邻涡团之间的承接过程导致涡团上方 的转捩过程并不完全,附着于叶片吸力面的小尺寸 涡团近似层流,叶栅损失为近层流涡团损失。当振 动凸包位于60%C,时,流场结构与40%C,位置凸包 影响的叶栅相同,强扰动下脱落涡强度增加,涡团上 方的转捩-逆转捩过程也更明显,对应的湍流损失较 40%C,位置凸包略微增加。但是当振动凸包位于 20%C。处时,由于凸包引起的扰动沿流向的衰减使得 分离点处扰动强度很小,凸包下游吸力面上发生自

然分离,小强度的扰动虽然也能促使涡团脱落,但是 此时涡团需要在更大的尺寸下才会脱落,大脱落涡 团的输运速度很慢,在向下游发展过程中相邻涡团 发生掺混(见图9(a)),进一步增加了损失。振动凸 包位于80%*C*,处时,分离泡内的凸包振动使得分离 点提前(见图8(d)),且未改变上游层流分离泡的发 展及转捩过程,这也是叶栅损失大于无控叶栅损失 的重要原因。

3.2 局部振动壁面的宽度影响

从上文研究可知,凸包振动的最佳位置位于 40%*C*_x处,在此位置处固定凸包上游起始点位置不 变,设置凸包的宽度分别为3mm,4mm,5mm,6mm,用 *W*_a表示,研究振动凸包宽度对叶栅分离流动控制的 影响。

图 11 给出了不同宽度的振动凸包影响下的叶栅 流场时均总压损失系数,并与无控流场进行对比,可 以看出,不同宽度的振动凸包都显著降低了叶栅损 失,随着凸包宽度增加,叶栅损失总体趋势上缓慢减 少,在凸包宽度为6mm时,振动凸包控制下的叶栅损



Fig. 10 Instantaneous results of intermittency and streamline at t=0.5T in controlled cascade with hump at different location

失最小。

不同宽度振动凸包影响下的叶栅流场结构与上 文 6mm 宽度振动凸包影响的叶栅相同,故这里不再 另外给出。

对比不同宽度的振动凸包影响下的叶栅表面时 均压力系数分布见图 12 所示,随着凸包宽度的逐渐 减小,凸包几何曲率变化剧烈,对应的凸包局部压力 突变尖峰幅值增加,凸包对下游的扰动强度增加,类 似于 40% *C*_x 和 60% *C*_x 位置凸包扰动对流动的影响, 涡团上方的流体转捩-逆转捩过程更加明显,对应的 湍流损失随扰动增强而略微增加,导致叶栅损失随 凸包宽度的减少而略微增加。



Fig. 11 Time-averaged total pressure loss coefficient verse hump width



Fig. 12 Time-averaged blade pressure coefficient of controlled cascade with hump under different width

4 结 论

本文数值研究了振动凸包轴向位置、宽度对 PAKB叶栅分离流动的控制效果,得到结论如下:

(1)位于峰值速度点附近与分离点之间的局部 振动凸包都能有效抑制层流分离,其中位于峰值速 度点上游且在靠近峰值速度点的振动凸包控制效果 最佳,叶栅损失相较无控叶栅降低了28.8%。

(2)在振动凸包流动控制有效情况下,振动凸包

的宽度对叶栅损失有少量影响,凸包宽度越小,扰动 强度越大,扰动引起的湍流强度增加,叶栅损失略微 增加。

(3)振动凸包降低叶栅损失的流动机理来源于 振动凸包产生的附着于吸力面上的连续层流涡团, 涡团的裹吸作用增强了主流与边界层之间的能量交 换,抑制了分离泡的进一步扩大;涡团的负压特性使 得流体在连续的层流涡团上的转捩并不完全,还抑 制了湍流的产生,最终使叶栅损失较无控叶栅大幅 降低。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献:

- Hodson H P, Howll R J. The Role of Transition in High-Lift Low-Pressure Turbines for Aeroengines [J].
 Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41: 419-454.
- [2] 朱俊强,屈 骁,张燕峰,等.高负荷低压涡轮内部 非定常流动机理及其控制策略研究进展[J].推进技 术,2017,38(10):2186-2199.(ZHU Jun-qiang, QU Xiao, ZHANG Yan-feng, et al. Research Progress on Unsteady Flow Mechanism and Control Strategies of High-Lift Low Pressure Turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10):2186-2199.)
- [3] Lake J P, King P I, Rivir R B. Low Reynolds Numbers
 Loss Reduction on Turbine Blades with Dimples and V-Grooves[R]. AIAA 2000-0738.
- 【4】 张 波,李 伟,卢新根,等.变工况下超高负荷低 压涡轮叶片边界层被动控制[J].航空动力学报, 2012,27(12):2805-2813.
- [5] Volino R J. Passive Flow Control on Low-Pressure Turbine Airfoils[R]. ASME GT 2003-38728.
- [6] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine Separation Control Using Pulsed Vortex Generator Jets [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 198-206.
- [7] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. The Fluid Dynamics of LPT Blade Separation Control Using Pulsed Jets
 [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 77-85.
- [8] Volino R J. Separation Control on Low-Pressure Turbine Airfoils Using Synthetic Vortex Generator Jets [R]. ASME GT 2003-38729.
- [9] 伊进宝,乔渭阳,孙大伟.低压涡轮叶栅流动分离主动控制实验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(5):1055-1061.
- [10] Volino R J, Kartuzova O, Ibrahim M B. Experimental and Computational Investigations of Low-Pressure Turbine Separation Control Using Vortex Generator Jets[R]. ASME GT 2009-59983.
- [11] Volino R J, Kartuzova O, Ibrahim M B. Separation Con-

trol on a Very High Lift Low Pressure Turbine Airfoil Using Pulsed Vortex Generator Jets [R]. ASME GT 2010-23567.

- [12] Rizzetta D P, Visbal M R. Plasma-Based Flow-Control Strategies for Transitional Highly Loaded Low-Pressure Turbines[J]. Journal of Fluids Engineering, 2007, 130 (4).
- [13] Marks C, Sondergaard R, Wolff M, et al. Experimental Comparison of DBD Plasma Actuators for Low Reynolds Number Separation Control[R]. ASME GT 2011-45397.
- [14] Sinha S K, Wang Heng. Improving the Efficacy of an Active Flexible Wall for Controlling Flow Separation [R]. AIAA 99-0923.
- [15] Weddle A, Zaremski S, Zhang Lucy, et al. Control of Laminar Separation Bubble Using Electro-Active Polymers[R]. AIAA 2012-2682.
- [16] Gall P D. A Numerical and Experimental Study of the Effects of Dynamic Roughness on Laminar Leading Edge Separation [D]. West Virginia: West Virginia University, 2010.
- [17] 张 波,李 伟,黄恩量,等.超高负荷低压涡轮叶型边界层被动控制[J].推进技术,2012,33(5): 747-753. (ZHANG Bo, LI Wei, HUANG En-liang, et

al, Boundary Layer Passive Control of an Ultra-High – Lift Low-Pressure Turbine Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 747-753.)

- [18] Popovic I, Zhu J, Dai W, et al. Aerodynamics of a Family of Three Highly Loaded Low-Pressure Turbine Airfoils: Measured Effects of Reynolds Number and Turbulence Intensity in Steady Flow [R]. ASME GT 2006-91271.
- [19] Shyne R J. Experimental Study of Boundary Layer Behavior in a Simulated Low Pressure Turbine [R]. NASA TM-1998-208503.
- [20] 孙宇涛,任玉新.单级跨音速压气机内流场的非定常 模拟及损失分析[J].清华大学学报:自然科学版, 2009, 5: 759-762.
- [21] Liu Xiaomin, Zhou Haiyang. Numerical Investigations of Flow Separation Control for a Low Pressure Turbine Blade Using Steady and Pulsed Vortex Generator Jets
 [R]. ASME GT 2010-22587.
- [22] Dhakal T P, Jarnal T, Walters D K. Numerical Simulation of a PAK-B Airfoil Using Fully Turbulent and Transition-Senstive RANS Models [C]. Denver: Proceedings of ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress & Exposition, 2011.

(编辑:朱立影)