

基于动叶出口轴向速度提升的亚声速低反动度 轴流压气机气动设计原理及其验证

胡应交, 王松涛

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 当动叶转角增加以进一步提升亚声速轴流压气机级负荷时,为解决其内部流动问题,提出了基于轴向速度提升的亚声速低反动度轴流压气机气动设计原理. 分析了在该气动设计原理指导下,各气动参数间的相互影响,设计了一个验证级. 三维黏性数值模拟结果表明:在叶尖切线速度为 213 m/s 的前提下,实现了级压比为 1.5,效率为 92.5% 的压气机级设计.

关 键 词: 低反动度; 轴流压气机; 亚声速; 附面层抽吸; 高负荷

中图分类号: V211.6; TK474.7

文献标志码: A

Aerodynamic design principle and verification for subsonic axial-flow compressor with low reaction based on enhanced axial velocity at rotor outlet

HU Ying-jiao, WANG Song-tao

(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: An aerodynamic design principle for subsonic axial-flow compressor with low reaction based on enhanced axial velocity was proposed to solve the internal flow problems when the stage load was further enhanced by increasing the turning angle of the flow in the rotor. The mutual interactions between each aerodynamic parameter were analyzed based on this aerodynamic design principle, and a verification stage had been designed. The three-dimensional viscous numerical simulation results show that a compressor design of stage pressure ratio of 1.5 with efficiency of 92.5% at tip tangential speed of 213 m/s has been attained.

Key words: low reaction; axial-flow compressor; subsonic; boundary layer suction; highly-loaded

现代飞机对发动机推质比提出了更高的要求,目前,第 4 代发动机的推质比已达到 10 一级. 美国的综合高性能涡轮发动机技术计划(IHPTET)的目的是在 1988 年水平的基础上,在 2003 年前后,使发动机推进能力提高一倍,并具备研制推质比为 20、生产与维修成本低、耐久性长的发动机的能力. 尽管第 5 代发动机的详细参数还处于保密

阶段,但保守估计,其推质比将达到 15~20. 高推质比对航空发动机部件负荷提出了更高的要求. 压气机作为航空发动机三大核心部件之一,其级数减少、级压比增加,可有效减小发动机尺寸与质量,提高发动机推质比. 因此,开展高效、高负荷压气机关键气动设计技术研究,对于我国具有自主知识产权的第 4 代、第 5 代航空发动机研发及其

后续发展具有重要的战略意义。

1 附面层抽吸技术的国内外研究现状

早在20世纪70年代,国外学者就开始了利用附面层吸气或抽气控制以增加静叶中气流折转的研究^[1],但当时并没有引起行业的足够重视。直到20世纪末,麻省理工学院(MIT)又开始了吸附式压气机的全面研究,验证了附面层抽吸对于提升压气机性能的显著作用。总结起来,MIT的研究成果可概括为,开发出了吸附式压气机气动设计体系,包括数值研究体系与实验测试平台;结合数值计算与实验测试,完成了数台单级高负荷吸附式轴流压气机与两级无静叶的吸附式对转压气机的气动设计,并取得了极好的性能。其详细研究成果如下:

1998年,MIT研究人员在叶尖切线速度为213,305,457 m/s的前提下,分别实现了3台级压比为1.5,2.0,3.0的单级压气机设计,其负荷水平大大超出了常规压气机的气动设计水平^[2]。2000年,在叶尖切线速度为457 m/s的前提下,利用数值模拟手段,完成了最大级压比为3.43,最高效率为86.7%的单级吸附式轴流压气机气动设计^[3];同年,在叶尖切线速度为228.6 m/s的前提下,实现了级压比为1.6的吸附式压气机气动设计^[4],并对其进行了实验验证。2004年,实验验证了一台高负荷吸附式压气机级,研究结果表明,在设计叶尖切线速度为457 m/s的前提下,该压气机级压比大于3^[5];2006年,设计了一台对转压气机级,在第1列转子转速为442 m/s、第2列转子转速为351 m/s的前提下,在第2列转子中进行附面层抽吸,实验结果表明该对转压气机级压比达到2.9,效率为89%^[6]。

此外,国外其他研究人员也进行了吸附式压气机相关研究^[7-10],研究结果均表明,合理的附面层抽吸能有效改善流场,如能有效控制动叶顶部的叶顶泄漏流动以及静叶两端的角区分离^[7]。

国内对于附面层抽吸也进行了大量研究,并取得如下研究成果:

扩压叶栅内主要存在5种旋涡:马蹄涡、通道涡、集中脱落涡、壁角涡、尾缘脱落涡。涡系结构的变化主要表现为吸力面上集中脱落涡和尾缘脱落涡的相互影响。随着叶栅入口冲角的增大,吸力面的流动由典型的开式分离向闭式分离转变^[11]。不同位置处的附面层抽吸对叶栅通道内的旋涡结构有着不同的影响。在端壁吸气主要影响吸力面/壁

角区,可有效抑制角区分离流动^[12-13]。在吸力面沿展向抽吸可以减小角区范围,延迟叶片吸力面附面层转捩,改善中径处流场;在吸力面沿展向抽吸与端壁组合抽吸则优化了叶栅整体流场,使流动更加均一、高效^[14]。对于吸附式压气机最佳抽吸位置的判定准则如下:对以闭式分离为主要特征的叶栅流场,最佳抽吸位置为主分离区的起始位置,即鞍点附近;对以开式分离为主要特征的叶栅流场,最佳抽吸位置位于主分离区的上游^[15]。吸气量与吸气位置之间有如下关系:吸气位置对损失的影响随吸气量的增大而增大^[16-17];而在同一吸气量下,吸气位置是控制附面层分离的重要因素^[18]。

对于超、跨声速压气机,激波的结构和强度是与附面层厚度及其发展息息相关的。针对超声速叶栅,利用附面层抽吸可控制通道中激波的相对位置,改变通道中激波结构,并避免由于激波造成的附面层分离^[19-20]。超、跨声速叶栅若在激波前抽吸则使得抽吸缝局部马赫数增大,恶化叶栅性能;若在波后抽吸则可明显改善叶栅性能^[21]。在固有抽吸位置处,存在一个最佳吸气量,过大或过小均会对叶栅流场产生不利的影响^[22]。

高稠度、低展弦比是高负荷叶轮机械的发展趋势。与大稠度叶栅相比,在小稠度叶栅中采用附面层抽吸其损失降低程度要大幅增加,因此高负荷、小稠度吸气式压气机设计或许是可行的^[23]。

哈尔滨工业大学于2007年提出了吸附式低反动度亚声速轴流压气机气动设计理念,其核心在于,针对高负荷压气机气动设计,降低反动度确保动叶高效流动,结合附面层抽吸以控制静叶栅内部流动。其优点在于可简化抽吸结构,避免在转动部件中进行附面层抽吸。数值以及实验验证均表明,该气动设计原理可行^[24-27]。

此外,南京航空航天大学利用附面层抽吸控制超声速进气道中的流动,其主要优点如下:可有效降低该类型进气道的起动马赫数;减小高超声速进气道的迟滞回路曲线,大大降低进气道的再起马赫数;改善进气道再起过程中的超压、超温问题;改善进气道的流动性能与提高进气道的总压恢复系数^[28-29]。

随着压气机级负荷的提升,将其内部流动问题集中起来并予以解决是存在合理性的。在亚声速轴流压气机中,通过数值模拟以及实验验证表明,基于正预旋的吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理对于实现亚声速高负荷压气机气动设计是可行的^[26-27]。本文目的在于,在动叶入口为亚

声速的前提条件下,提出了基于动叶出口轴向速度提升的亚声速低反动度轴流压气机气动设计原理,该原理是对基于动叶入口正预旋增加的吸附式低反动度轴流压气机气动设计理念的补充.在实际设计过程中,在给定级负荷前提下,可结合轴向速度改变与预旋选取以实现最佳的级性能.

2 基于动叶出口轴向速度提升的亚声速低反动度轴流压气机气动设计原理^[30]

在文献[26-27]中提出了基于增加动叶入口正预旋的吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想.该思想指出,在常规压气机气动设计中为使得压气机级效率最高,其反动度通常在0.5左右,当圆周速度保持不变且反动度仍为0.5的前提下,进一步提升级负荷并达到一定值时,动、静叶中都会发生附面层分离.在动叶出、入口轴向速度几乎不发生改变的前提下,可通过采用低反动度气动设计,即通过增加动叶入口正预旋,降低动叶中的逆压力梯度,使得动叶高效流动,但在此种设计前提下,动叶出口的绝对速度与绝对气流角都会增加,因此利用附面层抽吸来解决静叶栅中的流动问题.图1是当动叶出、入口轴向速度几乎不发生改变时,在不同反动度 Ω 前提下动叶内部的速度三角形.图中 w 代表相对速度, u 代表圆周速度, c 代表绝对速度,下标1和2分别代表动叶的入口和出口, z 代表轴向.其极限情况如图1(d)所示,此时流动与叶栅中的气体流动类似,气流在叶栅中连续加速.

考虑到附面层抽吸不是万能的,当动叶入口绝对速度或绝对气流角过大时,即当静叶扩压因子达到特定水平后,即使附面层抽吸(有限的抽吸流量与合理的抽吸位置)也不能有效解决静叶中的流动问题,在特定圆周速度下限制了此类压气机级负荷的进一步提升.在给定圆周速度前提下,此类压气机所对应的最高负荷状态为,该级动叶出口参数已达到静叶入口允许参数的最大值(若超过该值,利用附面层抽吸也不能有效解决静叶内部的流动问题),且该级动叶入口预旋量为保证动叶效率不低于设计允许值时的最小量.

在常规亚声速轴流压气机级设计中,可近似认为轴向速度在动叶前后几乎是不变的,如速度三角形图1(a)和图1(b)所示.在轴向速度几乎不发生变化的单级压气机中,随着级负荷的提升,为确保动叶高效流动,只能增大正预旋以降低动叶

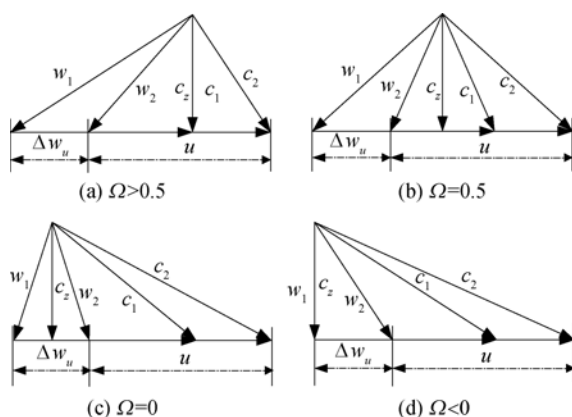


图1 亚声速转子当轴向速度几乎不变时的速度三角形
Fig. 1 Subsonic rotor's velocity triangle with constant axial velocity

栅中逆压力梯度.其问题在于,考虑到附面层抽吸解决流动问题的局限性,动叶出口绝对速度与绝对气流角通常有限制要求,在此前提下,正预旋的增加压缩了动叶的做功能力.

图2是轴向速度改变时的低反动度轴流压气机转子速度三角形.图2(a)、图2(b)、图2(c)分别表示当反动度为0时,在不同级负荷、不同预旋量前提下动叶的速度三角形.图中带箭头的虚线表示在动叶流道中相对速度连续变化中的某个状态,当反动度为0时,中间各个状态下速度大小与出、入口速度大小相等.在不同负荷下,从图2中反预旋的情况来看,即使在有反预旋的情况下,可通过轴向速度增加,使得流道内逆压力梯度降低;在反动度为0的情况下,可通过轴向速度增加使得动叶栅流道内逆压力梯度为0,即动叶出、入口及中间各截面静压相等,以使得动叶高效流动.此外,在入口轴向速度相同,圆周速度、转速、反动度相等的情况下从图中可得到如下结论:增大反预旋量可使得其出口绝对气流角减小,绝对速度增大,出口轴向速度增大;增大正预旋量可使得其出口绝对气流角增大,绝对速度减小,出口轴向速度减小.对于基于动叶出口轴向速度提升的亚声速低反动度轴流压气机气动设计思想应注意如下问题:①在特定级负荷且保持动叶高效流动前提下,利用预旋量以及轴向速度改变,可对出口绝对马赫数与绝对气流角进行调节,该调节可兼顾动叶效率、静叶入口参数需求以及级负荷大小;②在亚声速流动前提下,轴向速度增加会使得叶片变短,在多级轴流压气机中,利用该气动设计原理需考虑末级叶片高度和燃烧室入口马赫数大小的需求.若利用该方案设计,燃烧室入口马赫数过高或

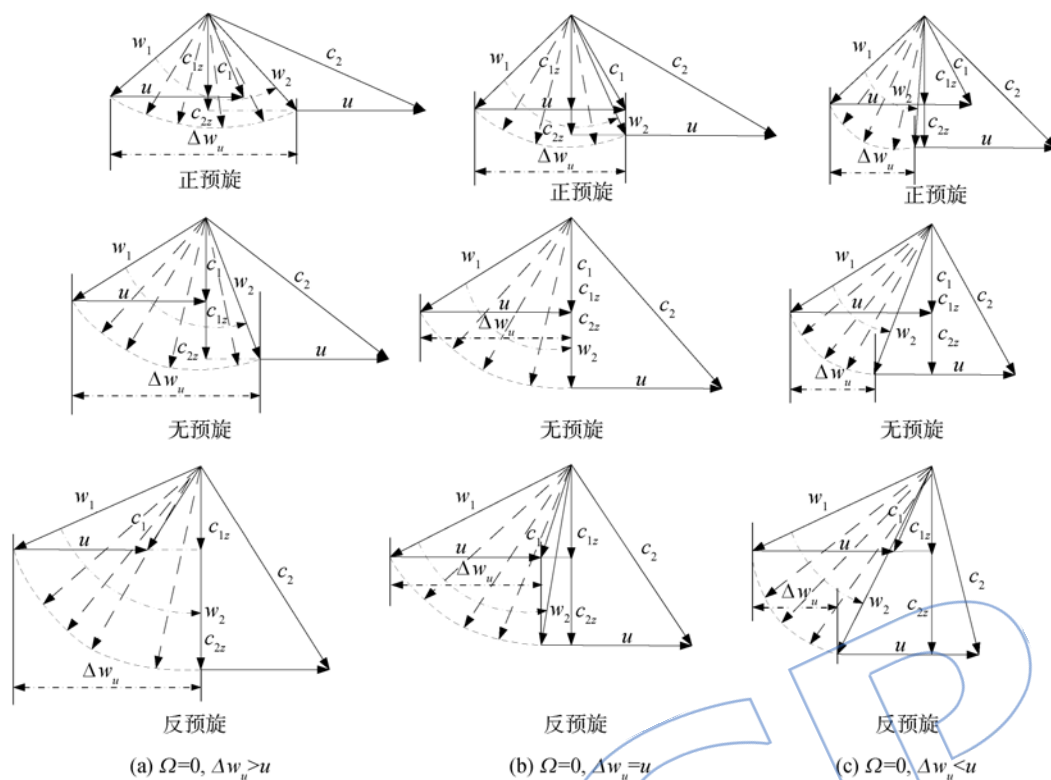


图2 轴向速度改变时的低反动度轴流压气机转子速度三角形

Fig. 2 Rotor's velocity triangle of axial-flow compressor with low reaction with variable axial velocity

末级叶片过短,其有效解决措施之一为通过轮缘或轮毂型线扩张,提高静叶叶片的高度,并在轮缘或轮毂上利用附面层抽吸解决分离流动问题;有效措式之二是在各级负荷不变且动叶效率满足设计要求、静叶入口参数不超过允许值的前提下通过降低反预旋量或提高正预旋量,降低轴向速度与绝对速度,从而提升各级动叶出口绝对气流角;也可将这两个措施的结合使用。因此在多级亚声速轴流压气机中,实际子午流道形状整体上是收缩的,结合附面层抽吸技术的使用也可存在局部扩张。针对亚声速轴流压气机级,在入口马赫数小于其临界马赫数且不考虑叶片高度限制时,可通过增大反预旋量并进一步提高动叶出口轴向速度的方式最大限度地提升级负荷。此外,相较预旋量是基于 S_1 流面设计改变动叶中逆压力梯度而言,轴向速度增加更多地是从 S_2 流面出发以调节动叶叶栅中逆压力梯度。

3 设计验证

对于动叶入口来流为亚声速的轴流压气机,随着级负荷的增加,通过大幅提高动叶出口轴向速度以实现动叶的高效流动,与此同时,利用附面层抽吸解决下游静叶叶栅内的流动问题,实现整

级的高负荷气动设计,其中动叶出口轴向速度选取,需兼顾动叶效率、该级静叶匹配,并尽量降低该级静叶出口轴向速度以满足叶片高度需求。本文把上述指导思想称为基于轴向速度提升的亚声速低反动度轴流压气机气动设计思想。

针对上述指导思想,本文给予了设计验证。验证主要分两部分进行,先对动叶进行设计验证,以证明在高负荷气动设计前提下,利用动叶出口轴向速度提升可使得动叶高效流动;后依据其出口气流参数,对其进行静叶匹配,并利用附面层抽吸解决静叶内部流动问题,此时为有效降低静叶出口轴向速度以避免在多级轴流压气机设计前提下末级叶片高度过低或燃烧室入口马赫数较高,应尽量降低静叶段子午流道收缩幅度,甚至静叶段子午流道没有收缩或有少量扩张。

3.1 动叶设计验证

3.1.1 动叶设计

动叶与级的设计参数如表1所示,在叶尖切线速度为 213 m/s 的前提下,入口轴向进气,入口设计流量为 20 kg/s,动叶设计压比为 1.51,动叶效率不低于 95%,设计级压比为 1.5,级效率不小于 90%。为有效控制动叶中的扩压因子,大幅度提高动叶出口轴向速度,动叶中径处的速度三角

形如图 3 所示,出口轴向速度为 175 m/s,较入口轴向速度提升 46%。其子午流道曲线如图 4 所示,在动叶段子午流道存在较大幅度收缩以大幅提升动叶出口轴向速度;同时为有效降低级的出口轴向速度,过渡段与静叶段子午流道半径保持不变。需指出的是,为有效控制动叶叶顶泄漏流动,对轮缘曲线也进行了适当收缩,其收缩量需综合考虑动叶效率以及转子的做功能力,不至于使得动叶顶部的平均叶尖切线速度下降过大。相较 MIT 方案,本文设计级入口没有导叶且只在静叶中进行附面层抽吸,其级负荷系数达到 0.784。

表 1 动叶与级的设计参数

Table 1 Design parameters of rotor and stage

参数	数值
叶尖切线速度/(m/s)	213
入口设计流量/(kg/s)	20
轴向速度/(m/s)	120
动叶入口轮毂比	0.7
动叶设计压比	1.51
动叶效率/%	>95
级设计压比	1.5
级效率/%	>90

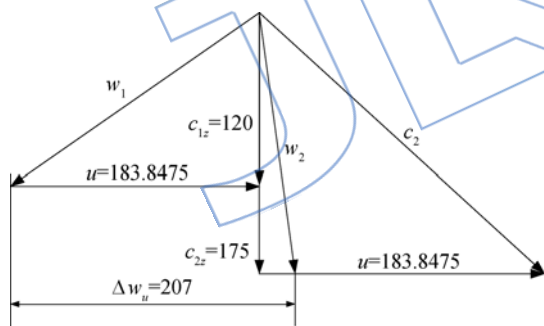


图 3 动叶中径处速度三角形 (单位:m/s)

Fig. 3 Velocity triangle at rotor mid-span (unit:m/s)

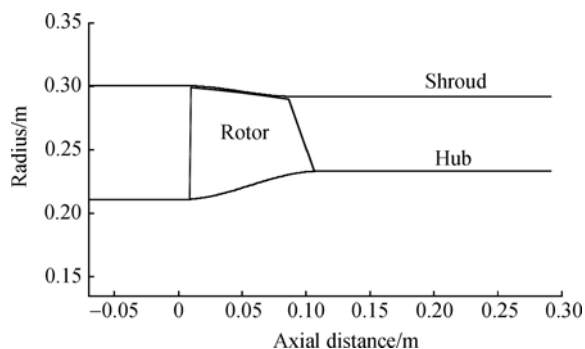


图 4 子午流道曲线

Fig. 4 Meridional channel curves

动叶详细的几何参数分别如表 2、表 3 所示。其中动叶出、入口几何角是指动叶前缘点处中弧线与轴线的夹角,得到动叶的三维造型如图 5 所示。

表 2 动叶几何参数

Table 2 Geometric parameters of rotor

参数	数值
入口轮缘半径/m	0.2105
入口轮毂半径/m	0.3008
出口轮缘半径/m	0.2917
出口轮毂半径/m	0.2331
动叶弦长/m	0.1128
动叶叶片数	30
动叶转速(r/min)	6763

表 3 动叶出入口几何角

Table 3 Outlet and inlet geometric angles of rotor

相对叶高	入口几何角/(°)	出口几何角/(°)
0	54.2	-41.3
0.25	57.0	-31.8
0.50	59.5	-21.4
0.75	61.7	-10.5
1.00	63.6	0.2

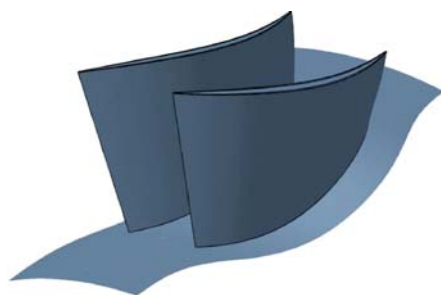


图 5 动叶的三维造型

Fig. 5 Three-dimensional geometry of rotor

3.1.2 动叶设计数值计算方法

采用 NUMECA 软件的 Fine/Turbo 模块,通过求解 Navier-stokes (N-S) 方程,进行定常流场的数值模拟。利用 AutoGrid5 模块生成网格,拓扑结构采用默认的 4HO 结构形式。其总网格数为 1199847,壁面网格如图 6 所示。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型,差分格式采用中心差分格式,全多重网格法加速收敛。转子入口边界条件如下:总温为 288 K,总压为 101325 Pa,入口轴向进气,动叶转速为 6763 r/min,按照径向



图 6 动叶壁面网格
Fig 6 Rotor solid mesh

平衡方程给定背压出口条件,

3.1.3 动叶流场分析

图 7、图 8、图 9 分别是动叶 10%, 50%, 90% 叶高处的相对马赫数等值线图, 从图中可看出, 除了在 10% 叶高约 90% 弦长处动叶尾部存在一个小分离泡外, 在整个叶高内不存在明显的附面层分离, 保证了动叶的高效流动。

图 10 是动叶出口绝对马赫数分布,从图中可看出,动叶出口绝对马赫数不超过 0.85,有效控制了下游静叶叶栅内的激波损失;在叶顶区域其马赫数在 0.75 左右.图 11 是动叶出口绝对气流角(即出口绝对速度与轴向的夹角)分布,其根部气流角在 52° 左右,顶部气流角在 48° 左右.若不考虑在亚声速入口条件下下游静叶叶栅对上游静叶叶栅内部流动的影响,在上述气流角以及马赫数前提下,利用附面层抽吸,下游静叶叶栅中的流动是可以解决的.图 12 是动叶出口轴向速度沿叶高的分布,可看出动叶出口轴向速度沿叶高分布

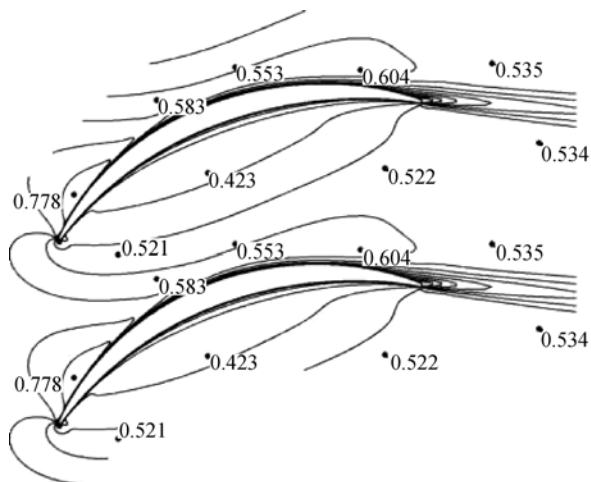


图8 50%叶高处相对马赫数等值线图(动叶)

Fig.8 Relative Mach number contour at 50% span (rotor)

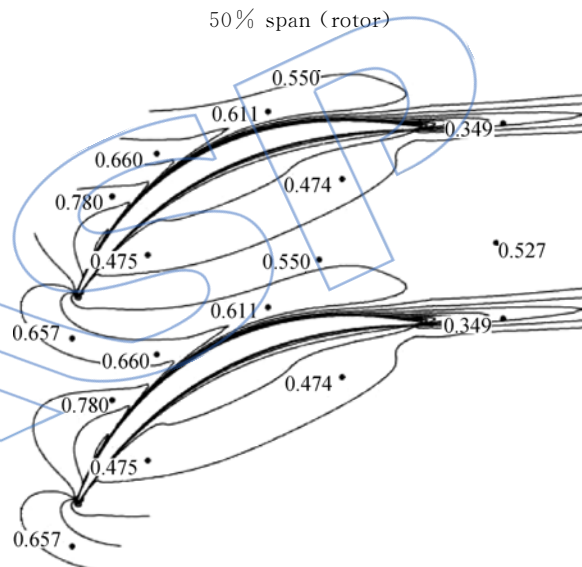


图9 90%叶高处相对马赫数等值线图(动叶)

Fig.9 Relative Mach number contour at
90% span (rotor)

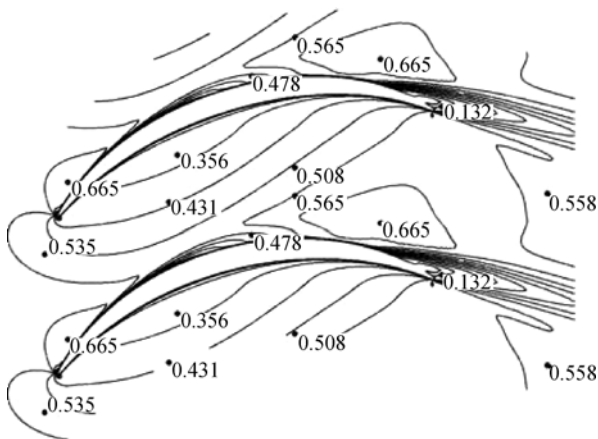


图 7 10%叶高处相对马赫数等值线图(动叶)

Fig.7 Relative Mach number contour at
10% span (rotor)

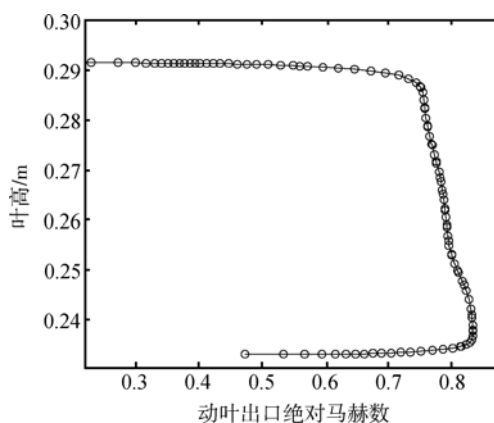


图 10 动叶出口绝对马赫数分布
Fig. 10 Absolute Mach number distribution
at rotor outlet

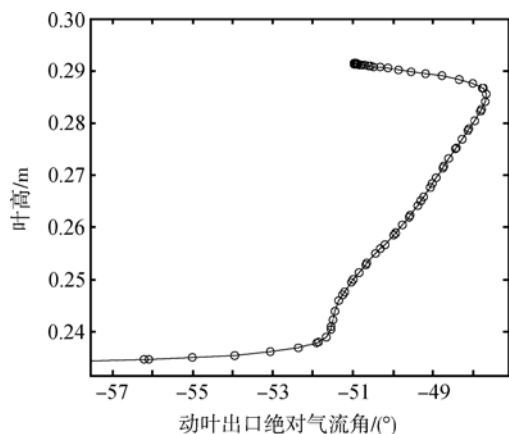


图 11 动叶出口绝对气流角分布

Fig. 11 Absolute flow angle distribution at rotor outlet

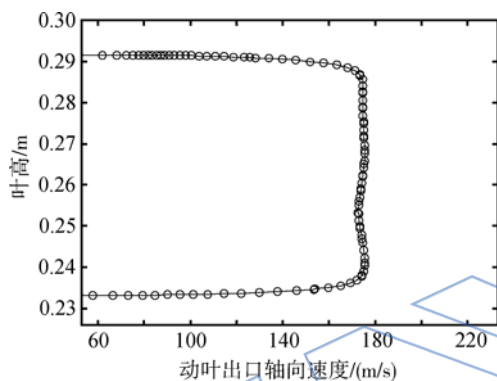
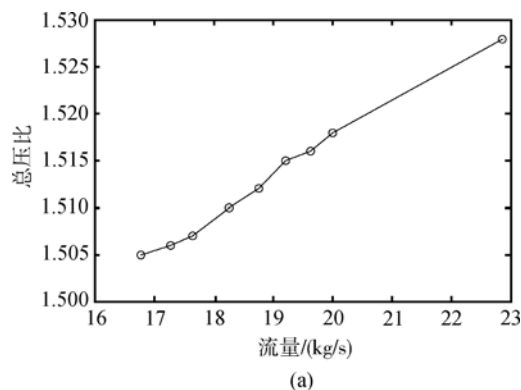


图 12 动叶出口轴向速度沿叶高的分布

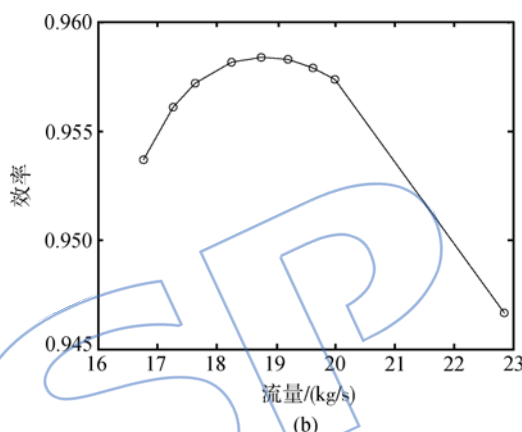
Fig. 12 Axial velocity distribution at rotor outlet along span

很均匀,与中径处相差不大,约为 175 m/s.

图 13 是动叶的流量特性曲线,从图中可看出,在设计流量为 20 kg/s 时,其效率大于 95.5%,总压比为 1.517,喘振裕度为 18%. 此外从流量-总压比曲线可看出,随着流量降低,其总压比下降,这与常规亚声速压气机级随着流量下降,其设计总压比通常增加是有区别的. 具体原因如图 14 所示(加'的符号意义与前文相同,用于区分不同情况),对于出口几何角为负值的叶栅,如忽略入口速度三角形攻角的细微变化,并假设出口气流角一致的前提下,随着背压增加,其出口相对速度下降,使得其扭速增益降低,即 Δw_u 下降,因此,其背压增加,总压比下降. 这里需指出的是,具有此类级特性的压气机,在多级轴流压气机中究竟会对整台发动机特性造成何种影响,目前尚没有明确概念,需做进一步研究. 本文只是为了验证该气动设计原理实现级的高负荷气动设计是可行,若降低其设计级负荷,使得该类叶栅出口气流角为正值,则其级特性曲线与传统压气机变化趋势一致.



(a)



(b)

图 13 动叶流量特性曲线

Fig. 13 Characteristic curves of rotor mass flow

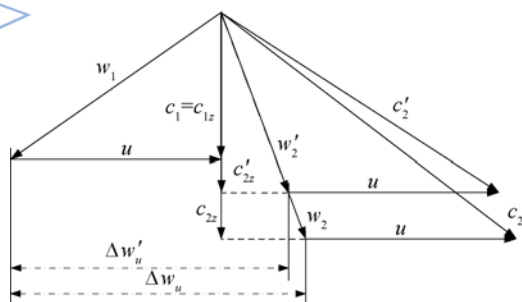


图 14 速度三角形随背压的变化

Fig. 14 Variation of velocity triangle with back pressure

针对动叶设计验证表明,在 213 m/s 的叶尖切线速度下,实现了总压比为 1.515,效率为 95.5% 的转子设计. 可见,通过该气动设计原理,在特定圆周速度前提下,大幅度增加级负荷系数并保持动叶高效流动是可行的. 接下来,将在静叶中利用附面层抽吸,实现整级的高效流动.

3.2 级验证

3.2.1 静叶设计

静叶的参数确定是通过动叶出口确定的,见图 10、图 11. 其详细几何参数如表 4、表 5 所示. 为有效降低级的出口轴向速度,其出口轮缘、轮毂半径

保持不变,静叶的三维造型如图 15 所示.为有效控制静叶中的流动,其抽吸结构如图 16 所示,分别在吸力面侧靠近轮缘、轮毂处沿流向进行附面层抽吸;沿展向进行附面层抽吸.在设计转速工况下,各抽吸槽以及抽吸流量如表 6 所示.

表 4 静叶几何参数

Table 4 Geometric parameters of stator

参数	数值
入口轮缘半径/m	0.2917
入口轮毂半径/m	0.2331
出口轮缘半径/m	0.2917
出口轮毂半径/m	0.2331
静叶弦长/m	0.0733
静叶叶片数	32

表 5 静叶出入口几何角

Table 5 Outlet and inlet geometric angles of stator

相对叶高	入口几何角/(°)	出口几何角/(°)
0	-57.0	2
0.25	-56.2	2
0.50	-54.5	2
0.75	-53.2	2
1.00	-53.0	2

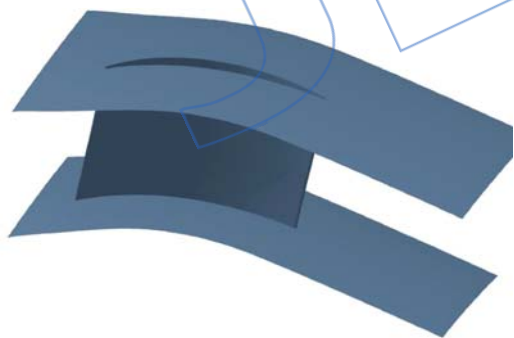


图 15 静叶的三维造型

Fig. 15 Three-dimensional geometry of stator

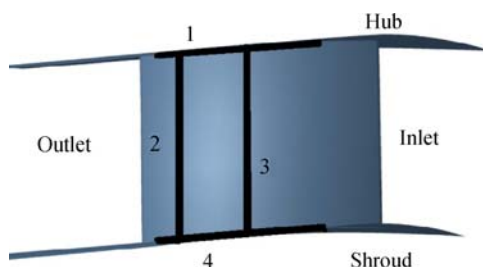


图 16 静叶中的抽吸结构

Fig. 16 Suction structure in stator

表 6 抽吸槽边界条件及抽吸流量

Table 6 Boundary conditions at suction slot and suction flow rate

抽吸槽 序号	抽吸流量/ (kg/s)	抽吸槽背压/ kPa	抽吸流量与入口 流量比/%
1	0.54	95	2.69
2	0.39	110	1.94
3	0.42	80	2.09
4	0.39	95	1.97

3.2.2 级的数值计算方法

采用 NUMECA 软件的 Fine/Turbo 模块,通过求解 N-S 方程,进行定常流场的数值模拟.利用 AutoGrid5 模块生成网格,拓扑结构采用默认的 4HO 结构形式.动叶网格数约为 106 万,静叶网格数约为 128 万,级的总网格数约为 234 万.级的壁面网格如图 17 所示.湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型,差分格式采用中心差分格式,全多重网格法加速收敛.入口边界条件总温为 288K,总压为 101325Pa,轴向进气.基于径向平衡方程给定背压出口条件.

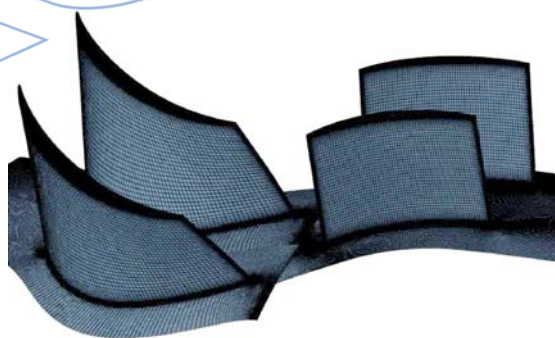


图 17 级的壁面网格

Fig. 17 Stage solid mesh

3.2.3 级的流场分析

图 18、图 19、图 20 分别为级在设计工况下 10%、50%、90%叶高处的相对马赫数等值线图.从图中可看出,在静叶入口处,各叶高处均存在局部超声速区域.根部入口绝对马赫数最高,其超声速区域马赫数最大值达到 1.2 左右.此外,从各图中可看出,利用附面层抽吸,各叶高处附面层附着良好,不存在大的流动分离,确保了级的高效流动.

级流量特性曲线如图 21 所示,其中流量为级进出口流量,即入口流量减去抽吸流量.从图中可看出,在设计点处其级总压比达到 1.5,在不考虑附

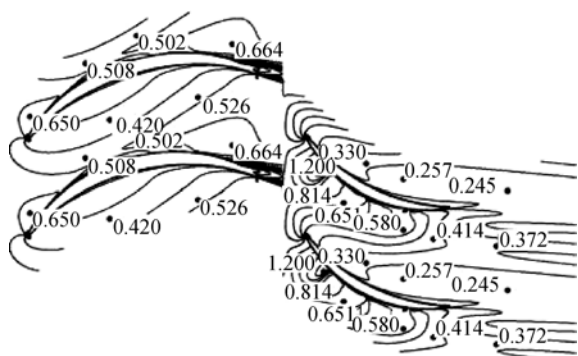


图 18 10%叶高处相对马赫数等值线图(级)

Fig. 18 Relative Mach number contours at 10% span (stage)

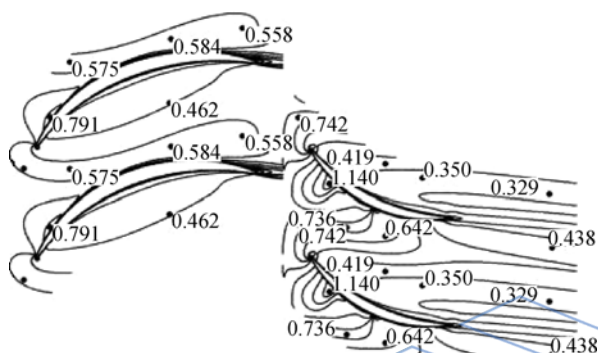


图 19 50%叶高处相对马赫数等值线图(级)

Fig. 19 Relative Mach number contours at 50% span (stage)

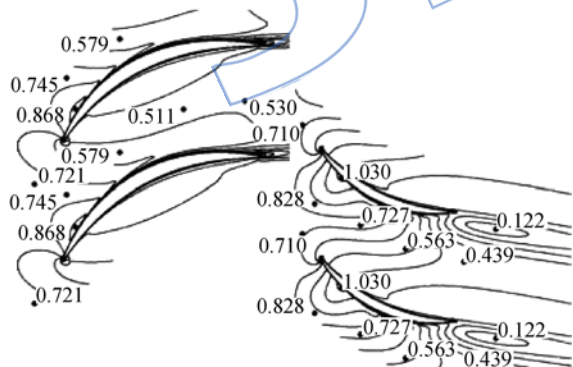


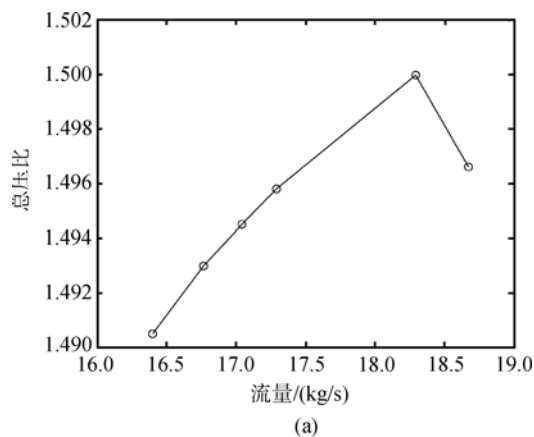
图 20 90%叶高处相对马赫数等值线图(级)

Fig. 20 Relative Mach number contours at 90% span (stage)

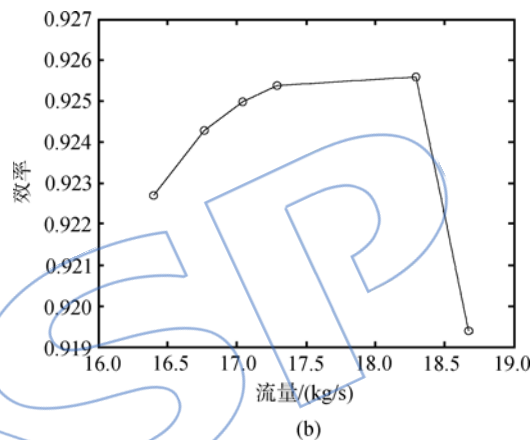
面层抽吸对效率影响的前提下其效率达到 92.5%，抽吸流量占入口流量的 8%，其中效率计算公式如下式所示：

$$\eta = \frac{\pi^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}{\tau^* - 1}$$

其中 π^* 为出入口总压比, τ^* 为出入口总温比, 等



(a)



(b)

图 21 级流量特性曲线

Fig. 21 Characteristic curves of stage mass flow

熵指数 $\kappa=1.4$, η 为效率. 级的喘振裕度为 11%, 可通过叶型优化以及抽吸方案优化进一步提高该级的喘振裕度. 在设计点处, 静叶出口轴向速度约为 124 m/s, 与动叶入口轴向速度 120 m/s 相比只是略有增加.

3.2.4 附面层抽吸讨论

针对吸附式压气机, 为提高发动机效率, 最好的构想之一是将抽吸气体用于下游涡轮的冷却, 以实现能量的梯级利用, 尤其是在抽吸流量较大的前提下. 在 CFD 计算中, 为使得程序收敛性好, 通常在抽吸位置处给定背压出口条件, 其主要问题有二: 第一是在某特定工况下, 当进行附面层抽吸时, 各槽之间的静压如何给定, 尤其是在共用同一个抽吸腔时, 各抽吸槽背压不是独立的; 第二是在变工况条件下, 涡轮内压力场将发生改变并导致抽吸槽处压力发生变化, 那么如何随着工况改变确定各抽吸槽背压的变化. 给定流量边界条件也一样, 存在抽吸流量分配与抽吸流量随工况改变而改变的问题. 换言之, 如何准确扑捉抽吸槽处的边界条件使得数值计算更符合真实的物理流动

是值得深入研究的.其有效的办法为联合涡轮、压气机以及冷却管道的整机计算.因此在吸附式压气机研究中,尤其是在有多处抽吸槽的前提下,若忽略各槽之间的相互联系以及各槽与整台发动机性能之间的联系是欠妥的.本文中抽吸槽边界条件给定如表6所示,若需反映实际发动机中各抽吸槽边界条件的真实变化,需对抽吸槽边界条件做适当调整.目前,在整台发动机中,若将抽吸流量用于发动机涡轮的冷却,附面层抽吸对整台发动机性能的影响并无太多了解,需做持久深入研究.

4 结 论

针对入口来流为亚声速来流的轴流压气机,提出了一种高负荷压气机气动设计方法.该方法为,在高负荷气动设计前提下,通过子午流道收缩,大幅提高动叶出口轴向速度以降低动叶中的扩压因子,保证动叶的高效流动;同时利用附面层抽吸以解决静叶中的流动问题.利用该方法进行气动设计验证,在叶尖切线速度为213 m/s的前提下,在入口没有导叶且只在静叶中进行附面层抽吸的前提下,实现了级压比为1.5,效率为92.5%的压气机级设计,其级负荷系数达到0.784.

参考文献:

- [1] Loughery R J, Horn R A, Tramm P C. Single stage experimental evaluation of boundary layer blowing and bleed techniques for high lift stator blades [R]. NASA CR-54573, 1971.
- [2] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A. A family of designs for aspirated compressors [R]. ASME Paper 98-GT-196, 1998.
- [3] Merchant A. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage [R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.
- [4] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design, analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage [R]. ASME Paper 2000-GT-618, 2000.
- [5] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage [R]. ASME Paper GT-2004-53679, 2004.
- [6] Kerrebrock J L, Epstein A H, Merchant A A, et al. Design and test of an aspirated counter-rotating fan [R]. ASME Paper GT2006-90582, 2006.
- [7] Gümmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of endwall boundary layer removal on highly-loaded axial compressor blade rows [R]. ASME Paper GT2005-68699, 2005.
- [8] Gmelin C, Thiele F, Liesner K, et al. Investigations of secondary flow suction in a high speed compressor cascade [R]. ASME Paper GT2011-46479, 2011.
- [9] Nerger D, Saathoff H, Radespiel R, et al. Experimental investigation of endwall and suction side blowing in a highly loaded compressor stator cascade [R]. ASME Paper GT2010-22578, 2010.
- [10] Liesner K, Meyer R, Lemke M, et al. On the efficiency of secondary flow suction in a compressor cascade [R]. ASME Paper GT2010-22336, 2010.
- [11] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
ZHANG Hualiang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configurations in compressor cascades [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [12] 陈绍文, 郭爽, 宋宇飞, 等. 局部附面层抽吸对高负荷扩压叶栅流动特性影响 [J]. 工程热物理学报, 2010, 31(3): 407-410.
CHEN Shaowen, GUO Shuang, SONG Yufei, et al. Effects of local boundary layer suction on the flow characteristic of highly-loaded compressor cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(3): 407-410. (in Chinese)
- [13] 郭爽, 陈浮, 陆华伟, 等. 端壁抽吸位置对大转角扩压叶栅流场及负荷的影响 [J]. 推进技术, 2011, 32(3): 323-328.
GUO Shuang, CHEN Fu, LU Huawei, et al. Effects of end-wall boundary layer suction position on the flow field and load in a high-turning compressor cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 323-328. (in Chinese)
- [14] 郭爽, 陈绍文, 陆华伟, 等. 组合抽吸对大转角扩压叶栅性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2697-2703.
GUO Shuang, CHEN Shaowen, LU Huawei, et al. Effect of compound boundary layer suction on the performance of a high-loaded diffusion compressor cascade with a large camber angle [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2697-2703. (in Chinese)
- [15] 张华良, 谭春青, 张新敬, 等. 采用附面层抽吸(BLS)控制流动分离的数值模拟 [J]. 推进技术, 2009, 30(2): 192-196.
ZHANG Hualiang, TAN Chunqing, ZHANG Xinjing, et al. Numerical investigation on application of boundary layer suction to control the flow separations [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 192-196. (in Chinese)
- [16] 郭爽, 陈绍文, 宋宇飞, 等. 附面层抽吸对高负荷扩压叶栅损失的影响 [J]. 工程热物理学报, 2009, 30(4): 574-576.
GUO Shuang, CHEN Shaowen, SONG Yufei, et al. Effects of boundary layer suction on the loss of highly-loaded compressor cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(4): 574-576. (in Chinese)
- [17] Guo S, Chen S W, Song Y S, et al. Effects of boundary layer suction on aerodynamic performance in a high-load com-

- pressor cascade[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(2): 179-186.
- [18] 刘波, 项效镨, 南向谊, 等. 附面层抽吸对叶栅表面分离流动控制的实验研究[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 703-708.
LIU Bo, XIANG Xiaorong, NAN Xiangyi, et al. Experimental investigation on cascade surface by BLS[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 703-708. (in Chinese)
- [19] 刘波, 南向谊, 陈云永. 附面层抽吸对转子激波结构和分离流动的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 315-320.
LIU Bo, NAN Xiangyi, CHEN Yunyong. Effects of BLS on the shock wave structure and separation flow of fan rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 315-320. (in Chinese)
- [20] 刘小民, 高健, 王星. 压气机转子叶片附面层抽吸的参数化研究[J]. 流体机械, 2011, 39(3): 10-17.
LIU Xiaomin, GAO Jian, WANG Xing. Parameterized study of bleeding flow control on the blade surface of transonic compressor rotor[J]. Fluid Machinery, 2011, 39(3): 10-17. (in Chinese)
- [21] 王掩刚, 国睿, 任思源, 等. 跨声速叶栅叶表附面层抽吸效应试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2068-2074.
WANG Yangang, GUO Rui, REN Siyuan, et al. Experimental investigation of boundary layer suction effects on a transonic cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2068-2074. (in Chinese)
- [22] 南向谊, 刘波, 靳军, 等. 超声速压气机转子叶片吸力面抽气抑制附面层分离的机理[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1093-1099.
NAN Xiangyi, LIU Bo, JIN Jun, et al. Study of suppression boundary layer separation on the suction surface of supersonic compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1093-1099. (in Chinese)
- [23] 陈浮, 宋彦萍, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对压气机叶栅稠度特性影响[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 211-215.
CHEN Fu, SONG Yanping, ZHAO Guijie, et al. Effects of boundary layer suction on the performance of compressor cascade with different solidities[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 211-215. (in Chinese)
- [24] 羌晓青, 王松涛. 低反动度高负荷轴流压气机设计[J]. 节能技术, 2006, 24(4): 309-311.
QIANG Xiaqing, WANG Songtao. Design of a low-reaction & high-loaded axial flow compressor[J]. Energy Conservation Technology, 2006, 24(4): 309-311. (in Chinese)
- [25] 王松涛, 羌晓青, 冯国泰, 等. 低反动度附面层抽吸式压气机及其内部流动控制[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(1): 35-40.
WANG Songtao, QIANG Xiaqing, FENG Guotai, et al. Study of low reaction boundary layer suction axial compressor and its internal flow control[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(1): 35-40. (in Chinese)
- [26] QIANG Xiaqing, WANG Songtao. Aerodynamic design and analysis of a low-reaction axial compressor stage[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(1): 1-7.
- [27] 羌晓青. 低反动度附面层抽吸式压气机流动控制及设计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
QIANG Xiaqing. Study of flow control and design methods in low-reaction boundary layer suction compressors [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [28] 王卫星, 袁化成, 黄国平, 等. 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 918-924.
WANG Weixing, YUAN Huacheng, HUANG Guoping, et al. Impact of suction position on starting of hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 918-924. (in Chinese)
- [29] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 525-528.
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Effect of suction on starting of hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 525-528. (in Chinese)
- [30] 王松涛, 胡应交, 王仲奇. 吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 350-362.
WANG Songtao, HU Yingjiao, WANG Zhongqi. Aerodynamic design principle of aspirated and low-reaction axial-compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 350-362. (in Chinese)