

吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理

王松涛, 胡应交, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 针对亚声速及超、跨声速轴流压气机, 全面论述了吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想, 指出了该思想的具体实现形式、应用条件以及各参数之间的相互影响. 指出针对亚声速轴流压气机, 可利用动叶出口轴向速度提升或增加动叶入口正预旋以降低动叶中扩压因子从而确保动叶流动效率; 而针对超、跨声速轴流压气机, 可通过提升动叶入口激波后的轴向速度实现气流在动叶中大幅折转并保证动叶效率. 其出口轴向速度选取, 需兼顾动叶效率以及下游静叶栅入口马赫数以及气流角需求. 最后总结了吸附式低反动度轴流压气机的研究进展.

关 键 词: 低反动度; 轴流压气机; 亚声速; 超、跨声速; 高负荷设计; 附面层抽吸

中图分类号: V23; TK474.7

文献标志码: A

Aerodynamic design principle of aspirated and low-reaction axial-compressors

WANG Song-tao, HU Ying-jiao, WANG Zhong-qi

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

Abstract: For subsonic, supersonic and transonic axial-compressors, comprehensive explanation was made for the low reaction aerodynamic design principle of the aspirated compressor stages. The specific implementation form of this principle was put forward, while the application conditions and mutual interactions between aerodynamic parameters, such as twist speed and axial velocity, were analyzed. For subsonic axial-compressors, the diffusion factor could be reduced by increasing the rotor exit axial velocity or by enlarging the positive pre-swirl of the rotor entrance flow. For transonic or supersonic axial-compressors, the flow in the rotor could attain large turning efficiently by increasing the axial velocity after the entrance shock. The specific value of the outlet axial velocity could be chosen depending on the rotor efficiency and the requirements of the entrance Mach number and absolute flow angle of the downstream stator. At last, the progresses made on this design principle were summarized.

Key words: low reaction; axial-compressor; subsonic; transonic or supersonic; high-load design; boundary layer suction

当圆周速度不变时, 可通过提升压气机转速以进一步提升级负荷. MIT 高负荷吸附式压气机被验证是成功的, 但考虑到在转子中利用附面层

抽吸所带来的叶片强度、抽吸路径布置, 以及密封等系列结构问题, 因此提出了吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想. 该思想在于解决如下 3

收稿日期: 2012-12-12

作者简介: 王松涛(1971—), 男, 黑龙江林海人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

通讯作者: 胡应交(1985—), 男, 湖南隆回人, 博士生, 主要从事内流气体动力学研究.

个问题,即实现级的高负荷设计、动叶在没有附面层抽吸前提下高效流动、在静叶中利用附面层抽吸最终实现整级的高效流动.需指出的是低反动度不是设计所刻意追求的,而是为解决上述问题的必要但不是充分条件,根本原因在于反动度是一个关于转子与静子之间压升分配的整体概念,而附面层分离则受限于动叶中局部逆压力梯度的大小.低反动度吸附式轴流压气机其合理性在于两个方面:①尽管减少抽吸流量是吸附式压气机气动设计的目标之一,但若通过避免在转子中进行附面层抽吸,减少抽吸槽数目,简化抽吸结构,提高动叶强度,提高航空发动机可靠性,即使以增加部分抽吸流量为代价,只在静叶中进行附面层抽吸,也是值得的.②即使动叶中也进行附面层抽吸,适当降低反动度,以降低动叶中抽吸结构的复杂程度;确保动叶强度并提高其可靠性也是合理的.

本文目的在于,就高负荷吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想做出详细的阐述,指出低反动度气动设计思想在亚声速以及超、跨声速轴流压气机中的具体应用方法,并总结了本中心在吸附式低反动度轴流压气机研究方面所取得的进展.

1 亚声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想

1.1 出入口轴向速度变化较小时

在文献[1-4]中提出了亚声速低反动度轴流压气机气动设计思想,但显然该思想是基于轴向速度在级中改变较小的前提下提出来的.该思想指出,在常规压气机气动设计中为使得压气级效率最高,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.国内外众多研究成果表明,利用附面层抽吸可有效解决级负荷大幅提升时压气机叶栅中的分离流动问题^[5-15].但考虑到在转动部件中进行附面层抽吸所带来的结构设计、可靠性下降等难题,可采用低反动度气动设计,即通过增加动叶入口预旋,降低动叶中的逆压力梯度,使得动叶高效流动,从而避免在动叶中进行附面层抽吸.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,利用附面层抽吸使得静叶高效流动.

从能量分析角度来看,在不考虑损失以及动叶出入口圆周速度相等的前提下,动叶中相对总压不变,即有

$$p_1 + 0.5\rho_1\omega_1^2 = p_2 + 0.5\rho_2\omega_2^2 \quad (1)$$

式中 p 代表静压; ω 代表相对速度;1与2分别代表动叶的入、出口.在后文中各符号含义一致.可看出前后压差 $\Delta(p/\rho) = 0.5(\omega_2^2 - \omega_1^2)$,即对于叶栅流道,当其弦长与叶片数固定时,不考虑安装角度对其实际流道长度所造成的影响,其平均压力梯度是与入、出口相对速度平方的差值成正比的.利用速度三角形中各速度之间的关系,有

$$\omega_2^2 - \omega_1^2 = \Delta\omega_u^2 - 2\Delta\omega_u\omega_{1u} \quad (2)$$

在特定圆周速度下,当载荷一定时,其扭速 $\Delta\omega_u$ 为定值,因此 ω_{1u} (与圆周速度同向为正值) 越大,即正预旋越大,动叶栅中逆压力梯度越小.这也是当轴向速度保持不变的前提下,利用正预旋降低反动度使得动叶效率提高的根本原因.图1是在轴向速度保持几乎不变前提下,不同反动度下的速度三角形.图中 u 代表圆周速度, c 代表绝对速度, Ω 为反动度.可看出随着反动度的降低,在动叶相同负荷情况下,动叶中的逆压力梯度逐步减小,但是随着反动度从大于0一直降到反动度等于0,动叶中气流的转角却是一直增大的.而当反动度从0开始进一步降低时,动叶中的气流的转角又进一步减少.当反动度如图1(d)情况所示时,动叶中的气流连续加速流动,与涡轮流动类似.

为进一步讨论当轴向速度保持不变时,低反动度气动设计条件下动叶中的内部流动问题,假设动叶流道中轴向速度沿轴向几乎保持不变且与入、出口轴向速度相等,以说明在高负荷气动设计条件下,低反动度不是动叶高效流动的充分条件,而是与其局部逆压力梯度有关.图2是某高负荷气动设计条件下的速度三角形,其入口轴向进气,没有预旋,入口相对速度为 ω_1 ,在动叶中,其相对速度经由系列的连续变化达到出口相对速度为 ω_2 .图中 $\omega_{1u} = \omega_{2u}$,且其轴向速度保持不变,因此相对动能在动叶栅中没有改变,动叶中静压升为0,反动度为0.

在这里需指出的是反动度只是动叶中逆压力梯度的一个平均概念.图2中 ω_1 在达到 ω_2 之前,必须先经过系列连续变化达到沿轴向即 $\omega_1 = c_{1z}$,并在此之后,相对速度进一步加速流动达到 ω_2 .因此从叶栅入口到相对速度沿轴向的叶栅流道某位置处,该段叶栅流道内是存在大逆压力梯度的,

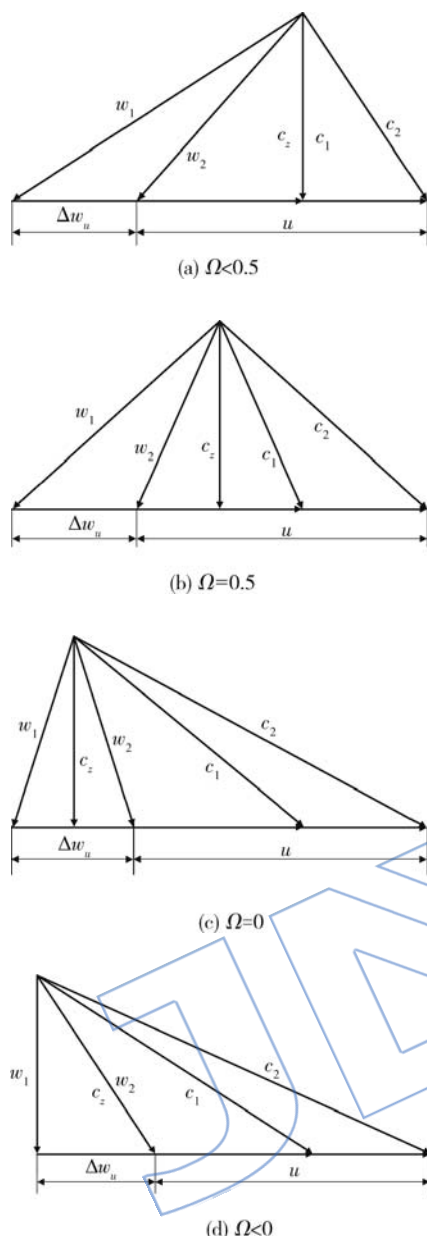


图1 亚声速转子当轴向速度几乎不变时不同反动度下的速度三角形

Fig. 1 Velocity triangles for subsonic rotors with constant axial velocity and different reaction

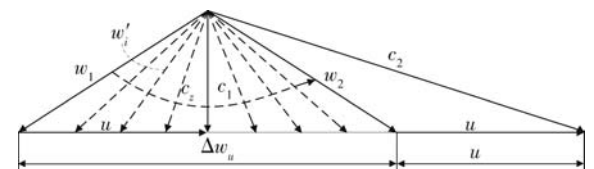


图2 某转子速度三角形

Fig. 2 Velocity triangle for a special rotor

若流体动量不能克服该逆压力梯度,则会发生附面层分离.但考虑到叶栅流道内,当相对速度达到轴向后并进一步偏转时,其流道面积减小,气流加

速,因此该分离有个再附的过程.

图3中入口速度三角形与图2中一样,尽管图3中反动度大于0,但是在相同的叶片数与弦长前提下,图3中速度三角形所对应的叶栅与图2相比较,从叶栅入口到叶栅内相对速度沿轴向时位置处,该段内的平均逆压力梯度 $\Delta p/\Delta l$ 小很多.其原因在于图2中速度由 w_1 变为沿轴向时只是整个流道中的一段,而图3中速度由 w_1 达到 c_z 时,却占整个流道长度,在 Δp 一致的情况下,图2中 Δl 要小许多.

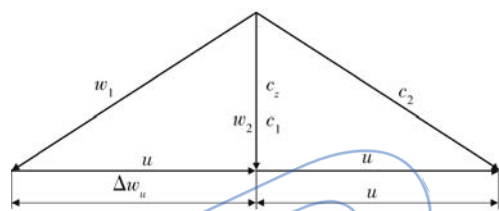


图3 某转子速度三角形

Fig. 3 Velocity triangle for a special rotor

当轴向速度沿叶栅中几乎保持不变时,反动度的公式如下:

$$\Omega = 1 - c_{1u}/u - 0.5\Delta w_u/u \quad (3)$$

式(3)说明当圆周速度一定时,反动度主要由 Δw_u 以及 c_{1u} 决定.即负荷的增加以及预旋增加都可降低反动度,但是显然低反动度不是动叶高效流动的充分条件.当负荷增加而预旋不改变使得动叶反动度降低时,会使得动叶内部的局部逆压力梯度增加,可能会造成附面层大尺度分离.因此低反动度不是动叶高效流动的充分条件.反过来说明一个问题,在轴向速度几乎保持不变的情况下,低反动度气动设计思想并不是指反动度一定得低于某个具体值(如图2速度三角形所示,其反动度为0,但由于动叶栅内部局部逆压力梯度过高而可能发生附面层分离),而是在级负荷一定的前提下,若不考虑动叶出口绝对速度与绝对气流角过大的问题,利用正预旋使得 w_{2u} 增加(见式(1)),降低动叶内的逆压力梯度,提高动叶效率.反动度具体取多大值,取决于负荷水平以及动叶是否高效流动,其极限情况如图1(d)所示.对于轴向速度沿轴向不变的情况,低反动度气动设计思想需注意如下问题:

1) 附面层抽吸不是万能的,动叶入口的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.若想进一步提升级负荷,可减少正预旋,提升反动度,在动叶中也进行附面层抽吸.当动、静叶中都需进行附面层抽吸时,综合考虑动叶强度要求,适当减小反动度以降低动叶中抽吸结构设计难度.

2) 在某级负荷设计下,在静叶中利用附面层抽吸可实现静叶高效流动的前提下,在动叶保持高效流动的前提下,应尽量提升反动度而不是降低反动度,其原因在于静叶负荷的降低使得其抽吸量减少,抽吸结构更为简单.这也说明,当合理设计使得动、静叶中都不必采用附面层抽吸能实现级的高效流动时,不必采用该气动设计理念.只有当常规设计理念无法满足效率与负荷要求时才采用该设计理念.在该设计理念条件下,其级负荷系数选取、参数沿级间分配、扩压因子等参数较常规设计均有不同.

3) 在多级轴流压气机中,低反动度气动设计思想的应用如下.可依据负荷水平不断提升,依次只在末级静叶中抽吸,中间数级静叶中抽吸,所有静叶中附面层抽吸.若即使在所有静叶中抽吸也不能满足设计负荷要求时,可在动叶中也进行附面层抽吸以进一步提升多级轴流压气机负荷.当然动叶中抽吸也可是只在某级动叶中进行附面层抽吸而其余级仍采用低反动度气动设计,只在静叶中进行附面层抽吸.当负荷水平进一步提高,所有动、静叶中都需进行附面层抽吸时,已不再是低反动度气动设计思想的应用范畴.但可以肯定的是,就多级轴流压气机中某级而言,可结合动叶中抽吸实现的难易程度以及动叶强度的要求,减少反动度以尽量降低动叶结构设计的难度是合理的.

综上所述,在特定级负荷与圆周速度前提下,增大正预旋,降低动叶中逆压力梯度以提高动叶效率,并结合附面层抽吸以解决静叶入口气流绝对速度与绝对气流角增大的问题,该设计思想是基于轴向速度沿轴向几乎不变而提出来的,或者说该思想是基于 S_1 流面提出来的,通过调整动叶栅出入口气流角度实现的.但这只是低反动度气动设计思想的一种形式,下面将阐述低反动度气动设计思想的另一种形式,即轴向速度沿轴向有

较大变化的情况.

1.2 当轴向速度沿轴向发生较大改变时

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级中是不变的,如速度三角形图 1(a)和图 1(b)所示.在多级亚声速轴流压气机中轴向速度在各级中沿轴向的分布如图 4 所示,并且通常选择方案 2,以使得压气机达到最佳性能.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.

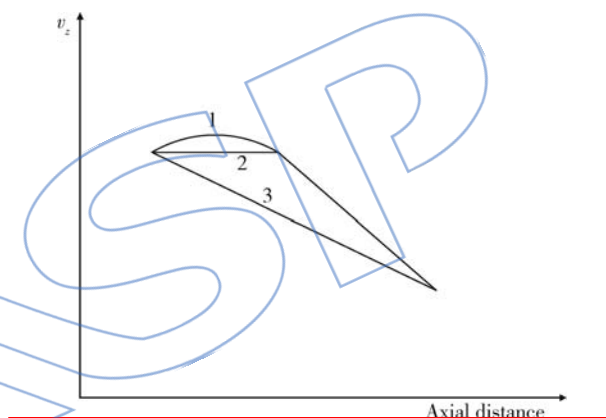


图4 轴向速度沿在各级中沿轴向的分布

Fig. 4 Distribution of the axial velocity along the axial direction at multi-compressor stages

为说明基于轴向速度改变的吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想,本文先做一个假设,即以亚声速为前提并采用附面层抽吸的条件下,为保证静叶栅内气流高效流动,静叶栅入口马赫数不超过 0.85,转角不超过 65° (仅凭本人经验提出,可供参考).在实现负荷设计要求且动叶前后轴向速度几乎保持不变的前提下,给定正预旋为使得动叶效率不小于设计效率的最小预旋值,动叶出口存在如下 4 种情况:①绝对气流角已经达到最大值 65° ,马赫数没有达到最大值 0.85;②绝对气流角还没有达到最大值 65° ,马赫数已经达到最大值 0.85;③绝对气流角与马赫数均没有达到最大值,分别为小于 65° 与小于 0.85;④绝对气流角与马赫数均达到最大值,分别为 65° 与 0.85.

针对前面 3 种情况,提出如下 3 个问题,即:①可否在保持其出口绝对气流角不变的前提下,进一步提升其出口绝对马赫数以提升级负荷;

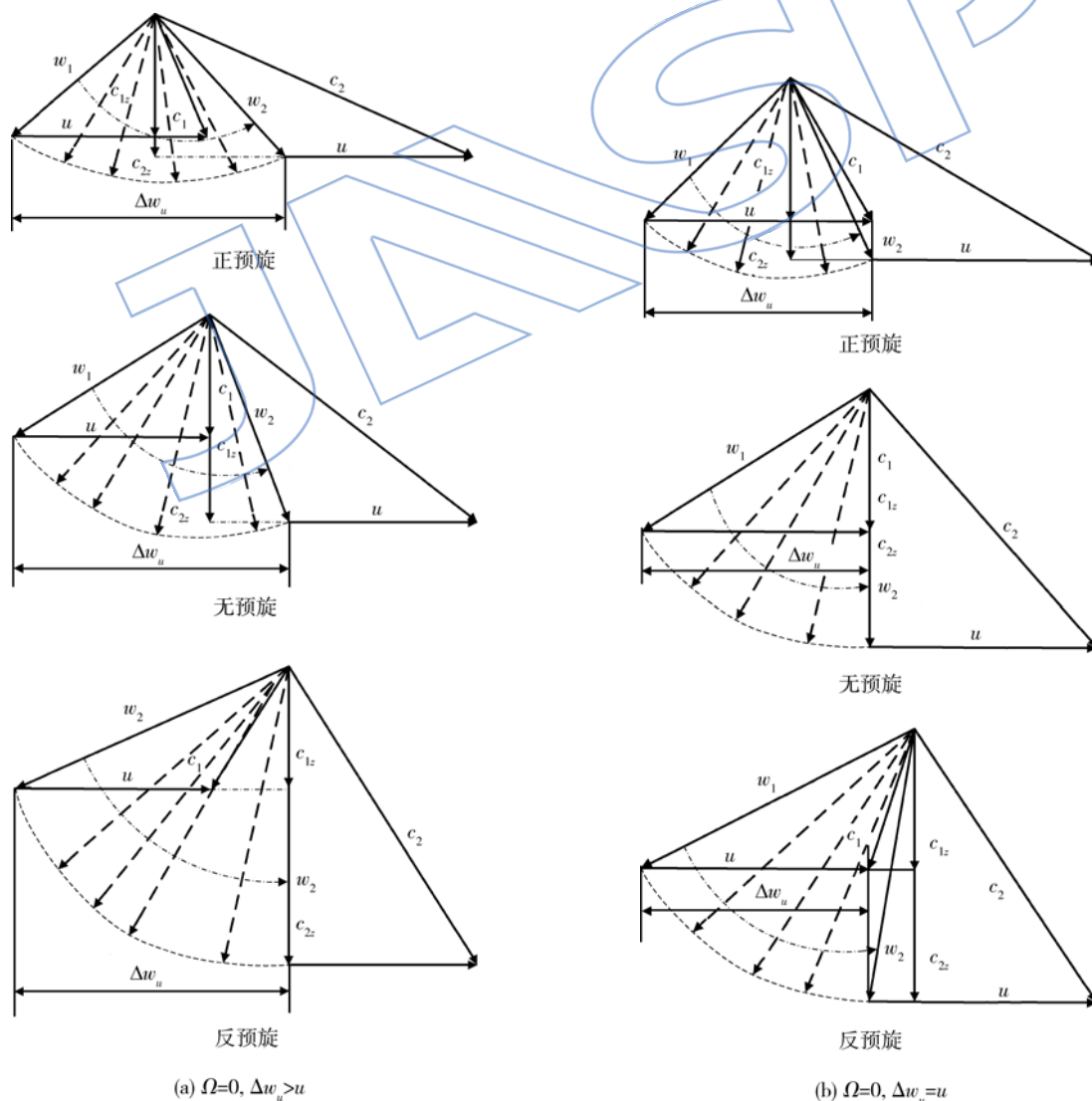
②可否在保持其出口绝对马赫数不变前提下,进一步增大其出口绝对气流角以提升级负荷;③尽管出口绝对马赫数与绝对气流角都没有超过允许值,且利用附面层抽吸可实现静叶栅中的高效流动,可在特定级负荷前提下,绝对马赫数与绝对气流角之间是否存在一最合理值,使得静叶中附面层抽吸结构简单,抽吸流量较小。

图5是基于轴向速度改变的吸附式低反动度轴流压气机转子速度三角形。图中,图5(a)、图5(b)、图5(c)分别表示当反动度为0时,在不同级负荷、不同预旋前提下的速度三角形。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5中反预旋的情况看来,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、入口且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:增大反预旋可使得其出口绝对气流角减少,绝对速度增加,出口轴向速度增加;增大正预旋可使得其出口绝对气流角增加,绝对速度减少,出口轴向速度减少。因此,针对前面提出的3个问题分别予以解答。

1) 在出口绝对气流角不变的情况下,可通过增大反预旋或减少正预旋,同时提高其出口轴向速度以进一步增加级负荷。

2) 在出口绝对马赫数不变的情况下,可通过增大正预旋或减少反预旋,同时降低其出口轴向速度以进一步增加级负荷。



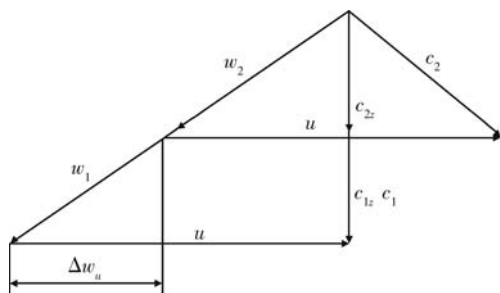


图 6 传统超声速轴流压气机转子超声速截面速度三角形

Fig. 6 Velocity triangle of the traditional supersonic axial-compressor rotors

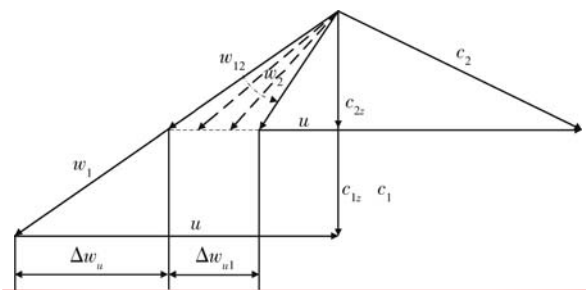


图 7 负荷增加时传统超声速轴流压气机转子超声速截面的速度三角形

Fig. 7 Velocity triangle of the traditional supersonic axial-compressor rotors with load increased

过如下 3 个方面实现的:其一,在特定圆周速度前提下,通过气流在动叶中的大幅折转,实现转子的高负荷气动设计;其二,结合子午加速,即利用子午收缩设计,大幅提升动叶出口轴向速度,以降低转子中的扩压因子保证动叶高效流动;其三,利用附面层抽吸控制静叶栅内部流动,并最终实现级的高效高负荷气动设计。此外,为降低下游静叶栅中抽吸结构设计的复杂难度(包括较少的抽吸槽数目和较少的抽吸流量),动叶出口轴向速度选取需兼顾动叶效率以及动叶出口绝对马赫数与绝对气流角值。

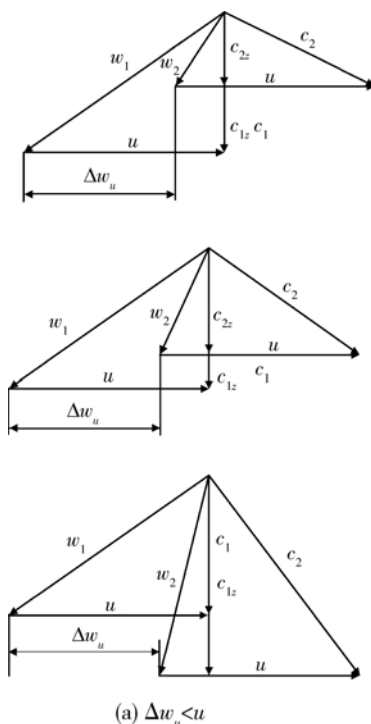
图 8 详细分析了不同负荷前提下,随着出口轴向速度提升,超声速叶栅速度三角形的变化。图 8(a)表明的是当扭速小于圆周速度($\Delta w_u < u$)时的情况,为实现相同扭速,随着出口轴向速度提升,参数在转子中的变化如下:转子出口绝对气流角(c_2 与轴向的夹角)减少,即气流在下游静叶栅中折转降低;转子出口绝对速度提升,即气流在下游静叶中需实现更大的静压升;气流在转子中的折转增加,即气流在转子中需实现更大的气流折

转以实现同级负荷。图 8(b)表明的是当圆周速度等于扭速($\Delta w_u = u$)时的情况,随着出口轴向速度提升,参数在转子中的变化如下:转子出口绝对气流角减少;转子出口绝对速度提升;气流在转子中的折转相同。图 8(c)表明的是当圆周速度小于扭速时($\Delta w_u > u$)的情况,随着出口轴向速度提升,参数在转子中的变化如下:转子出口绝对气流角减少;转子出口绝对速度提升;气流在转子中的折转反而降低。

从上面分析可看出,在相同级负荷前提下,随着转子出口轴向速度提升,其出口绝对速度总是增加而出口绝对气流角总是降低的。因此,在动叶实现给定设计负荷且高效流动前提下,可选择适当出口轴向速度,使得动叶出口绝对马赫数与出口绝对气流角达到一个最佳值以简化静叶栅中抽吸方案(较少的抽吸槽数目与较少的抽吸量)。考虑到动叶栅中出口轴向速度提升的幅度不一样,其出口相对速度可能为超声速也可能为亚声速,而超声速气流与亚声速气流加速或者减速通常对几何提出了不同的要求,故本文分类予以讨论。

2.1 出口相对速度为超声速流动时

对于动叶出口相对速度为超声速的情况,本质上就是传统的冲动式转子^[17]。该类型转子内部流动特点为:动叶中静压升很小甚至为负值,即反动度接近为 0 甚至为负值;动叶出口相对马赫数与绝对马赫数都大于 1;动叶可在实现极高设计



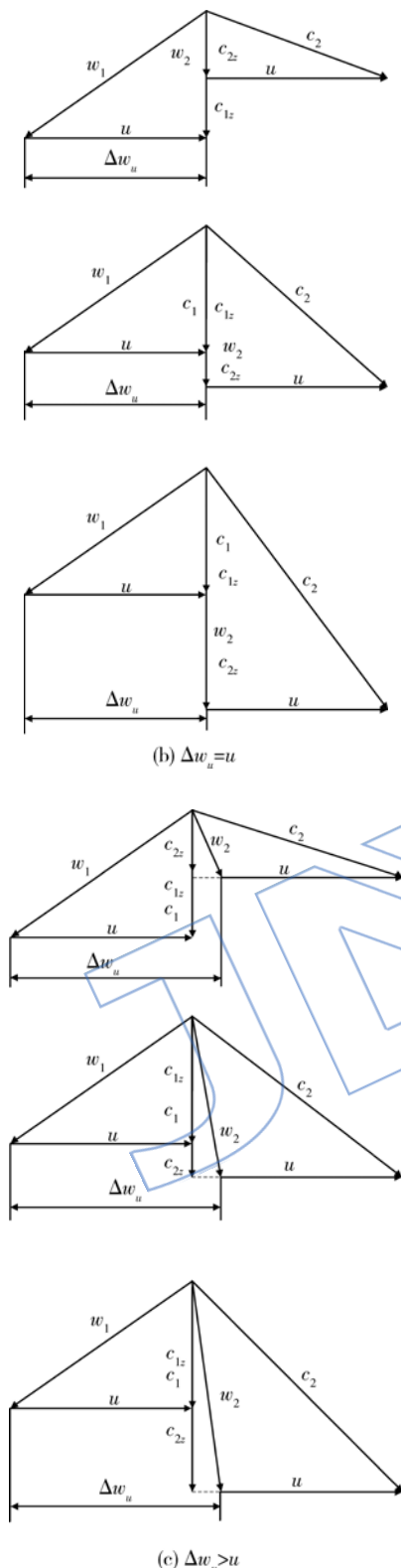


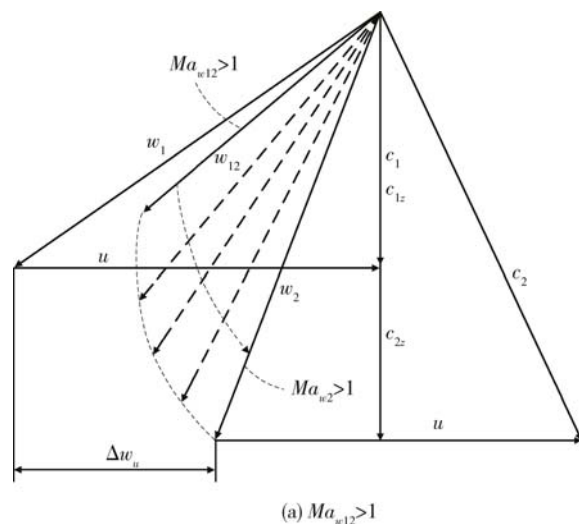
图8 不同负荷下,当出口轴向速度改变时传统超声速轴流压气机转子超声速截面速度三角形对比
Fig. 8 Comparison of the velocity triangles of the traditional supersonic axial-compressor rotors with different axial velocity and different load levels

负荷的前提下,保证高效流动;下游静叶栅入口绝对马赫数过高,静叶匹配难度很大,因此这类转子在高效静叶设计没有得到有效解决的前提下,实用价值不大。

此外,尽管附面层抽吸能够有效控制边界层分离,但是当静叶栅入口来流马赫数高于一定值时,由于如下原因,即使附面层抽吸效果也必定不理想:当来流马赫数达到一定值时,即使分离得到有效控制,激波强度大幅上升,使得叶栅损失迅速增加;入口马赫数提升,若采用波系设计降低激波损失,会使得静叶栅起动困难,尤其针对内流流动且有端区边界层的前提下。

对于转子出口相对速度超声速,这只是一个结果,其内部流动有众多可能。本文重点分析两种典型情况。其中第一种情况速度三角形如图9(a)所示:来流速度超声($Ma_{w1} > 1$),在叶栅入口处存在一道斜激波(由几何决定),激波过后气流仍为超声速,并在后续扩张流道中进一步加速流动,其出口相对马赫数 Ma_{w2} 大于1。对于第二种情况,如图9(b)所示:来流速度超声($Ma_{w1} > 1$),在入口处存在一道正激波或较强斜激波(由几何决定),激波过后气流降为亚声速,在适当背压与几何条件下,亚声速气流在喉部位置重新加速到超声速,并在后续扩张流道中超声速气流进一步加速,其出口相对速度超声。

在这里需说明的是在入口速度三角形与出口绝对马赫数相同的情况下,其内部流动有众多可能,但基本的原则在于,避免在流道内部出现反复加减速,速度值应单调变化为宜。此外,气流在流道内部加速,局部分离亦可存在,比如在第二种情况下,激波强度过强时,会使得激波过后附面层立即分离,但在子午加速前提下,该分离会有一个再



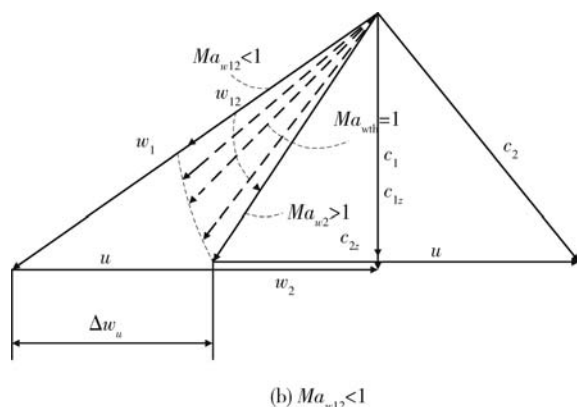


图 9 当 $\Delta w_u < u$ 时, 转子超声速截面在出口相对速度超声时的速度三角形

Fig. 9 At the premise of $\Delta w_u < u$, velocity triangles of the supersonic rotors when its outlet relative flow is supersonic

附的趋势或过程。

2.2 出口相对速度为亚声速流动时

对于出口相对速度为亚声速的情况, 与出口相对速度超声速相比较, 其出口轴向速度增加幅度降低。事实上, 出口相对速度亚声速与出口相对速度超声速, 两者融合于出口马赫数等于 1 的情况。从亚声速气流与超声速气流的一维管流分析可知, 对于超声速气流, 若想降低其出口马赫数, 必须进一步减小其出口截面面积; 而对于亚声速气流, 若想进一步增加其出口马赫数, 也必须减小其出口截面面积。因此, 必定可在特定的背压与叶栅流道几何的控制下, 实现两者的完美融合, 即出口流速为声速的设计。

与出口超声速相同, 在入口速度三角形一定的前提下, 出口相对速度为亚声速也只是一个结果, 其内部流动有众多可能。此外, 考虑到目前行业的气动设计负荷水平, 针对超、跨声速轴流压气机级, 扭速均小于圆周速度。因此, 本文只介绍如下两种情况。第一种情况如图 10(a) 所示, 超声速气流经过入口正激波后降为亚声速 ($Ma_{w12} < 1$)。为提升级负荷, 进一步增大气流折转以获得扭速增益。为避免激波过后由于气流折转所带来的附面层分离, 在折转使得圆周分速降低的前提下, 提升其轴向分速, 使得其出口相对速度提升, 在相同动叶负荷前提下降低静压升, 从而降低扩压因子。关于轴向速度提升的具体数值, 只需使得激波过后气流附面层分离得到有效控制即可, 而无需使得出口相对速度大幅提升甚至变为超声速, 从而下游静叶栅入口绝对马赫数过高, 增加下游静叶栅

的设计难度。

第二种情况如图 10(b) 所示, 超声速来流经过入口激波后, 降为亚声速气流 ($Ma_{w12} < 1$)。然后亚声速气流在收缩段中加速, 喉部位置处气流速度达到声速 ($Ma_{wth} = 1$)。声速气流在后续扩张段中进一步加速流动, 在适当背压下, 在流道的扩张段, 可存在一道结尾正激波, 激波过后气流降为亚声速 ($Ma_{w22} > 1, Ma < 1$)。前面已经提到过, 气流在叶栅中不应当出现反复的加减速使得叶栅效率降低, 故通常选择第一种情况即类似于速度三角形图 10(a) 进行设计。

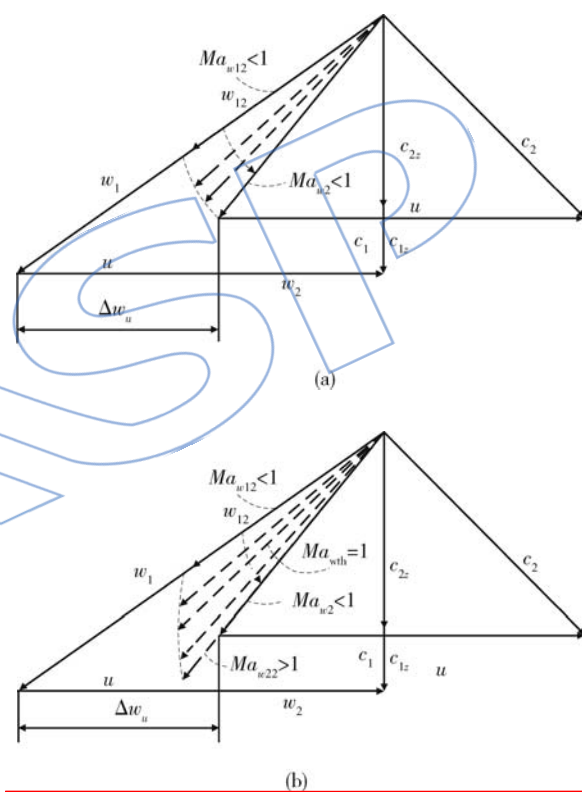


图 10 当 $\Delta w_u < u$ 时, 入口超声速叶栅在动叶出口相对速度为亚声速时的速度三角形

Fig. 10 At the premise of $\Delta w_u < u$, velocity triangles of the supersonic rotors when its outlet relative flow is subsonic

2.3 注意事项

前面已经提到过, 针对动叶出口相对速度为超声速的情况, 其实用价值有限。其主要问题在于其出口绝对马赫数过高, 下游静叶匹配困难。因此实际设计进行低反动度气动设计时, 只是选择转子出口相对马赫数小于 1 的情况。

在图 11 中, 图 11(a) 与图 11(b) 动叶中气流转角相同, 图 11(a) 与图 11(c) 中扭速即 Δw_u 相

等. 从图中可得到如下结论, 在相同入口速度三角形以及动叶气流转角的前提下, 出口轴向速度提升, 会使得扭速降低. 因此, 对于小转角叶栅, 较大幅度提升动叶出口轴向速度, 会使得其级压比降低. 在相同的扭速前提下, 出口轴向速度提升, 使得动叶出口马赫数提升, 出口绝对气流角度减少. 这也说明, 与亚声速一样, 在动叶高效流动前提

下, 可通过动叶出口轴向速度大小调节, 使得其出口绝对马赫数与绝对气流角形成一最佳组合, 使得静叶栅中抽吸结构最为简单, 包括较少的抽吸槽数目与较少的抽吸量.

考虑到超、跨声速轴流压气机级通常为入口风扇级, 其叶片通常拥有足够高的高度. 因此, 可充分利用超、跨声速级的做功能力, 提升转子出口轴向速度并增大气流在动叶中的折转, 保证动叶效率的同时, 在静叶中利用附面层抽吸控制静叶栅内部流动分离, 最终实现级的高效高负荷气动设计.

2.4 预旋对超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理的影响

对于军机而言, 为有效减轻发动机质量, 提高其推质比, 风扇入口通常属于轴向进气型. 但在地面燃气轮机中, 风扇入口通常都有导叶的存在. 研究预旋对超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理的影响, 其主要目的在于如下 3 个方面: 首先, 对于入口叶尖为低跨声或高亚声的压气机而言, 通过反预旋可有效提高压气机入口相对马赫数, 可充分利用激波作用提升压升与级负荷. 其次, 对于入口叶尖为高超声的压气机而言, 通过正预旋可有效降低压气机入口相对马赫数, 在降低叶栅入口的激波强度减小激波损失的同时, 也避免由于激波强度过强在激波位置处立即发生附面层分离. 再次, 对于入口叶尖为较低跨声速的压气机而言, 通过正预旋, 可使得动叶入口完全为亚声速流动. 在超声速入口来流前提下, 针对上述 3 种情况, 分析预旋对超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理的影响.

图 12 反映了预旋对超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理的影响. 图 12 中, 各速度三角形出、入口轴向速度相等, 圆周速度与扭速相同. 图 12(b) 中速度三角形反映了超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理在动叶出口为亚声速时的速度三角形, 即在轴向进气前提下, 超声速来流 w_1 在入口激波后降为亚声速 w_{12} , 为有效控制激波后亚声速气流的分离流动, 在气体折转的同时, 提升其轴向速度, 使得流道中相对速度数值缓慢增加 (如图 12(b) 中虚线所示), 在出口处速度达到 w_2 , 且 $Ma_{w_2} < 1$. 轴向速度增加的具体值取决于激波后, 在该气体动量以及逆压力梯度下, 附面层是否会发生流动分离.

从图 12 中可得到如下结论:

1) 在相同的级负荷, 出入口轴向速度以及圆

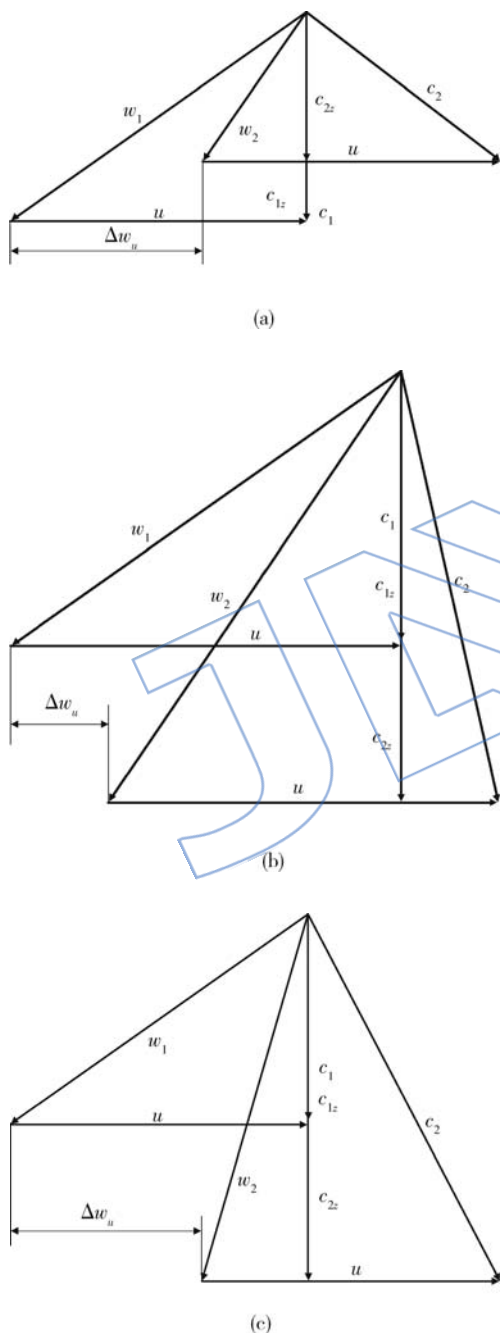


图 11 当 $\Delta w_u < u$ 时 3 种流动情况下转子的速度三角形

Fig. 11 At the premise of $\Delta w_u < u$, the comparison of the rotor velocity triangles at three flow conditions

周速度前提下,反预旋会增大入口相对马赫数,假设叶栅入口为一道正激波,则使得入口激波损失增加,激波过后相对马赫数降低(必然的)。若激波处附面层没有立即分离,且波前马赫数提升(小于1.5)对总压损失影响不明显,则反预旋是有利的。若激波位置处没有发生附面层分离,可利用低反动度气动设计提高其出口轴向速度,使得激波后气流加速流动,其逆压力梯度为负值,有效控制附面层分离流动。相较图12(b),由图12(a)可看出,在相同的出口轴向速度下,反预旋使得其出口绝对气流角与出口绝对速度都降低,降低了下游静叶栅的设计难度。因此,对于入口为高亚声速,或入口为跨声速且叶尖为较低超声速的压气机设计,采用一定量的反预旋可以进一步优化吸附式低反动度超、跨声速轴流压气机气动设计原理。

2) 图12(c)是正预旋的情况,在相同的级负荷,出、入口轴向速度以及圆周速度前提下,正预旋会使得其入口相对马赫数降低,在入口为正激波前提下,激波过后相对马赫数增加(必然的),提

升了激波后气体的动量。相较图12(b)与图12(a),正预旋增加了动叶出口的绝对气流角与绝对速度,增大了下游静叶栅的匹配难度。在吸附式低反动度超、跨声速轴流压气机气动设计原理中,激波过后亚声速气流通常可利用增大轴向速度的设计理念使得亚声速段逆压力梯度较小甚至为负值,以控制激波过后的亚声速气流流动。但对于入口来流马赫数过高的叶栅而言,假设其入口仍一道正激波,由于其激波强度高,会在激波位置处立即发生附面层分离,尽管在后续负逆压力梯度作用下,有一个分离再附的过程,但依旧会较大幅度降低动叶效率。因此,在动叶入口相对马赫数较高前提下,通过正预旋降低动叶入口相对马赫数,避免激波位置处附面层立即分离流动,以进一步优化超、跨声速吸附式低反动度压气机气动设计原理。但为充分利用激波的做功能力,正预旋不建议过大,甚至使得入口相对速度为亚声的,如图12(d)所示。

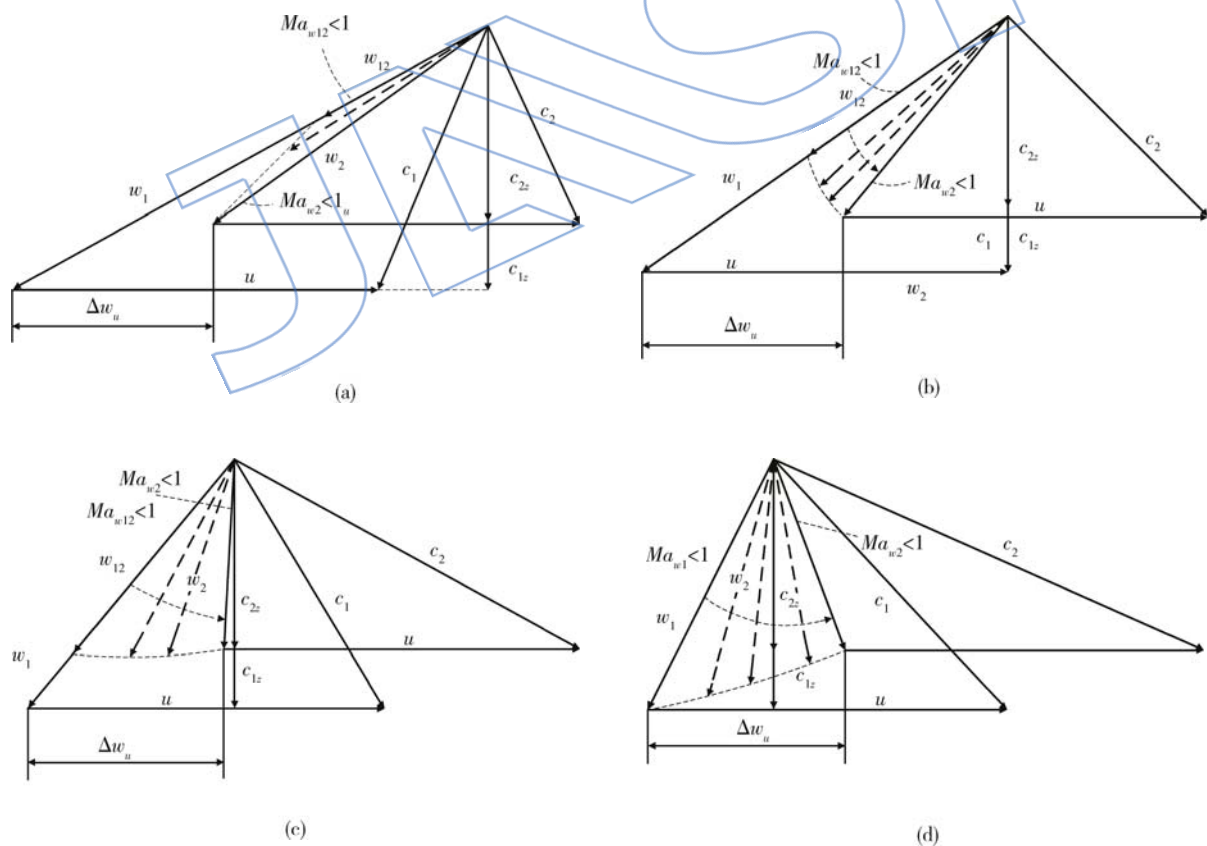


图12 在不同预旋下,超、跨声速吸附式低反动度压气机转子超声速截面速度三角形
Fig. 12 Supersonic compressor rotors' velocity triangles with different pre-whirl speed

3 吸附式低反动度轴流压气机 研究进展

吸附式低反动度轴流压气机,无论是针对亚声速还是超声速,都是通过入口预旋以及出口轴向速度改变,从而降低动叶栅内逆压力梯度,实现动叶高效流动的。只是对于入口为超声速的叶栅而言,低反动度气动设计原理的应用须满足两个条件:第一,激波强度大小不至于使得激波处附面层立刻发生大尺度分离;第二,对于激波过后的亚声速流动,利用轴向分速提升,使得气体动量足以克服气流折转所带来的逆压力梯度。通过合适的预旋以及出口轴向速度选取,在实现级负荷设计以及动叶高效流动前提下,需兼顾静叶入口绝对气流角以及绝对速度的限制需求,通过利用附面层抽吸确保静叶的高效流动,并使得抽吸结构简单以及抽吸流量较小。

在国家重点基础研究发展计划的支助下,哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心先后完成了基于正预旋的单级亚声速吸附式低反动度轴流压气机的数值以及实验验证。在后续发展中,针对亚声速压气机,进一步拓展了吸附式低反动度轴流压气机气动设计思想,即不仅基于预旋,同时结合出口轴向速度增加以控制动叶栅内气体流动的逆压力梯度,实现动叶高效流动;相比较单纯利用正预旋改变逆压力梯度而言,可进一步优化出口绝对速度与绝对气流角之间的匹配值,并可充分利用级的做功能力;针对超、跨声速压气机,完成了超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理的论证,对动叶出口相对速度超声,出口相对速度亚声的情况下进行了大量的分析与计算。先后完成了在叶尖切线速度为 360 m/s 前提下,级压比为 2.3,效率为 86.5% 以及在叶尖切线速度为 370 m/s 的前提下,级压比为 2.5,效率为 88% 的单级超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计。与此同时,在入口叶尖切线速度为 370 m/s 的前提下,结合超、跨声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理与亚声速吸附式低反动度轴流压气机气动设计原理,实现了总压比为 6,效率为 86% 左右的 3 级压气机初步设计。

参考文献:

[1] 王松涛,姜晓青,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 Xiaoqing, 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)

[2] QIANG Xiaoqing, WANG Songtao. Aerodynamic design and analysis of a low-reaction axial compressor stage[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(1): 1-7.

[3] 姜晓青,王松涛.低反动度高负荷轴流压气机设计[J].节能技术,2006,138(24):308-311.

QIANG Xiaoqing, WANG Songtao. Design a low-reaction and high-loaded axial flow compressor[J]. Energy Conservation Technology, 2006, 138(24): 308-311. (in Chinese)

[4] 姜晓青.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 Xiaoqing. Study of flow control and design methods in low-reaction boundary layer suction compressors [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)

[5] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressor: history and current development[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 567-578.

[6] Matejka M, Popelka L, Safarik P, et al. Influence of active methods of flow control on compressor blade cascade flow [R]. ASME Paper GT2008-51109, 2008.

[7] Merchant A A, Drela M. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.

[8] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A. A family of designs for aspirated compressors[R]. ASME Paper 98-GT-196, 1998.

[9] 周杨,邹正平,刘火星,等.边界层吹吸对高负荷扩压叶栅性能的影响[J].推进技术,2007,28(6):647-652.

ZHOU Yang, ZOU Zhengping, LIU Huoxing, et al. Effects of co-flow jets in boundary layer on high-loaded compressor cascade performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 647-652. (in Chinese)

[10] 顾春伟,薛耀华,邓峰,等.压气机抽气级静叶吸力面抽气方式的研究[J].工程热物理学报,2007,28(4):574-576.

GU Chunwei, XUE Yaohua, DENG Hao, et al. Research of bleeding mode on suction face of compressor stator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(4): 574-576. (in Chinese)

[11] 张华良,王松涛,王仲奇.采用壁面吸气改善叶栅性能数值研究[J].动力工程,2006,26(6):795-798.

ZHANG Hualiang, WANG Songtao, WANG Zhongqi. Numerical study the performace of the cascade with boundary layer suction[J]. Power Engineering, 2006, 26(6): 795-798. (in Chinese).

[12] 牛玉川,朱俊强,聂超群,等.吸附式亚声速压气机叶栅气动性能实验及分析[J].航空动力学报,2008,23(3):483-489.

NIU Yuchuan, ZHU Junqiang, NIE Chaoqun, et al. Experimental investigations of aerodynamic performance of aspi-

- rate subsonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 483-489. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 曹朝辉, 王如根, 周敏, 等. 从压力面到吸力面开槽后叶栅特性的数值分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(5): 814-817.
- CAO Chaohui, WANG Rugen, ZHOU Min, et al. Numerical simulation on cascade characteristics with slot from pressure surface to suction surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(5): 814-817. (in Chinese)
- [15] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨音风扇转子叶片抽吸气数值试验探索[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 408-412.
- ZHOU Hai, LI Qiusi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408-412. (in Chinese)
- [16] 胡应交, 王松涛, 王仲奇. 吸附式低反动度超、跨音速轴流压气机气动设计原理及其验证[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1179-1187.
- HU Yingjiao, WANG Songtao, WANG Zhongqi. Analysis and verification of aerodynamic design principle of the low-reaction and aspirated supersonic or transonic compressors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1179-1187. (in Chinese)
- [17] Broichhausen K D, Ziegler K U. Supersonic and transonic compressors: past, status and technology trends[R]. ASME Paper GT2005-69067, 2005.