

高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计

李 俊, 刘 波, 杨小东, 陆晓峰
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了探究高空低雷诺数条件下吸附式叶型的气动设计特性,利用人工蜂群算法对低雷诺数吸附式叶型进行优化设计,该设计方法可以将叶型和抽吸方案进行耦合优化,并且对高空低雷诺数吸附式叶型耦合优化设计的必要性进行了论证.研究表明:在地面条件下设计的具有较好性能的吸附式叶型,在高空低雷诺数条件下,性能有可能会显著下降,针对高空低雷诺数条件的吸附式叶型设计有很大必要性;针对研究对象,在高空低雷诺数条件下优化设计后总压损失降低了 32%,静压升高了 0.01,并且优化设计后在地面条件下的性能也略有提升;在高空低雷诺数条件下,适当地增加吸附式叶型前段的负荷,通过抽吸来控制层流分离泡的设计效果最为理想;优化后得到的最佳抽吸位置位于层流分离泡中心区域.

关 键 词: 高空低雷诺数; 吸附式压气机; 耦合优化设计; 人工蜂群算法; 准三维叶栅

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil with low Reynolds number in high altitude

LI Jun, LIU Bo, YANG Xiao-dong, LU Xiao-feng
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aim at researching the aerodynamic design characteristics of the aspirated airfoil with low Reynolds number in high altitude, artificial bee colony algorithm (ABC) was used to optimize the aspirated airfoil in the condition of low Reynolds number, and this design method coupled the airfoil and aspirated scheme in the process of optimization design. And the necessity of the coupling optimized design was demonstrated. Research results show that: the performance of the aspirated airfoil designed in the condition of the ground would decrease significantly in the condition of low Reynolds number, and the coupling optimized design in the condition of low Reynolds number is necessary. The coupling optimized design can reduce the total pressure loss by 32%, and increase the static pressure ratio by 0.01 in the condition of low Reynolds number. And the performance of the aspirated airfoil could also be promoted in the condition of the ground. The design is optimum by improving the load in the forepart of the aspirated airfoil appropriately, and controlling the laminar bubble by aspiration. And the optimal aspirated location is in the center of the laminar bubble.

Key words: low Reynolds number in high altitude; aspirated compressor; coupling optimized design; artificial bee colony algorithm; quasi-three dimensional cascade

高空低雷诺数对压气机的性能及稳定性有很大影响^[1-2]. 雷诺数的大小决定了黏性流体的流动特性. 随着飞行高度的升高, 温度、压力和密度降低, 当压气机进口雷诺数低于临界雷诺数时, 低雷诺数效应将愈发显著, 并使压气机进入一个不稳定的工作状态. 由于受到逆压梯度和雷诺数等因素的综合影响, 在低雷诺数条件下叶型吸力面附面层气流分离尤为严重. 如何改善低雷诺数效应对压气机/风扇性能的影响已经成为目前研究的一个热点^[3-4].

附面层抽吸技术可以较好地控制附面层分离, 并且提升叶型的负荷, 是主动流动控制技术中较为有效地一种方法^[5-6]. 在附面层抽吸技术对低雷诺数下压气机性能的影响方面, 空军工程大学 的王如根教授等^[7-8]做过一系列研究, 研究表明叶型吸力面抽吸会有效抑制附面层的分离, 并提高压气机的稳定工作范围. 现阶段地面条件下吸附式叶型的设计技术已经较为成熟, 然而在低雷诺数条件下叶型具有层流分离泡等一系列独有特点^[9], 已有的吸附式叶型以及抽吸方案组合很难发挥理想的效果.

因此, 本文主要研究一种针对高空低雷诺数下的吸附式压气机叶型和抽吸方案耦合优化设计方法. 该方法利用人工蜂群算法作为优化方法, MISES 程序作为流场求解器, 对高空低雷诺数下的吸附式压气机叶型进行耦合优化设计.

1 优化设计方法

图 1 给出了本文研究的高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计方法的流程图. 从图中可以看出, 首先要进行叶型参数化. 然后对原始设计叶型的流场(包括地面条件下和高空低雷诺数条件下)进行评估. 接下来进入优化模块, 本文选用人工蜂群算法作为优化方法, 具体的寻优原理下文会做详细介绍. 最终输出最优的设计结果.

1.1 叶型参数化方法

叶型参数化是叶型优化设计中较为关键的环节. 目前, 主要有两种参数化方法. 一种是控制叶型中弧线和厚度分布的方法, 另一种是直接控制叶型的吸、压力面的方法. 本文选取第一种方法对叶型进行参数化, 并且中弧线为两段圆弧分布.

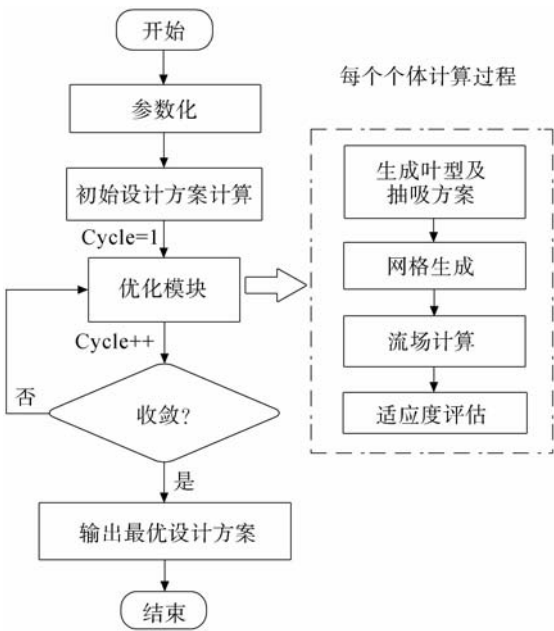


图 1 优化设计方法流程图

Fig. 1 Optimized design method structure

图 2 为叶型中弧线参数化示意图. 图中 L 表示叶型前段弦长, 即中弧线上两段圆弧交点到前缘点的距离. c 表示叶型总弦长. β 表示叶型前段弯度, 即中弧线上两段圆弧交点处的切线与前缘点处中弧线切线的夹角. α 代表叶型总弯度. 叶型的中弧线由两段圆弧构成, 叶型前段弦长/总弦长 (B) 控制叶型的弦长比, 前段弯度/总弯度 (F) 控制叶型的弯度比, 通过上述两个变量控制叶型中

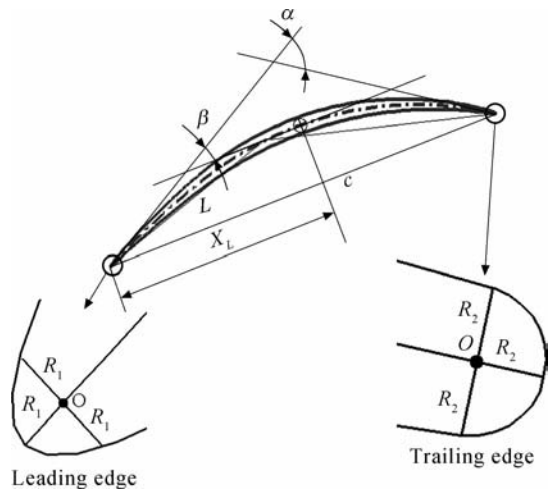


图 2 叶型参数化示意图

Fig. 2 Airfoil parametric schematic diagram

弧线的形状,其中

$$B = \frac{L}{c} \quad F = \frac{\beta}{\alpha}$$

通过调整最大厚度相对位置(X)控制叶型的厚度分布.最大厚度相对位置的表达式为

$$X = \frac{X_L}{c}$$

1.2 优化算法

本文选用 2005 年由土耳其埃尔吉耶斯大学的 Karaboga 教授等^[10-11]提出的人工蜂群算法作为优化算法.该算法在全局寻优以及收敛速度等方面较之其他的人工智能优化算法有较为明显的优势,特别是在每次寻优过程中均进行全局和局部搜索,提高了找到最优解的可能性,详尽的寻优过程见参考文献[12].

1.3 优化变量的选取

本文采用上文所述的叶型参数化中较为重要的 3 个变量(包括 B, F, X),再结合叶型前缘半径 R_1 、尾缘半径 R_2 以及抽吸量和抽吸位置作为优化变量.为了不影响压气机的流量等性能参数,叶型几何进出口角,来流马赫数等参数保持不变;同时为了结构强度的考虑,叶型最大相对厚度保持不变.

1.4 优化目标函数的构造

优化目标函数的选取如式 1 所示.本文选取低雷诺数条件下叶型的总压损失作为优化的目标函数,同时引入了 3 个罚函数来进行约束.3 个罚函数分别为:低雷诺数条件下叶型的静压升,地面条件下叶型的总压损失和静压升.即若优化得到叶型无论是在地面条件下还是在低雷诺数条件下总压损失和静压升要差于原始设计结果,就对其进行惩罚,将其适应度值置为最大值.这样的目标函数构造既可以保证优化得到在低雷诺数条件下最优的吸附式叶型,也可以确保优化后的叶型在地面条件下的性能不会降低.

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{if } l_{\text{ground}} > (l_{\text{ground}})_{\text{lim}} \\ \quad f = m_{\text{max}}; \\ \text{if } \left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{\text{ground}} < \left[\left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{\text{ground}}\right]_{\text{lim}} \\ \quad f = m_{\text{max}}; \\ \text{if } \left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{\text{low_Re}} < \left[\left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{\text{low_Re}}\right]_{\text{lim}} \\ \quad f = m_{\text{max}}; \\ \text{else} \\ \quad f = l_{\text{low_Re}} \end{array} \right. \quad (1)$$

其中 f 表示优化算法的适应度值; $l_{\text{low_Re}}$ 表示叶型总压损失,定义如式(2)所示.本文中所有下标 ground 表示地面条件下的计算结果;下标 low_Re 表示低雷诺数条件下的计算结果. $()_{\text{lim}}$ 表示限定值,本文选取原始设计的计算结果作为限定值; m_{max} 表示极大值,一般取值为 1.0; $\frac{p_2}{p_1}$ 表示叶型静压升.

$$l = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1} \quad (2)$$

式中 l 表示总压损失, p_1^* 表示叶型进口总压, p_2^* 表示叶型出口总压, p_1 表示叶型进口静压.

1.5 优化参数设置

本文中人工蜂群算法种群规模设置为 100,搜索限制次数为 100,最大迭代次数 200.优化变量的扰动范围如表 1 所示.

表 1 优化变量的变化范围
Table 1 Optimization variable disturbance range

优化变量	扰动范围
B	0.3~0.7
F	0.1~0.5
X	0.3~0.7
R_1/mm	0.1~0.4
R_2/mm	0.1~0.4
抽吸量/%	0.1~0.5
抽吸位置/%	20~95

1.6 数值模拟方法校验

本文将麻省理工学院研发的 MISES 程序作为地面和高空低雷诺数条件下的流场计算程序,该程序由麻省理工学院的 Drela 教授编写^[13],且该程序计算结果经过多台压气机的试验检验,后由 Ali Merchant 等人进行改进提高,引入了附面层抽吸计算模块,并且该程序成功应用于两台高负荷吸附式压气机的设计过程,准确性得到了业内的广泛认可.该程序选取改进的 Abu-Ghanam-Shaw(AGS)转捩模型^[14](将 e^n 模型和 AGS 模型相融合的一种转捩模型)计算转捩. Drela 利用该程序成功的完成了对低雷诺数叶型的设计,并且将其进行试验验证^[15-16],结果表明 MISES 程序在计算低雷诺数叶型方面同样具有较高精度.

为了校验本文所采用数值方法的准确性,对

原始设计的叶型进行叶栅风洞试验. 由于试验条件的限制, 本文的试验校验均在地面条件下进行. 表 2 给出叶型主要设计参数, 表中 c 代表叶型的弦长, τ 代表叶栅的稠度, β_{1k} 代表叶型进口几何角, β_{2k} 代表叶型出口几何角, Ma 代表来流马赫数, i 代表设计攻角. 图 3、图 4 分别给出了叶栅试验件以及叶栅风洞测量系统.

表 2 叶型主要参数
Table 2 Main parameters of the airfoil

参数	数值	参数	数值
c/m	0.057	$\beta_{2k}/(^{\circ})$	-13.08
τ	2.25	Ma	0.8
$\beta_{1k}/(^{\circ})$	47.52	$i/(^{\circ})$	0.8

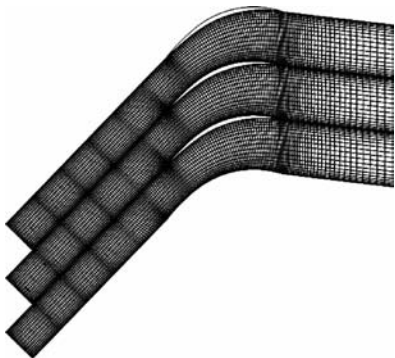


图 5 计算网格
Fig. 5 Computational grid

表 3 计算网格参数设置
Table 3 Computational grid parameter setting

参数	数值	参数	数值
流向网格数	204	周向网格数	20
总网格数	4080	叶型表面控制点	60

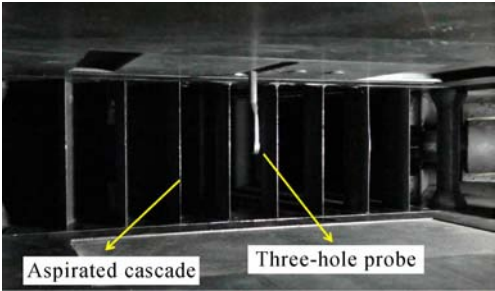


图 3 叶栅实物图
Fig. 3 The cascade

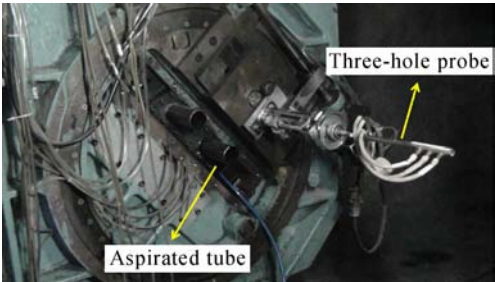


图 4 叶栅风洞测量系统
Fig. 4 Measuring section for the cascade wind tunnel

图 5 给出了计算网格图, 计算网格具体参数设置如表 3 所示, 计算采用 H 型网格. 将进口气流角及来流马赫数作为计算的边界条件, 进行迭代计算, 直到达到计算收敛准则.

图 6 给出了在未进行抽吸, $Ma = 0.8, i = 0.8^{\circ}$ 时, 地面试验与数值计算的叶型表面等熵马赫数分布对比图. 从图中可以看出数值计算的结果与试验结果具有较好的吻合度. 图 7、图 8 分别给出了 $+0.8^{\circ}$ 和 $+5^{\circ}$ 攻角下, 数值计算与试验的

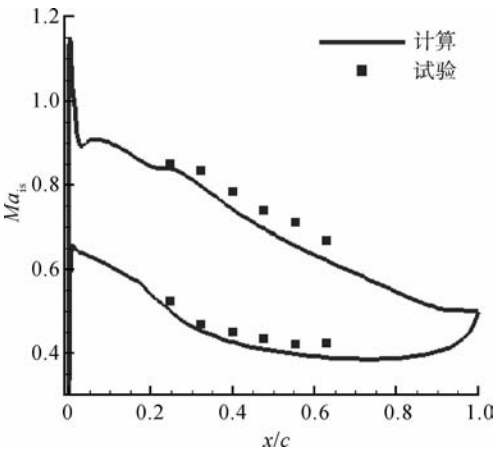


图 6 数值模拟与试验的叶型表面等熵马赫数分布对比图
Fig. 6 Numerical simulation and experimental surface Mach number comparison

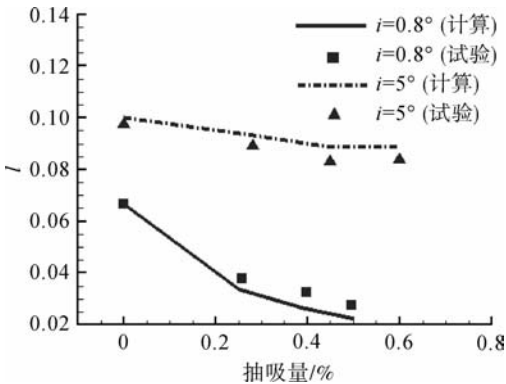


图 7 数值模拟与试验的抽吸量-损失特性对比图
Fig. 7 Numerical simulation and experimental aspiration air flow rate-loss features comparison

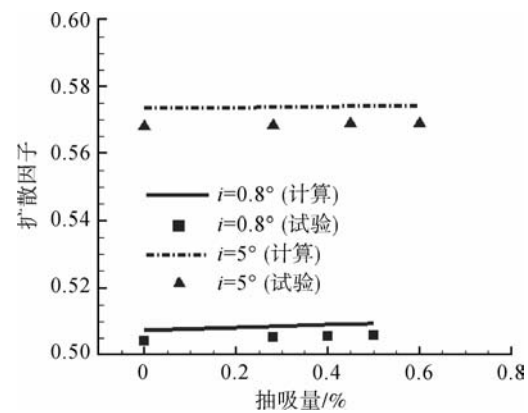


图 8 数值模拟与试验的抽吸量-扩散因子特性对比图
Fig. 8 Numerical simulation and experimental aspiration air flow rate-diffusion factor features

抽吸量-损失和抽吸量-扩散因子特性对比图. 数值计算结果与吸附式叶栅试验结果具有较好的一致性,表明 MISES 程序在吸附式叶型数值计算方面具有较高的可信度.

2 优化设计结果与分析

2.1 优化设计的必要性论证

为了体现本文研究的优化设计方法的意义,本节详细阐述了针对高空低雷诺数吸附式叶型耦合优化设计的必要性.在工程设计中,对于层流附面层(LBL),当壁面摩擦因数 C_f 为负值时,认为已经分离;湍流附面层(TBL)由形状因子 H 判断分离,当 $H>2.5$ 时,认为发生分离^[17].层流附面层壁面摩擦因数 C_f 为负值的区域,普遍认为是层流分离泡作用区域^[18].表 4 给出了原始叶型在地面和 20 km 高空的计算结果.图 9 给出了原始叶型在地面和 20 km 高空的表面等熵马赫数分布图.图 10 和图 11 分别给出了原始叶型在地面和 20 km 高空的吸力面摩擦因数和形状因子对比图.原始叶型是在地面条件下优化设计得到吸附式叶型,其抽吸位置位于 50%~52% 相对弦长处,抽吸量为 0.5%.从表 4 中可以看出原始叶型在地面条件下性能较好,总压损失仅为 0.020 1.结合图 10 和图 11 可以看出吸附式叶型在地面条件下在前缘产生了一个极小的层流分离泡,宽度不到 1% 弦长,在发生分离流转捩后,湍流再附着,而后附面层一直保持稳定,直到尾缘处产生了小的湍流分离.从总体上讲,在地面条件下的吸附式叶型的设计是比较成功的.然而,在 20 km 高空时,雷诺数下降,总压损失增加到 0.066 7,增加了近 3 倍,静压升也有一定下降.从图 10 和图 11 可

以看出在低雷诺数条件下,吸附式叶型在 40% 相对弦长处产生层流分离泡,并且一直延续到 65% 相对弦长处发生转捩,而后湍流附面层并未再附着,从而发生大面积分离.因此,在地面条件下设计的具有较好性能的吸附式叶型,在高空低雷诺数条件下,性能有可能会显著下降,针对高空低雷诺数条件的吸附式叶型设计是有很大必要的.

表 4 原始叶型在地面和 20 km 高空的计算结果
Table 4 Calculation result in the conditions of ground and low Reynolds number to the original airfoil

变量	数值	
	地面	20 km
雷诺数	9.87×10^5	5.87×10^4
总压损失	0.020 1	0.066 7
$\frac{p_2}{p_1}$	1.347 9	1.320 2

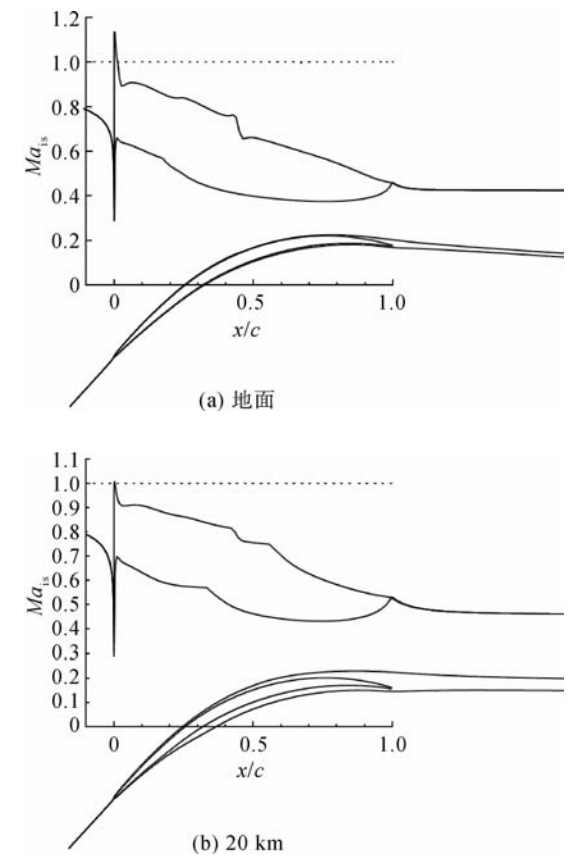


图 9 原始叶型在地面和 20 km 高空的表面等熵马赫数分布图
Fig. 9 Computed surface isentropic Mach number in the conditions of ground and low Reynolds number to the original airfoil

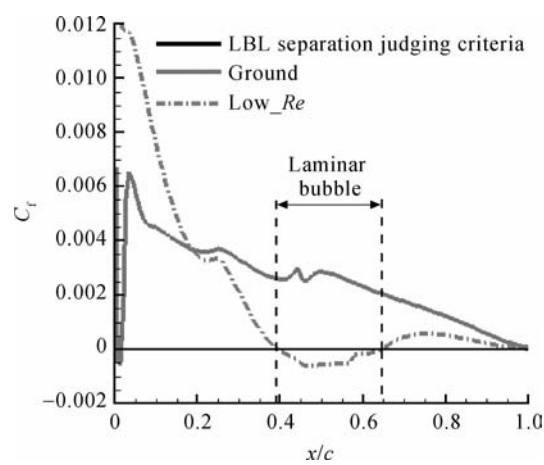


图 10 原始叶型在地面和 20 km 高空的吸力面壁面摩擦因数对比图

Fig. 10 Computed suction side skin friction coefficient in the conditions of ground and low Reynolds number to the original airfoil

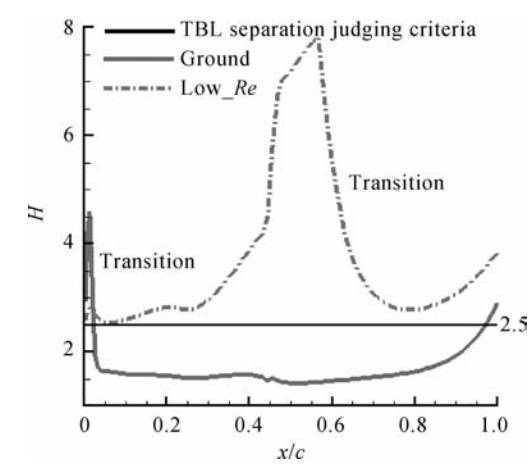


图 11 原始叶型在地面和 20 km 高空的吸力面形状因子对比图

Fig. 11 Computed suction side boundary layer parameters in the conditions of ground and low Reynolds number to the original airfoil

2.2 优化设计结果与分析

为了分析方便,本文用 Org. 表示优化前的设计,Opt. 表示优化后的设计. 图 12 给出了优化前后吸附式叶型对比图,表 5 给出了优化设计前后的优化变量对比,通过两者综合可以看出优化设计叶型的前段弦长比(B)略有增大,增加了不到 10%,但 F 值却增加了 20% 多,这说明叶型前段承担了更大的弯度,在前段的负荷会更大,产生这种设计的原因下文会进行详细的解释. 优化设计后最大厚度相对位置前移,叶型前缘半径 R_1 和尾缘半径 R_2 显著增加. 优化设计后抽吸量没变,抽吸位置更靠前.

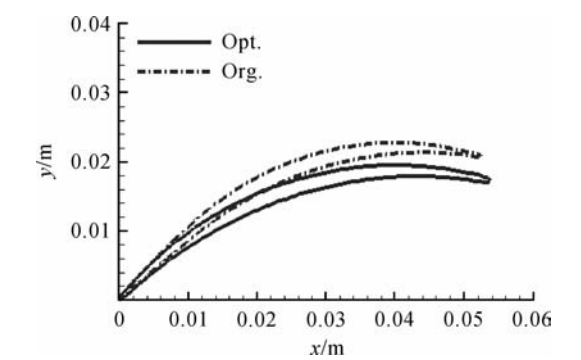


图 12 优化前后吸附式叶型的型线对比图
Fig. 12 Pre and post optimization airfoil comparison

表 5 优化变量对比		
Table 5 Optimization variable comparison		
变量	优化前	优化后
B	0.312 000	0.406 770
F	0.156 000	0.373 522
X	0.546 000	0.443 048
R_1/mm	0.127	0.259
R_2/mm	0.122	0.396
抽吸量/%	0.5	0.5
抽吸位置/%	50~52	21~23

表 6 列出了优化设计前后在 20 km 高空和地面条件下的气动性能对比. 从表中可以看出优化设计之后在高空低雷诺数条件下叶型总压损失有较为显著地下降,降低了 32%. 由于罚函数的引入,静压升增加了 0.01,叶型的负荷有所提高. 而且由于在优化目标函数的构造中引入了罚函数,优化设计后吸附式叶型在地面条件下的性能也略有提升.

表 6 主要气动设计参数对比				
Table 6 Aerodynamic parameter comparison				
参数	优化前		优化后	
	地面	20 km	地面	20 km
总压损失	0.0201	0.0667	0.0188	0.0456
$\frac{p_2}{p_1}$	1.3479	1.3202	1.3480	1.3318

图 13、图 14 分别给出优化设计前后在 20 km 条件下吸附式叶型表面等熵马赫数分布和低雷诺数条件下叶栅通道马赫数分布等值线图. 通过图 13 可以看出,优化设计后吸附式叶型前段吸、压力面马赫数分布曲线包裹的范围明显增加,说明

优化后叶型负荷前移. 通过图 14 也可以看出, 由于叶型前段弯度增加, 气流在叶型前段有很明显的加速过程, 这样的设计对于常规低雷诺数叶型

来说很不合理. 因为叶型在低雷诺数条件下前段很容易产生层流分离泡, 若前段施加过高的负荷, 很容易直接引起大面积不可控分离. 但对于吸附式叶型来说, 适当地增加前段的负荷, 通过抽吸来有效地控制层流分离泡, 这样叶型转换至湍流后承担的负荷就不会过大, 叶型的性能就会得到很大的保证.

图 15、图 16 分别给出了优化设计前后壁面摩擦因数和形状因子的对比图. 从图 15(a) 可以看出优化后吸力面的层流分离泡完全消失. 结合图 16(a) 可以看出优化后叶型吸力面形状因子从 40% 相对弦长处明显下降, 表明附面层发生转换 (普遍认为当形状因子突然下降, 就表明层流附面层发生转换)^[19-20]. 而后湍流附面层一直附着在叶型表面, 直到 90% 相对弦长处突然上升, 超过判定准则, 附面层发生分离. 而优化前叶型吸力面在

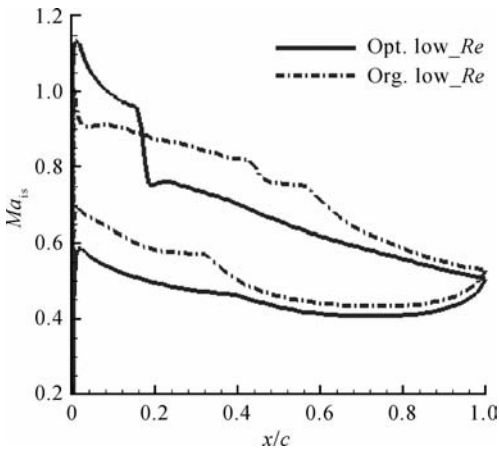


图 13 优化前后表面等熵马赫数对比图
Fig. 13 Pre and post optimization airfoil surface isentropic Mach number comparison in the condition of low Reynolds number

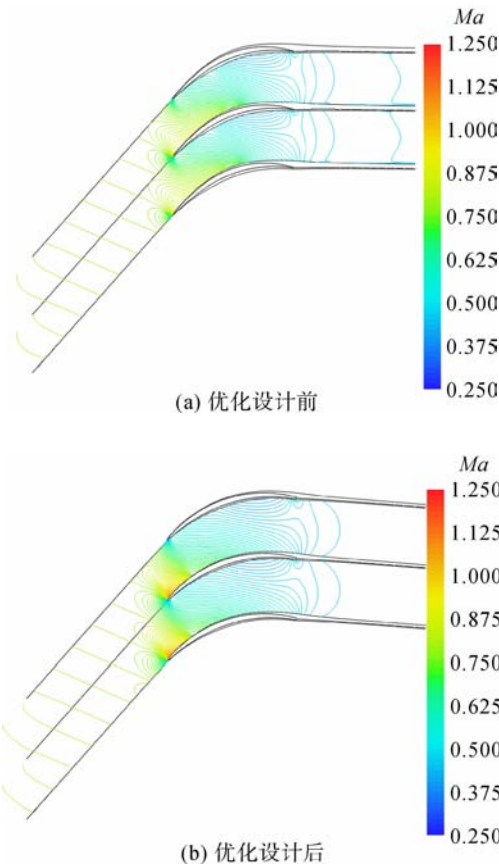


图 14 优化前后叶栅通道马赫数分布等值线对比图
Fig. 14 Pre and post optimization cascade passage Mach number contour distribution comparison in the condition of low Reynolds number

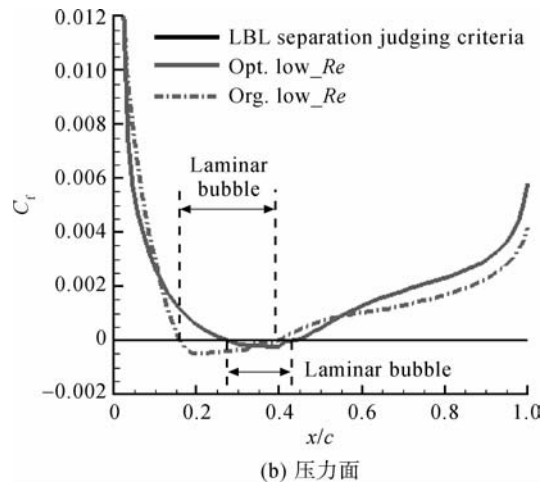
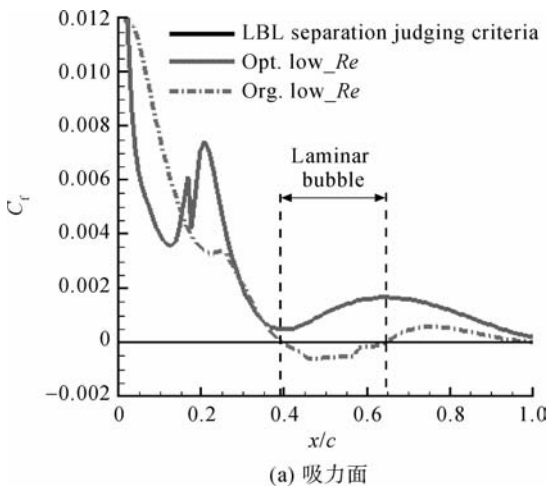


图 15 优化前后壁面摩擦因数对比图
Fig. 15 Pre and post optimization skin friction coefficient comparison in the condition of low Reynolds number

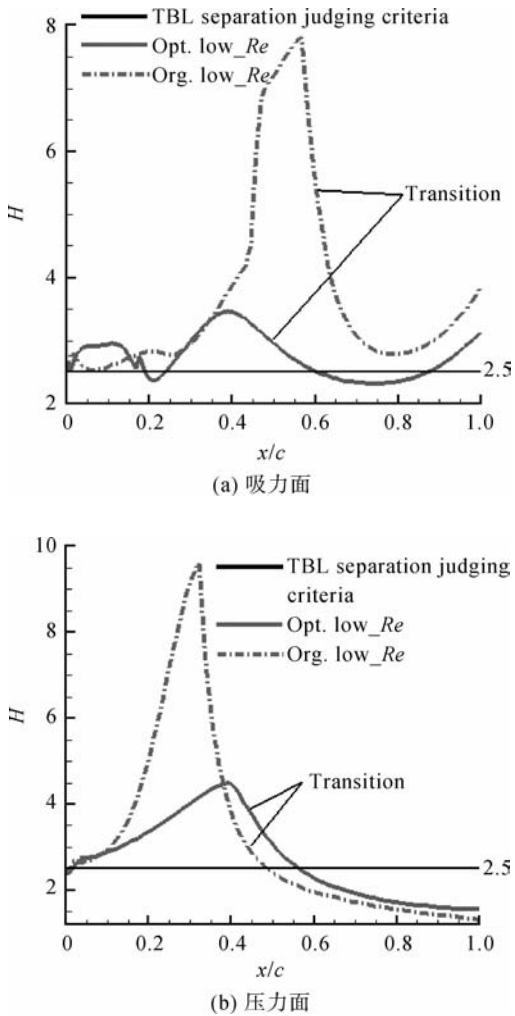


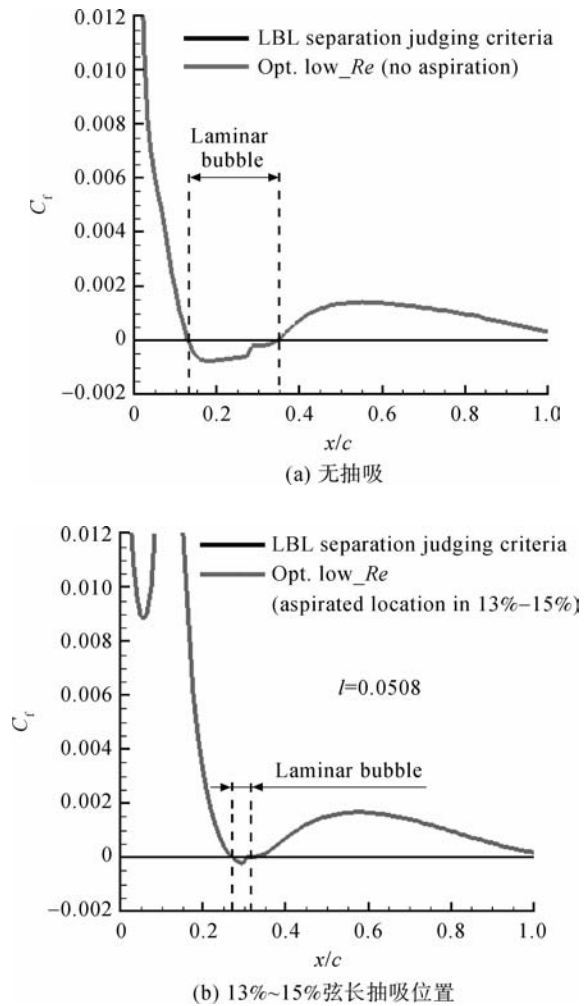
图 16 优化前后形状因子对比图

Fig. 16 Pre and post optimization boundary layer parameters comparison in the condition of low Reynolds number

40%相对弦长处产生层流分离泡,并且一直延续到65%相对弦长处发生转捩,而后湍流附面层并未再附着,从而发生大面积分离.对于叶型的压力面,优化前层流分离泡15%相对弦长处产生层流分离泡,并且一直延续到43%相对弦长处发生分离流转捩,转捩后湍流附面层形状因子一直保持在2.5以下,湍流附面层并未发生分离.而优化后压力面层流分离泡的区域明显减小,仅从28%相对弦长处到40%相对弦长处,转捩后湍流也重新附着在叶片表面,未发生分离.证明本文研究的低雷诺数吸附式压气机耦合设计方法不仅可以有效地控制层流分离泡引起的分离,同时也可以较为有效的减小湍流附面层的分离.

为了进一步研究低雷诺数吸附式叶型的最佳抽吸位置,图17(a)给出了优化设计后的叶型在不抽吸情况下吸力面壁面摩擦因数分布.从图中

可以看出,在不抽吸的情况下层流分离泡起始于13%相对弦长处,终止于35%相对弦长处.图17(b)~图17(d)分别给出抽吸位置位于13%相对弦长处(层流分离泡起始区域)、抽吸位置位于21%相对弦长处(层流分离泡中心区域)和抽吸位置位于30%相对弦长处(层流分离泡充分发展区域)吸力面壁面摩擦因数分布.明显看出无论在层流分离泡起始区还是充分发展区效果都不如本文优化得到的抽吸位置的效果,分离泡均未完全消除.本文优化得到的最佳抽吸位置位于层流分离泡中心区.层流分离泡的控制不同于湍流分离控制,层流分离泡一般影响范围较小,因此在层流分离泡中心区抽吸既可以积极影响层流上游的分离,又可以对下游的分离较好的控制.为了更好地验证本文优化得到的抽吸量为最优抽吸量,图18给出了在最佳抽吸位置处(21%~23%弦长处)损失随抽吸量的变化图.从图中可以看出,在本文优化得到的抽吸量(0.5%)下叶型损失最小,证明本文提出的高空低雷诺数吸附式叶型优化设计方法具有较高的可信度.



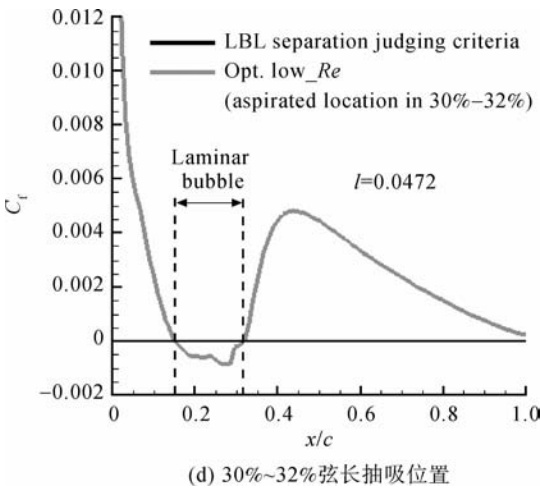
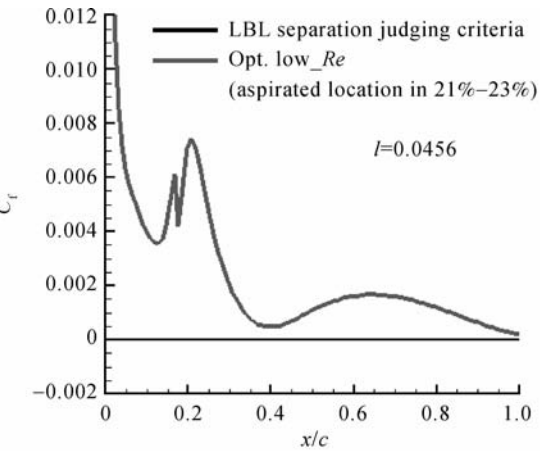


图 17 优化设计后的叶型在不同抽吸情况下吸力面壁面摩擦因数分布图

Fig. 17 Computed suction side skin friction coefficient in the condition of low Reynolds number to the optimized airfoil with different aspiration condition

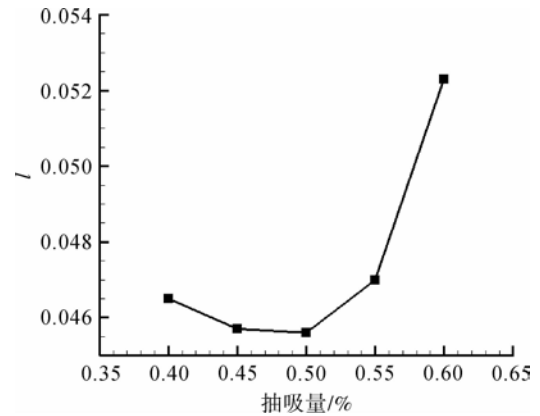


图 18 在最佳抽吸位置处损失随抽吸量的变化图

Fig. 18 Loss variation with the aspiration air flow rate in the best aspirated location

3 结 论

通过上述分析可以得到如下结论：

1) 本文主要研究一种针对高空低雷诺数下的吸附式压气机叶型和抽吸方案耦合优化设计方法. 耦合优化设计之后在高空低雷诺数条件下叶型损失下降了 32%，静压升也略有提升, 并且优化设计后吸附式叶型在地面条件下的性能也略有提升.

2) 本文研究发现在地面条件下设计的具有较好性能的吸附式叶型, 在高空低雷诺数条件下, 性能有可能会显著下降, 针对高空低雷诺数条件的吸附式叶型设计有很大必要性.

3) 在高空低雷诺数条件下, 适当地增加吸附式叶型前段的负荷, 然后通过抽吸来控制层流分离泡的设计效果最为理想.

4) 对于低雷诺数吸附式叶型而言, 最佳抽吸位置位于层流分离泡中心区域. 这样抽吸既可以积极影响层流上游的分离, 又可以对下游的分离较好的控制.

参考文献：

[1] Wahidi R, Bridges D H. Effects of distributed suction on an airfoil at low Reynolds number[J]. AIAA Journal, 2012, 50(3):523-539.

[2] Roberts W B. Axial compressor blade optimization in the low Reynolds number regime[J]. AIAA Journal, 1979, 17(12):1361-1367.

[3] Villegas A, Diez J F, Tillman T G. Instantaneous aerodynamic load calculations in rotating airfoils from time resolved PIV measurement at low Reynolds number[R]. ASME Paper IMECE2013-65850, 2013.

[4] 赵胜丰, 卢新根, 朱俊强. 雷诺数对跨声速压气机转子内部流动失稳触发机理的影响[J]. 推进技术, 2013, 34(1):25-30.

ZHAO Shengfeng, LU Xingen, ZHU Junqiang. Effects of Reynolds number on the instability inception mechanism of a transonic compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(1):25-30. (in Chinese)

[5] Merchant A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1):141-148.

[6] Godard A, Fourmaux A, Burguburu S, et al. Design method of a subsonic aspirated cascade[R]. ASME Paper GT2008-50835, 2008.

[7] 王如根, 周敏, 夏钦斌. 附面层抽吸对低雷诺数下压气机稳定性的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(2):1-4.

WANG Rugen, ZHOU Min, XIA Qinbin. Boundary suction effect on compressor instability at low Reynolds number

[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(2): 1-4. (in Chinese)

[8] 夏钦斌,王如根,周敏. 低雷诺数下跨声速转子流动失稳及附面层抽吸扩稳研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1610-1615.

XIA Qinbin, WANG Rugen, ZHOU Min. Research on flow instability of transonic compressor rotor and boundary suction effect at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1610-1615. (in Chinese)

[9] 陈灿平. 层流动能转捩模型数值改进方法研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2013.

CHEN Canping. Investigation on a improved laminar kinetic energy transition model[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)

[10] Karaboga D. An idea based on honey bee swarm for numerical optimization[M]. Kayseri: Erciyes University, 2005.

[11] Karaboga D, Basturk B. On the performance of artificial bee colony (ABC) algorithm[J]. Applied Soft Computing, 2008, 8(1): 687-697.

[12] 刘波,李俊,杨小东,等. 吸附式压气机叶型及抽吸方案耦合优化设计[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1194-1201.

LIU Bo, LI Jun, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil and aspirated scheme[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1194-1201. (in Chinese)

[13] Drela M. Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equations[D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 1985.

[14] Drela M. MISES implementation of modified Abu-Ghanam/Shaw transition criterion(second revision)[R]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 1998.

[15] Drela M. Low-Reynolds-number airfoil design for the M. I. T. daedalus proto type; a case study[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(8): 724-732.

[16] Drela M, Giles M B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils [J]. AIAA Journal, 1987, 25(10): 1347-1355.

[17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 发动机设计手册: 第 8 册 压气机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 126-127.

[18] Sonoda T, Yamaguchi Y, Arima T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low reynolds number condition; Part I design and optimization[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(7): 350-359.

[19] Suluksna K, Juntasaro E. Assessment of intermittency transport equations for modeling transition in boundary layers subjected to freestream turbulence[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29: 48-61.

[20] Johnson M W, Ercan A H. A physical model for bypass transition[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1999, 20: 95-104.

(编辑: 泰理曼)