

S弯进气道内附面层抽吸控制对风扇级性能的影响

刘 雷^{1,2}, 陈 浮¹, 宋彦萍¹, 陈焕龙¹, 李龙婷¹, 秦 勇¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 杭州电子科技大学 机械工程学院, 杭州 310018)

摘 要: 为了探讨某S弯进气道出口畸变在其后风扇级内的演变过程以及对风扇级性能的影响,在单独对该进气道进行抽吸控制数值研究并优选出最佳方案后,将最佳方案应用到进气道加风扇级的全流道,进而展开全流道数值研究,着重探讨了抽吸控制前后风扇级性能及内部流场结构变化。结果表明:吸气后风扇级整体性能有较大幅度提升,堵塞流量及最大效率分别增加约0.63%和0.57%;进气道出口低能流体在接触转子之前始终聚集在沿程截面底部,所占区域面积沿流向逐渐减小;接触转子至动叶前缘区间内,畸变流体沿动叶旋转方向的相反方向发生偏移,最终覆盖约3个流道;静叶中畸变流体所处流道内的静叶吸力面发生严重的流动分离,且分离主要发生在50%叶高以下,吸气后略有减弱。

关 键 词: S弯进气道; 附面层吸入; 抽吸控制; 畸变; 风扇级

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

Suction control of boundary layer in S-shaped air intake and its influence on fan-stage performance

LIU Lei^{1,2}, CHEN Fu¹, SONG Yan-ping¹,
CHEN Huan-long¹, LI Long-ting¹, QIN Yong¹

(1. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Mechanical Engineering,
Hangzhou Dianzi University, Hangzhou 310018, China)

Abstract: To investigate the evolution process of an S-shaped air intake exit distortion as well as its influence on the downstream fan-stage performance, a series of suction control for the single air intake were carried out at first. And then the best suction solution was selected and applied to the whole structure numerical simulation. Results show that the choked mass flow and the maximum efficiency of the fan-stage increase about 0.63% and 0.57% respectively after suction. In addition, the low energy fluid gathering at cross section bottom decreases ceaselessly as it gets to the tip station of the rotor hub. Since it attaches the tip of the rotor hub, the circumferential location of this low energy fluid migrates gradually along the opposite rotation direction and finally covers about 3 flow passages at the rotor blade front edge. Under effect of the air intake flow angle increase caused by the non-uniform air admission and the adverse pressure gradient in the rear part of the flow passage, serious flow separation occurs at the stator blade suction side but mainly exists at 50% span and below

收稿日期: 2014-10-01

基金项目: 国家自然科学基金(50976026); 国家自然科学基金委创新研究群体基金(51121004)

作者简介: 刘雷(1984—),男,湖北襄阳人,讲师,博士,研究领域为叶轮机械设计与气动热力学分析。

and weakens after suction.

Key words: S-shaped air intake; boundary layer ingestion; suction control; distortion; fan-stage

自20世纪中叶以来,随着人们对航空飞行器尤其是导弹和军用飞机生存能力要求的不断提高,在保证其具有较高气动性能的基础上,隐身性能也逐渐被作为考量它们整体性能优劣的重要指标.为满足这方面的需求,S弯进气道应运而生并逐渐被投入使用,如美国的“战斧”巡航导弹和“全球鹰”无人侦察机都采用了S弯进气道.然而,这种S弯进气道虽具有结构紧凑、便于维修,隐身性好等诸多优点^[1],但由于其内部气流需流经两个方向相反的弯道,在沿程逆压梯度、离心力以及横向压差的综合作用下,进气道出口畸变通常较大,尤其是吸入大量附面层内低能流体的半埋入式和埋入式S弯进气道.这对工作于其后气动部件极为不利,带来的直接后果就是压气机稳定裕度下降,增压比和效率降低.因此,对其实施流动控制以改善其出口气流品质显得十分必要.

针对S弯进气道内部流动控制问题,国外学者很早就展开了研究.从公开发表的文献来看,采用涡流发生器实施流动控制的研究开始时间最早、数量也最多.且早期(20世纪八、九十年代)的绝大多数研究都针对无附面层吸入的S弯进气道^[2-5].后期的研究中,虽少数仍针对无附面层吸入的S形进气道^[6],但针对大量附面层吸入的S弯进气道的研究^[7-10]开始大量出现.另一方面,随着流动控制理论和技术的发展,有关吹吸气^[11-13]、合成射流^[14-15]以及等离子体控制^[16]等方法应用于S弯进气道内部流动控制的研究也开始出现.其中,Debiasi等^[17]针对M2129型S弯进气道进行了吹吸组合流动控制研究,结果表明组合流动控制后,进气道内部流动分离得到了有效控制,出口气流品质显著提高.这种效果的产生主要是由于第1弯附近吹入的高能流体为附面层内低能流体及时补充了能量,提高了其克服沿程逆压梯度的能力.此外,第2弯位置的抽吸控制将附面层内的低能流体有效吸除.略有不足的是,该研究并未详细探讨吹/吸气位置、吹/吸气量等流动控制参数变化对控制效果的影响.

国内学者也在S弯进气道内部流动控制方面做了大量研究,并取得了不少成果.从流动控制手段来看,和国外学者所用手段基本一致.有关S弯进气道内部抽吸流动控制的研究虽有但数量相对

较少,尤其是针对半埋入式S弯进气道进行的抽吸流动控制研究.靖建鹏等^[18]对某蛇形进气道进行了附面层抽吸实验研究,结果表明抽吸后进气道出口总压恢复系数得到提高,但受实验条件限制,进气道出口截面的畸变仍然较大.赵振山等^[19]研究发现附面层内抽吸流动控制技术可以在很大程度上提高某双S型进气道性能,但设计状态下得到的最佳抽吸流动控制装置并不能保证在非设计状态下一定有效.

综上,截止目前国内外该类研究已取得诸多成果.然而,不难发现大多单独针对S弯进气道,而已发表的、将S弯进气道与其后压气机结合作为整体来研究的文献相对较少.Plas等^[20]发现在附面层内低能流体到达进气道出口之前,将其与主流内高能流体掺混可有效降低它对风扇级整体性能的不利影响.但该文侧重研究吸入的附面层内低能流体对于降低耗油率等方面的积极作用,未详细分析畸变流体在其后部件内演变过程以及对风扇级气动性能的影响.Webster等^[21]尽管研究了某S进气道出口畸变对风扇级整体性能的影响,但未详细分析风扇级内部流场结构,也未进行流动控制研究.因此,为了探讨某半埋入式S弯进气道出口畸变在其后风扇级内的演变过程以及对风扇性能的影响,本文首先单独对该进气道进行吸气控制研究.在详细分析吸气位置、吸气角度、吸气量3个参数对控制效果影响的基础上,对比选出最佳吸气方案,并将其应用到进气道加风扇级的全流道数值研究中,着重探讨了进气道内部抽吸控制前后风扇级性能以及内部流场结构的变化.

1 研究方法

1.1 物理模型

本文所研究半埋入式S弯进气道及其后风扇级几何模型如图1所示.其中,进气道出口截面直径 $D=280.4\text{ mm}$,扩压器部分进出口截面中心偏距 $\Delta x=290.9\text{ mm}$,轴向长度 $b=881.6\text{ mm}$.风扇级由一系列动叶和一系列静叶组成,动叶叶片数为13,静叶叶片数为36,动叶叶顶间隙 $\Delta=0.3\text{ mm}$,风扇级设计转速 $n_d=28\,000\text{ r/min}$,设计点流量

$\dot{m}_{\text{design}} = 8.997 \text{ kg/s}$. 吸气装置由 8 根边长 $d = 0.0428D$ 的方管组成. 管路的安装位置以相对坐标 z/b 形式给出, 并分别用唇口附近 (lip, $z/b = -0.031$)、喉部附近 (throat, $z/b = 0.033$)、第 1 弯附近 (1st bend, $z/b = 0.158$) 和分离点附近 (separation, $z/b = 0.304$) 标示. 其中, z 为轴向坐标, 扩压器入口 z 值设为零, 分离点 separation 即未吸气时进气道内部流动分离起始位置. 安装角度 β 分别取 150° 和 160° (β 定义为吸气管路中心线与图 1(b) 中所示曲线 AB 上吸气位置对应点切线之间夹角的补角), 相邻吸气管路中心间距 $c = 2.5d$.

计算方案按研究对象不同分为单独进气道数值仿真方案 (case 1, case 2) 和进气道加风扇级全流道数值仿真方案 (case 3, case 4) 两种, 如表 1 所示. 需要注意的是, case 2 实为单独针对 S 弯进气道实施吸气控制的一类方案, 包含着一系列计算算例, 而其余 3 个方案都只对应一个算例. case 2 的目的是通过改变吸气位置、吸气角度、吸气量 3 个参数, 对比选出最佳吸气方案, case 1 为与之对应的未施加抽吸控制的原型方案. 根据 case 1, case 2 优选出的最佳吸气方案应用到全流道数值仿真中即为 case 4 方案, case 3 为未施加抽吸控制的全流道数值仿真方案, 与其形成对比.

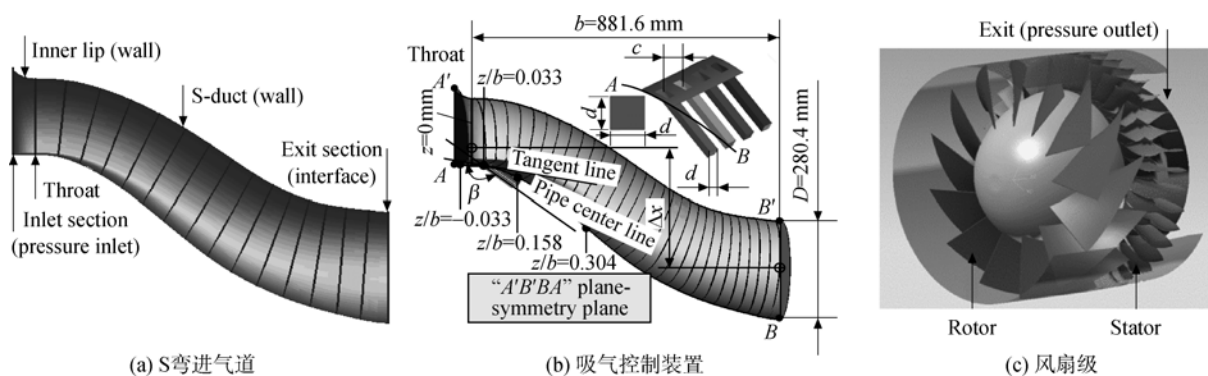


图 1 S 弯进气道、抽吸控制装置及风扇级

Fig. 1 S-shaped air intake, suction control device and fan-stage

表 1 4 种工况下边界条件设置

Table 1 Boundary condition of four kinds of case

Case	location	Air intake inlet	Air intake exit	Fan-stage exit	Suction pipe exit
1	No control (single air intake)	$p^* = p^*(x), T^* = 288 \text{ K}$	$p_{\text{exit}} = 90260 \text{ Pa}$		
2	Suction (single air intake)	$p^* = p^*(x), T^* = 288 \text{ K}$	$p_{\text{exit}} = 90260 \text{ Pa}$		p_{pipe}
3	No control (air intake + fan-stage)	$p^* = p^*(x), T^* = 288 \text{ K}$		p	
4	Suction (air intake + fan-stage)	$p^* = p^*(x), T^* = 288 \text{ K}$		p	$p_{\text{pipe, best}}$

4 种方案下, 进气道入口截面都给定总温总压 (T^*, p^*), 考虑 20% 入口截面高度 H 的附面层吸

入, 入口总压以 $p^*(x)$ 函数形式 (CFX expression language, CEL) 给出, 具体分布如图 2 所示. 研究

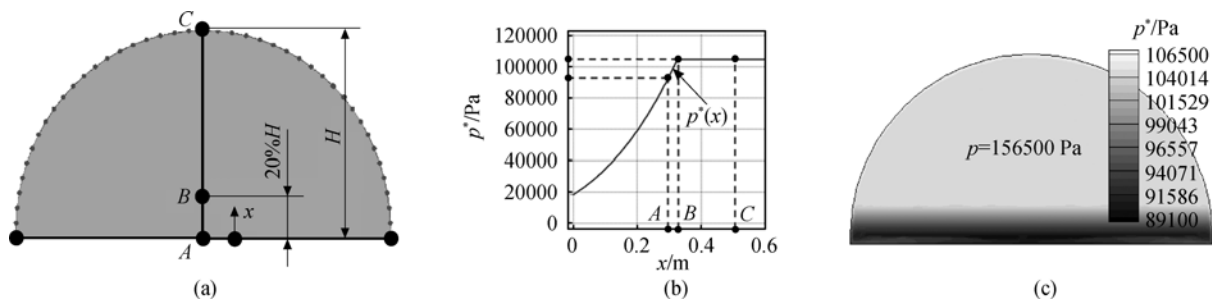


图 2 S 弯进气道入口截面总压分布

Fig. 2 Total pressure distribution at the S-shaped air intake inlet

case 1 和 case 2 时,进气道出口给定相同的背压 p_{exit} ,该背压为设计进气道时依据风扇级入口条件而给出的进气道出口静压。

Case 2 中吸气管路出口给定背压 p_{pipe} ,通过改变其值实现吸气比 $\dot{m}_{\text{suction}}/\dot{m}_{\text{design}}$ (吸气量与进气道设计流量之比) 分别为 0.50%, 0.75%, 1.00%, 1.25%, 1.50%, 1.75%, 2.00% 七种工况。Case 3 和 case 4 时风扇级静叶出口给定背压 p ,并通过改变其值数值计算得到风扇特性曲线上不同点。此外,case 4 中吸气管路出口背压 $p_{\text{pipe,best}}$ 即为根据 case 1 和 case 2 得出的最佳吸气方案下吸气管路出口的背压。计算过程中,湍流模型采用 SST(shear stress transport)模型,壁面均设置为绝热壁面。

1.2 网格结构

网格采用分块划分、然后合成的办法,如图 3

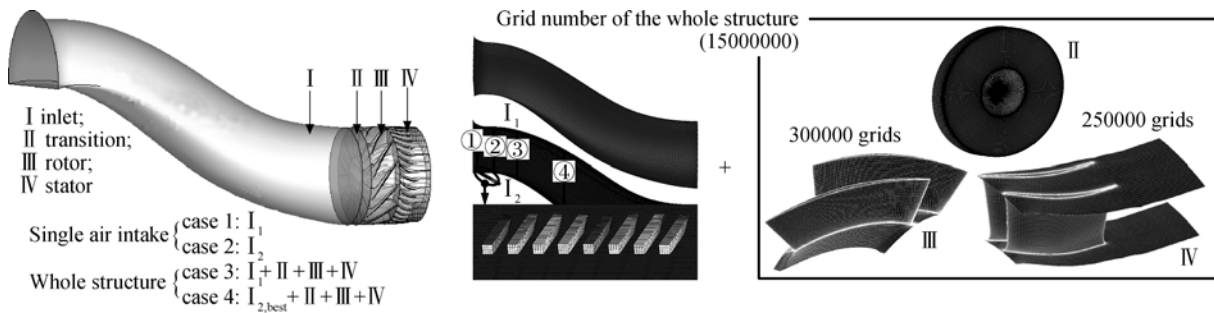


图 3 S 弯进气道及其后风扇级网格

Fig. 3 Grids of the S-shaped air intake and the rear fan-stage

鉴于网格数量大,研究时才采用折中的办法,即先单独对进气道进行抽吸控制研究,优选出最佳抽吸方案,然后将之应用到全流道中,并与未抽吸控制的全流道原型方案对比。而非所有方案都针对进气道加风扇级的全流道而展开。

2 计算结果讨论

2.1 计算方法验证

为验证所用数值方法的可靠性,首先对文献[22-23]中所研究 S 弯扩压器(图 4(a))进行数值研究并将仿真所得结果与实验数据进行对比,如图 4(b)~图 4(d)所示。图 4(a)所示扩压管中心线由两段圆心角等于 30° 的圆弧组成,圆弧对应半径 $R=1021\text{mm}$ 。图 4(b)和图 4(c)中 C_p 为静压系数, θ 表征测点的周向位置。很明显,仿真所得截面 B、截面 D 壁面周向的静压系数 $C_p = (p_{\text{wall}} - p_A)/(p_A^* - p_A)$ 分布与实验结果吻合良好。其中

所示,整个模型划分为进气道(I_1, I_2)、过渡段(II)、动叶(III)和静叶(IV)4 个部分。为便于网格划分,动叶轮毂轴向最顶端部分划至过渡段 II。其中, I_2 对应单独对进气道实施抽吸控制的方案 case 2,代表的是一类网格。图 3 中所示 I_2 是以唇口位置、 150° 吸气角度抽吸控制工况为例给出, I_1 为对应原型方案 case 1 所用网格。最佳吸气方案运用到全流道后进行的数值仿真 case 4 所用网格为($I_{2,\text{best}} + \text{II} + \text{III} + \text{IV}$), $I_{2,\text{best}}$ 即为安装最佳抽吸控制装置后的进气道网格, ($I_1 + \text{II} + \text{III} + \text{IV}$) 为与之对应的原型方案 case 3 所用网格。网格划分时进气道壁面、吸气管路与进气道连接处、叶片表面、根部及顶端等位置都进行局部加密,确保这些部位 y^+ 值在 1 左右。单个动叶通道网格约 30 万,单个静叶通道约 25 万。计算时相邻两部分之间设定为 interface,整个计算域网格约 1500 万。

p_{wall} 为扩压管某截面管壁附近周向测点静压, p_A^* , p_A 分别为截面 A 中心位置总压与静压。图 4(d)中 σ_{exp} 为总压恢复系数实验值, σ_{CFD} 为总压恢复系数 CFD 计算值。因该扩压器弯度较大,内部存在严重的流动分离,截面 E 马赫数分布与实验结果存在一定差异,但总体趋势一致,且该截面上平均总压恢复系数吻合较好。此外,本文所得数值结果与文献[23]中仿真结果也基本一致。

风扇级方面,在考虑动叶叶片变形的基础上,数值模拟得到了均匀($T^* = 288\text{K}$, $p^* = 101870\text{Pa}$)进气工况下风扇级特性曲线,并与实验结果对比如图 4(e)~图 4(f)所示。可以看出,相对转速 $n=82.1\%$ 时,数值模拟所得总压比 π^* 与实验值基本吻合,效率 η^* 在设计点附近吻合较好,随着流量减小,实验值低于数值模拟结果; $n=100\%$ 时,数值模拟总压比与实验值差别较小,效率的最大值相差较小。产生上述偏差的主要原因是数值

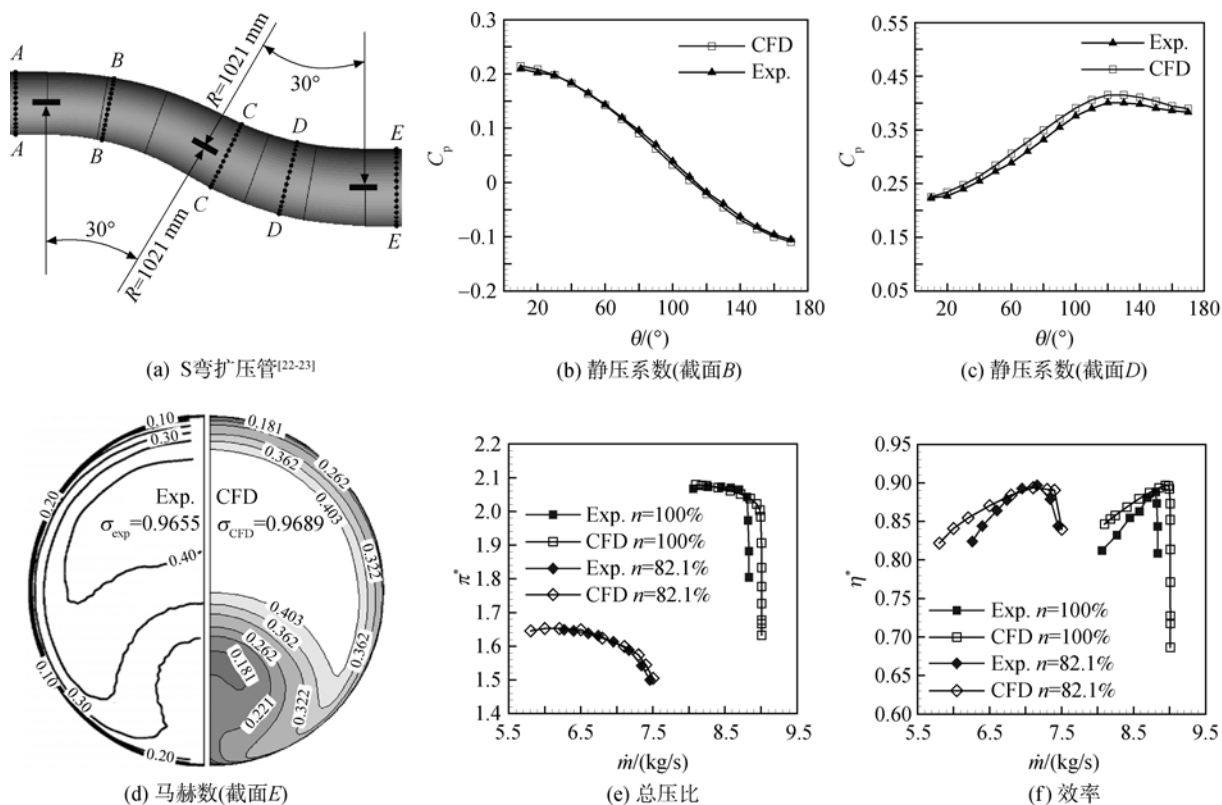


图4 数值计算方法验证(S弯进气道, 风扇级)

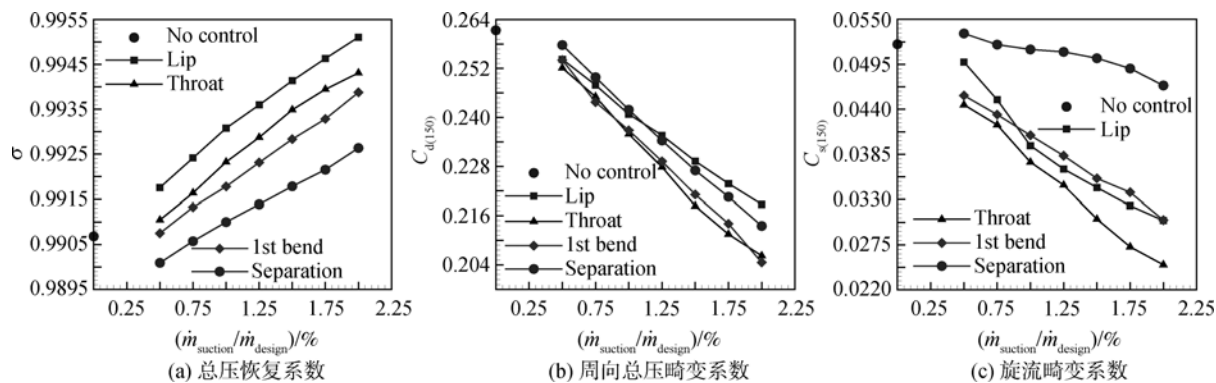
Fig. 4 Calculation method verification (S-shaped air intake and fan-stage)

模拟中有限元分析所用叶片材料与实验件材料不同, 进而导致分析所得转子叶片弹性变形量异于实验件实际运行中的变形量. 当然湍流模型的模拟精度也有一定的影响. 综合以上分析, 最终认定本文所用数值计算方法合理. 本文所进行的全流道数值研究都考虑了动叶叶片变形, 具体叶片变形数据获取过程可参考文献[24].

2.2 抽吸控制结果分析

图5为 $\beta=150^\circ$ 吸气时进气道出口气动参数随吸气位置及吸气量的变化. 显然, 吸气量对控制

效果影响显著, 当吸气量大于等于1%时, 进气道气动性能相对原型有较大幅度改善. 随着吸气量增加, 出口截面总压恢复系数逐渐增加, 周向总压畸变系数 $DC(150)$ (量符号记为 $C_{d(150)}$)和旋流畸变系数 $SC(150)$ (量符号记为 $C_{s(150)}$)逐渐减小, 且在不同吸气位置都表现出这一趋势. 得到这种效果主要是由于抽吸控制后附面层内低能流体被大量或部分吸除, 进而提高了进气道内部气流克服沿程逆压梯度的能力. 鉴于喉部位置几乎各种吸气比吸气时, 进气道出口周向总压畸变和旋流

图5 $\sigma, C_{d(150)}, C_{s(150)}$ 随吸气位置及吸气量的变化($\beta=150^\circ$)Fig. 5 Variation of $\sigma, C_{d(150)}$ and $C_{s(150)}$ with suction location and suction mass flow ($\beta=150^\circ$)

畸变都小于其他位置吸气时对应值,且总压恢复能力改善明显,最终认定喉部为最佳吸气位置。

为进一步分析吸气角度对控制效果的影响,改变喉部位置抽吸控制时的吸气角度,并给出对应结果如表 2 所示。可以看出,7 种工况下 150°吸气角度时效果都明显优于 160°吸气角度时的效

果。综合考虑总压恢复系数 σ 、周向总压畸变和旋流畸变的改善程度,最终认定喉部位置、150°吸气角度、2%吸气比方案为本文所研究抽吸方案中的最佳方案。按该方案抽吸控制时,进气道总压恢复系数相对原型增加 0.37%,周向总压畸变和旋流畸变分别下降 21.10%,51.76%。

表 2 不同喉部吸气角度下进气道出口气动参数

Table 2 Aerodynamic parameters at air intake exit under different suction angles that executed at the throat

$(\dot{m}_{\text{suction}}/\dot{m}_{\text{design}})/\%$	σ		$C_{d(150)}$		$C_{s(150)}$	
	$\beta=150^\circ$	$\beta=160^\circ$	$\beta=150^\circ$	$(\beta=160^\circ)$	$\beta=150^\circ$	$\beta=160^\circ$
0.50	0.991045	0.990970	0.252130250	0.256268953	0.044551699	0.040657437
0.75	0.991639	0.991631	0.245071430	0.245422179	0.042099960	0.041568561
1.00	0.992326	0.992258	0.235904161	0.236502608	0.037537577	0.038157794
1.25	0.992874	0.992806	0.227836519	0.228187254	0.034741423	0.034838418
1.50	0.993489	0.993393	0.218358718	0.218878787	0.030635153	0.030855621
1.75	0.993946	0.993899	0.211492380	0.210895752	0.027255480	0.028462661
2.00	0.994310	0.994371	0.206232550	0.203794698	0.025065663	0.026499619
No control	0.990682		0.261375		0.051963	

2.3 全流道仿真结果分析

Case 3,case 4 方案对应风扇特性曲线如图 6 所示。很明显,抽吸控制后进气道内部附面层内低能流体被部分吸除,风扇入口气流品质得到一定的改善,进而风扇级整体性能相比未抽吸控制的原型方案有了较大幅度的提升。堵塞流量及效率最大值分别增加约 0.63%和 0.57%。

图 7 为抽吸控制前后整个计算域对称面上马赫数及沿程速度分布,图中 Ma_{stn} 表示绝对坐标系

下马赫数,后文其他量类似。可以看出,由于吸入大量来流附面层内低能流体,进气道内部气流在第 1 弯稍后位置开始出现严重的气流分离,低能流体在进气道沿程截面底部不断聚集堆高,至进气道出口截面低能流体区域约占整个截面面积的 1/3,如图 8(a)所示。抽吸控制后,进气道内流动分离起始位置明显后移,沿程及出口截面底部聚集的低能流体都大幅减少。出口截面低能流体主要集中在120°~250°扇区内,吸气后总压周向

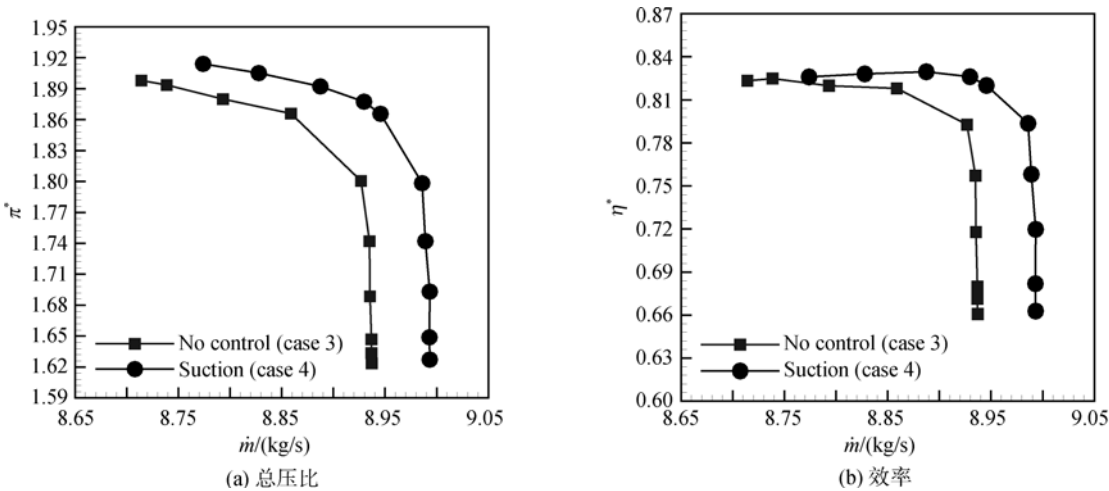


图 6 抽吸控制前后风扇级特性曲线

Fig. 6 Fan-stage characteristics curves before and after suction control

不均匀程度减弱,平均总压略有增加,畸变区周向位置几乎没有变化,如图8(b)所示.此外,进气道入口截面虽给定了均匀总温,但在总压畸变的影响下,进气道出口截面出现总温畸变且在抽吸控制后畸变程度略有减小,如图8(c)所示,图8中 p_{stn}^* , T_{stn}^* 表示绝对坐标系下的总压、总温, p_{atm} 表示标准大气压.

为进一步分析进气道出口畸变对其后风扇进出口截面参数影响,图9给出了进气道出口至静叶出口沿程截面绝对坐标系下总压云图.其中,图9(a)中所示 s 为下游截面与进气道出口截面的轴向距离, L 为进气道出口与动叶前缘之间的轴向间距.很明显,气流接触转子之前(如图8(a)、图9(b)示),随着 s/L 值增加,沿程截面底部的显著低能流体区域面积逐渐减小.吸气后,显著低能流体区域面积始终小于未吸气时对应面积,且周向位置保持不变,抽吸控制前后始终位于 180° 扇区附近.而当气流接触转子但未进入风扇时,在动叶旋转、气体黏性及气流惯性的综合作用下,如图9(b)所示的截面底部显著低能流体区逐渐消失,

显著低能流体区沿着转子旋转方向的反方向发生偏移,最终发展至动叶前缘时占据约3个流道,如图9(d)中C31,C32,C33,C34和C41,C42,C43所示.图9(e)与图9(f)分别给出了静叶进出口截面总压周向分布,由图可知,显著低能流体区仍集中在 60° 扇区附近,优化后其所覆盖面积略有减小.

图10给出了相对、绝对两种坐标系下,吸气前后不同叶高处总压分布.通过该图可以直观地看出吸气前后进气道出口畸变在后续流场的演变过程,图中 p_{rel}^* 表示相对坐标系下的总压.很明显,吸气前后畸变流体都覆盖了多个流道,且这些流道内气流总压明显小于其他流道内对应值,吸气后畸变流体所覆盖周向区域略有减小,如图10(a)与图10(b)所示.此外,畸变流体在静叶内所处周向位置刚好对应于动叶出口截面畸变流体所处流道位置,且抽吸控制后这些畸变流体的绝对总压略有增加,如图10(c)~图10(d)所示.

图11为相对坐标系下,抽吸控制前后动叶不同叶高处马赫数分布,图中 Ma_{rel} 表示相对坐标系下的马赫数.该图进一步证明进气道出口低能流

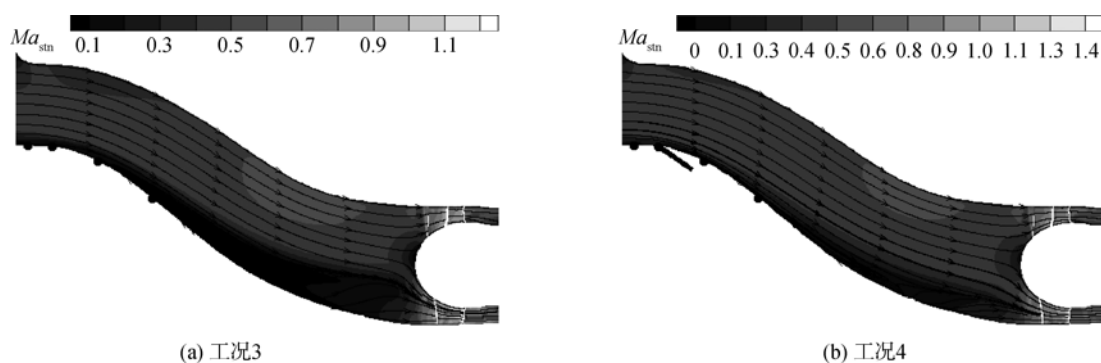


图7 抽吸控制前后计算域对称面上马赫数及沿程速度分布($p=156\,500\text{ Pa}$)

Fig. 7 Mach number and velocity distribution on symmetry plane of the whole calculation domain before and after suction control ($p=156\,500\text{ Pa}$)

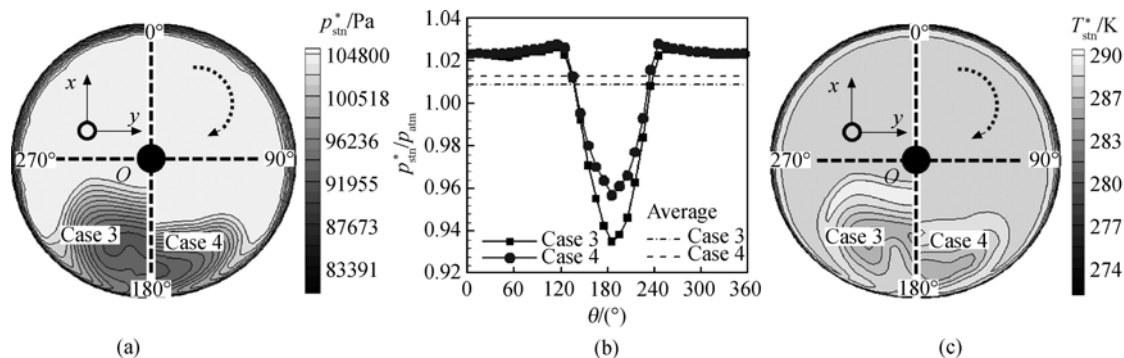
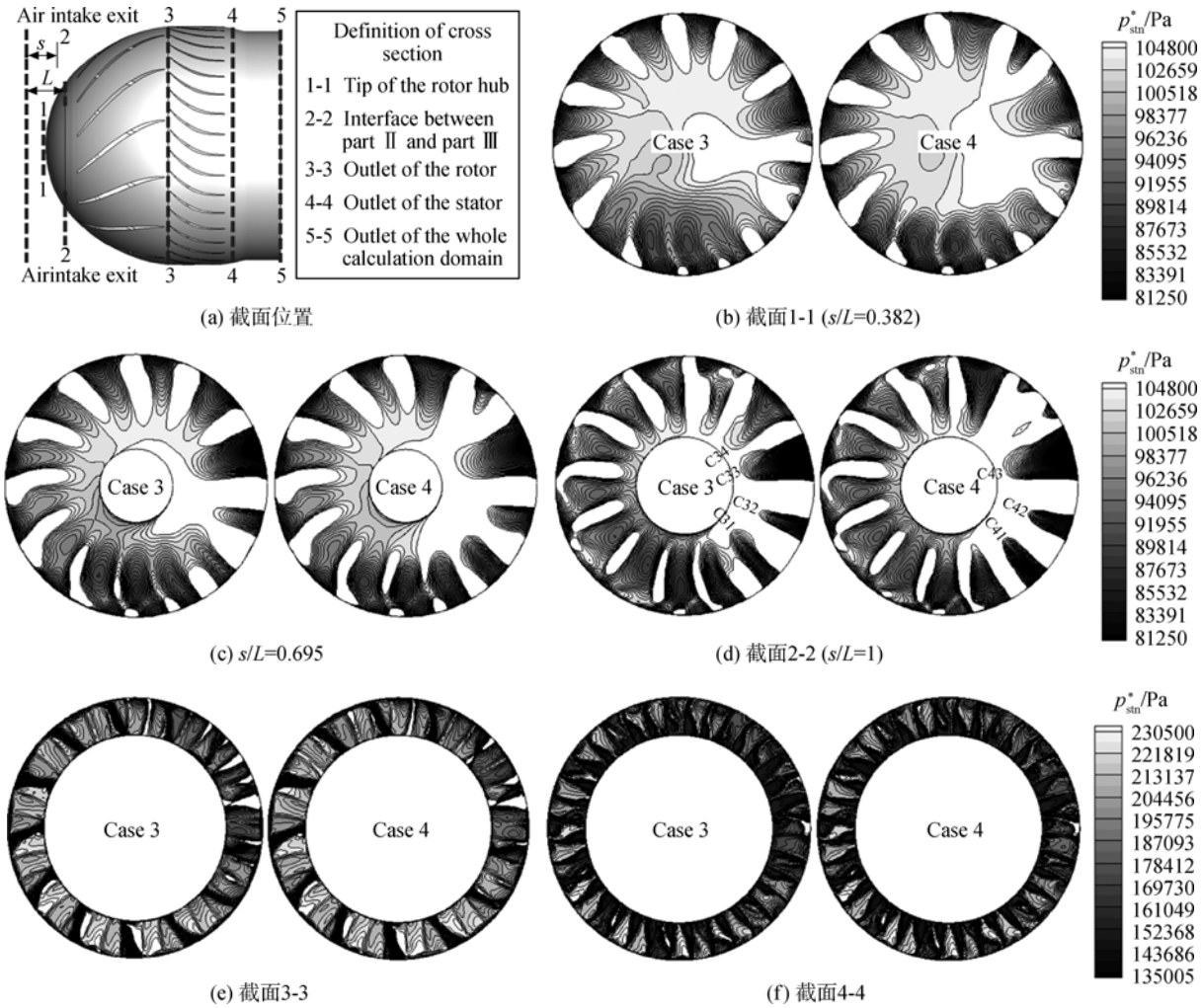
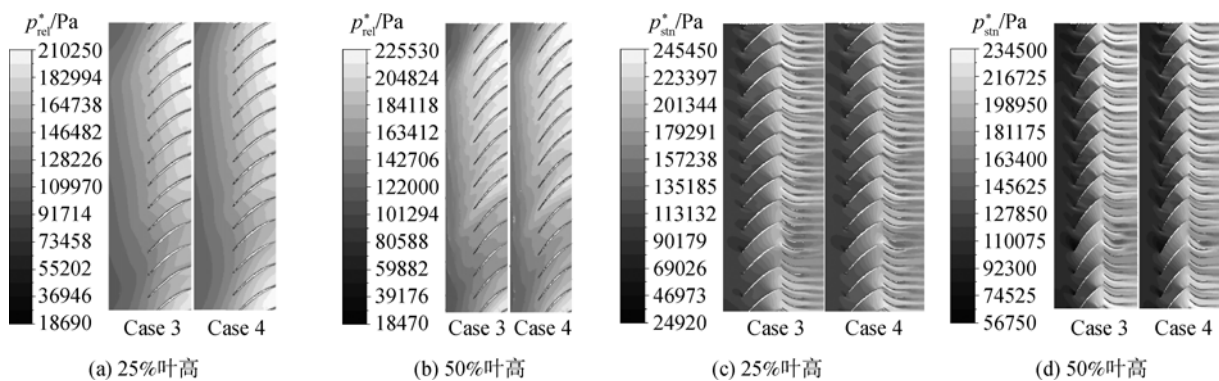


图8 抽吸控制前后进气道出口截面总压及总温分布($p=156\,500\text{ Pa}$)

Fig. 8 Total pressure and total temperature distribution at air intake exit before and after suction control ($p=156\,500\text{ Pa}$)

图 9 绝对坐标系下抽吸控制前后进气道出口至静叶出口区间内沿程截面总压云图($p=156\,500\text{ Pa}$)Fig. 9 Circumferential total pressure contour at sections in the stream wise in stationary frame before and after suction control ($p=156\,500\text{ Pa}$)图 10 相对及绝对坐标系下抽吸控制前后不同叶高处总压分布($p=156\,500\text{ Pa}$)Fig. 10 Total pressure distribution in relative and stationary frame in different blade spans before and after suction control ($p=156\,500\text{ Pa}$)

体在接触转子向后发展的过程中,所处周向位置沿着转子旋转方向相反的方向发生了偏移.畸变流体占据了叶片 R Blade 4 与叶片 R Blade 7 之间的多个流道,这些流道内气流速度明显低于其

他流道内对应速度.此外,动叶的绝大多数流道内都出现正激波,且越靠近畸变流体所占流道激波强度越弱.畸变流体所处流道内,由于流体能量较低、速度较小,所以几乎没有正激波.为详细分析

畸变流体在所流经流道内的流场细节,图12给出了吸气前后不同叶高处畸变区流线图。由图可知,因吸入大量低能流体,静叶入口气流攻角发生改变,同时受下游逆压梯度影响,静叶内产生严重的

气流分离。但这种分离现象主要出现在50%叶高及以下位置,且吹气之后分离现象有所减弱。其中,10%叶高位置截面,减弱幅度相对最大,如图12(a)和图12(e)所示。

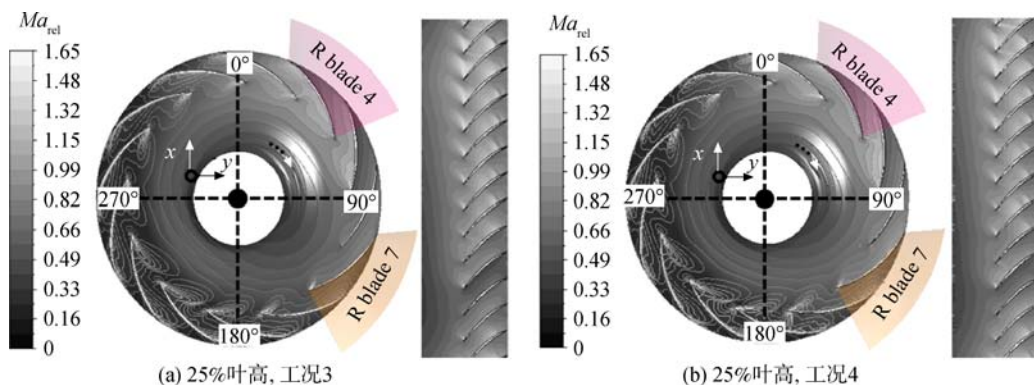


图11 相对坐标系下抽吸控制前后不同叶高处马赫数分布 ($p=156\,500\text{ Pa}$)

Fig. 11 Mach number distributions in relative frame at different blade spans before and after suction control ($p=156\,500\text{ Pa}$)

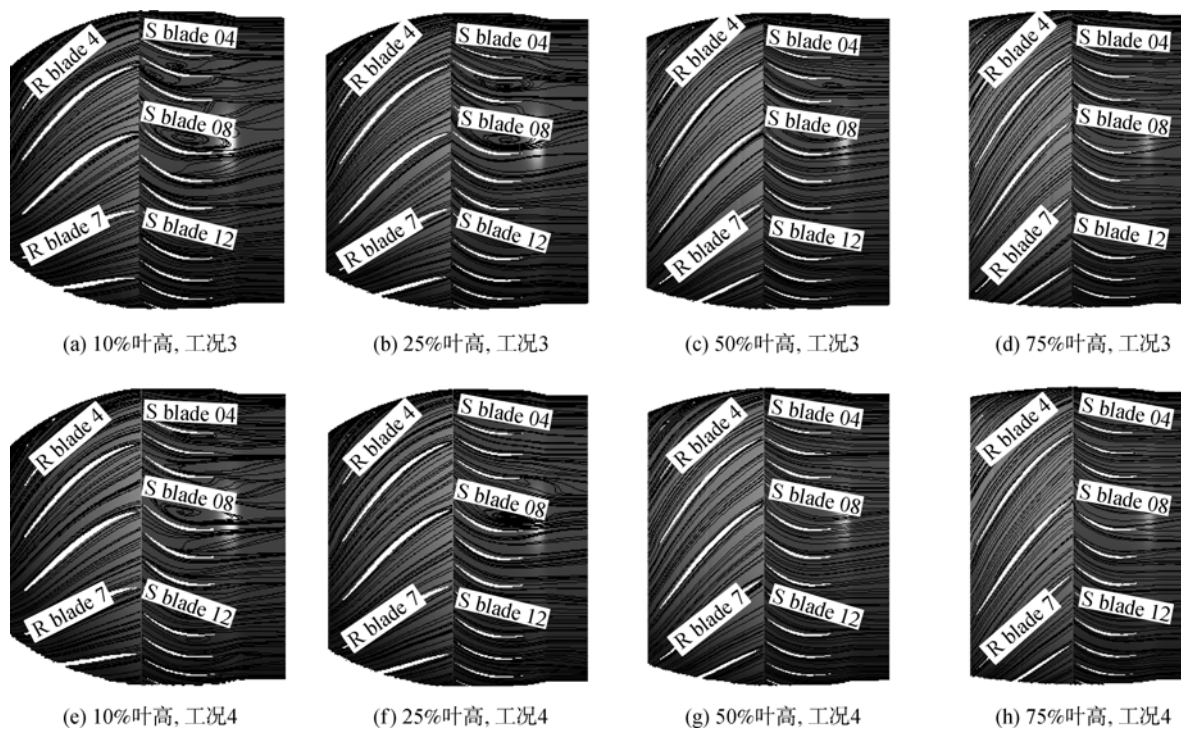


图12 吸气控制前后不同叶高处畸变区域流线分布 ($p=156\,500\text{ Pa}$)

Fig. 12 Streamline distribution at different blade spans in distorted passages before and after suction control ($p=156\,500\text{ Pa}$)

3 结论

本文在对某S弯进气道进行抽吸控制数值研究的基础上,对比选出最佳抽吸控制方案并将其应用到进气道加风扇级的全流道数值研究中,着重探讨了吸气前后进气道出口畸变在风扇级内的

演变过程以及对风扇级性能的影响。结果表明

1) 喉部为最佳吸气位置,该位置按2.0%吸气比、150°吸气角度吸气时进气道总压恢复系数相对原型提高约0.37%,出口周向总压畸变和旋流畸变分别下降约21.10%,51.76%。

2) 最佳吸气方案应用到全流道后,因风扇级

入口气流品质得到一定程度的改善,其整体性能相对于未实施抽吸控制的全流道工况有较大幅度提升,堵塞流量及效率最大值分别增加约0.63%和0.57%。进气道内,由于低能流体被部分吸除,气流克服沿程逆压梯度的能力得到提高,流动分离现象减弱,分离起始位置明显后移。

3) 进气道出口低能流体在接触转子之前始终聚集在沿程截面底部,且所占区域面积沿流向逐渐越小,抽吸控制后对应截面上低能流体所覆盖面积明显小于未吸气时对应面积。开始接触转子(轮毂轴向顶端)至动叶前缘的区间内,畸变流体周向所处位置沿动叶旋转方向的相反方向逐渐发生偏移,最终覆盖约3个流道。

4) 风扇级中,畸变流体所处流道内的气流速度与总压都明显小于其他流道内的对应值,吸气后略有增加。静叶中畸变所处流道内的静叶吸力面发生严重的气流分离,但分离主要发生在50%叶高以下,且吸气后分离现象略有减弱。

参考文献:

- [1] 谢旅荣,郭荣伟.一种受总体限制的弹用S弯进气道的设计和实验验证[J].空气动力学学报,2006,24(1):95-101.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Design and experimental study of all S-shaped inlet restricted by missile[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 95-101. (in Chinese)
- [2] Vakili A D, Wu J M, Liver P, et al. Flow control in a diffusing S-duct[R]. AIAA 85-0524, 1985.
- [3] Kunik W G. Application of a computational model for vortex generators in subsonic internal flows[R]. AIAA-86-1458, 1986.
- [4] Anderson B H, Gibb B. Study on vortex generator flow control for the management of inlet distortion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 422-430
- [5] Wendt B J, Reichert B A. The effects of vortex ingestion on the flow in a diffusing S-duct[J]. AIAA 94-2811, 1994.
- [6] Paul A R, Ranjan P, Patel V K, et al. Comparative studies on flow control in rectangular S-duct diffuser using submerged-vortex generators [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 28(1): 332-343.
- [7] Allan B G, Owens L R. Numerical modeling of flow control in a boundary-layer-ingesting offset inlet diffuser at transonic mach numbers[R]. AIAA-2006-845, 2006.
- [8] Jirásek A. Example of integrated computational fluid dynamics and experimental studies: design of flow control in the FOI-EIC-01 inlet[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(4): 369-377.
- [9] Owens L R, Allan B G, Gorton S A. Boundary-layer-ingesting inlet flow control[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1431-1440.
- [10] Parham J B, Fitzgerald M, de la Rosa-Blanco E. Flow control for boundary layer ingestion in an S-duct diffuser[R]. AIAA-2011-822, 2011.
- [11] Garnier E, Leplat M, Monnier J C, et al. Flow control by pulsed jet in a highly bended S-duct [R]. AIAA-2012-3250, 2012.
- [12] Vaccaro J C, Sahni O, Olles J, et al. Experimental and numerical investigation of active control of inlet ducts[J]. International Journal of Flow Control, 2009, 1(2): 133-154.
- [13] Harrison N A, Anderson J, Fleming J L, et al. Experimental investigation of active flow control of a boundary layer ingesting serpentine inlet diffuser[R]. AIAA-2007-843, 2007.
- [14] Amitay M, Pitt D, Glezer A. Separation control in duct flows[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(4): 616-620.
- [15] Mathis R, Duke D, Kitsios V, et al. Use of zero-net-mass-flow for separation control in diffusing S-duct[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2008, 33(1): 169-172.
- [16] Yang H, Li F, Song Y Y, et al. Numerical investigation of electrohydrodynamic (EHD) flow control in an S-shaped duct[J]. Plasma Science and Technology, 2012, 14(10): 897-904.
- [17] Debiassi M, Herberg M R, Yan Z, et al. Control of flow separation in S-ducts via flow injection and suction [R]. AIAA-2008-74, 2008.
- [18] 靖建朋,郭荣伟.蛇形进气道地面工作状态附面层抽吸试验研究[J].南京航空航天大学学报,2007,39(1):30-36.
JING Jianpeng, GUO Rongwei. Experiment of boundary layer suction in serpentine inlet under ground running[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(1): 30-36. (in Chinese)
- [19] 赵振山,董军,郭承鹏.基于数值模拟进气道抽吸流动控制优化设计[J].气动研究与实验,2010,28(4):1-6.
ZHAO Zhenshan, DONG Jun, GUO Chengpeng. Optimization design of suction flow control in an air intake based on numerical simulation[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2010, 28(4): 1-6. (in Chinese)
- [20] Plas A P, Sargeant M A, Madani V, et al. Performance of a boundary layer ingesting (BLI) propulsion system[R]. AIAA-2007-450, 2007.
- [21] Webster R S, Sreenivas K, Hyams D G, et al. Demonstration of sub-system level simulations: a coupled inlet and turbofan stage[R]. AIAA-2012-4282, 2012.
- [22] Wellborn S R, Reichert B A, Okiishi T H. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA 92-3622, 1992.
- [23] Gary J H, Reichert B A, Wellborn S R. Navier-Stokes analysis and experimental data comparison of compressible flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA 92-2699-CP, 1992.
- [24] 李鑫.考虑流固耦合效应的压气机内部流动模拟[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
LI Xin. Flow simulation in the compressor with the effect of fluid-solid interaction[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)