

大量附面层吸入S弯进气道内吹气控制

刘雷, 陈浮, 宋彦萍, 陈焕龙

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了提高某大量附面层吸入的半埋入S弯进气道气动性能,采用数值模拟方法对其进行吹气控制研究并详细分析了吹气控制机理及吹气位置、吹气量、吹气角度变化对控制效果的影响。结果表明:吹气位置变化显著影响控制效果,最佳吹气位置位于气流分离点稍前的第1弯附近,该位置吹气比为1.75%、吹气角度为20°吹气时总压恢复系数相对原型提高约0.56%,出口周向总压畸变系数和旋流畸变系数分别下降约43.14%和83.60%;吹气角度并非越大越好,吹气时需尽量满足吹气角度较小,保证吹出的气流始终位于附面层内,避免与主流掺混而造成损失;总压恢复、出口周向总压畸变以及旋流畸变三者随吹气量变化的趋势不同,吹气量越大进气道总压恢复及总压畸变改善越明显,而旋流畸变随吹气量的增加先快速下降,随后变缓,最终甚至出现增加的趋势。

关 键 词: 附面层; S弯进气道; 吹气控制; 总压畸变; 旋流畸变

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

Blowing control in S-shaped inlet with significant boundary layer ingestion

LIU Lei, CHEN Fu, SONG Yan-ping, CHEN Huan-long

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Numerical simulation of blowing active flow control on a half flush-mounted S-shaped inlet was performed for improving its aerodynamic performance. The blowing control mechanism and influence of parameters (i. e. blowing location, blowing mass flow, blowing angle) variation on effect of blowing flow control were analyzed in detail. Results show that location selected for blowing has significant influence on effect of blowing, the 1st bend just before the separation point is the best blowing location. The total pressure recovery coefficient has a little rise about 0.56% and circumferential total pressure distortion coefficient and swirl distortion coefficient at exit reduce about 43.14% and 83.60% respectively in comparison with the prototype when blowing at 1st bend with blowing angle of 20° and ratio of blowing mass flow to air intake design mass flow about 1.75%. In addition, bigger angle doesn't mean better, on the contrary, little blowing angle should be selected for avoiding the high-energy air from pipes mixing with mainstream in the air intake. Moreover, blowing mass flow rise has different effects on total pressure recovery, circumferential total pressure distortion and swirl distortion. The improvement of first two becomes more obvious with the increase of blowing mass flow, while the third declines rapidly firstly, then falls slowly and even presents an increasing trend at last.

收稿日期:2014-03-31

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,博士生,研究领域为叶轮机械设计与气动热力学分析。

Key words: boundary layer; S-shaped inlet; blowing control; total pressure distortion; swirl distortion

众所周知,进气道的主要作用是为发动机提供充足的高品质气流,并使流入的高速气流减速增压.因此,高总压恢复、低出口畸变无疑是衡量进气道性能优良与否的重要标准.随着航空技术的发展,在保证原有气动性能的基础上,隐身性、经济可承受性等因素也逐渐被作为考量指标.为满足这些需求,S 弯进气道被设计出来并逐渐投入使用,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],但在其内部气流需流过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,其出口畸变通常较大,因此需要在其内部施加流动控制或进行结构优化以提高其气动性能,尤其是大量附面层吸入的半埋入式和埋入式 S 弯进气道.

在 S 弯进气道内实施流动控制研究方面,国外学者开展较早,从发表的文献来看,采用涡流发生器控制的研究开始时间最早、数量也最多.此外,20 世纪 80、90 年代的绝大多数研究都针对无附面层吸入的 S 弯进气道^[2-4].而后期的研究中,虽少数研究对象仍为无附面层吸入的 S 弯进气道^[5],但针对大量附面层吸入的 S 弯进气道的研究^[6-8]开始大量出现.另外一方面,随着流动控制理论和技术的发展,有关吹吸气^[9]、合成射流^[10]以及离子体控制^[11]等方法应用于 S 弯进气道内流动控制的研究也开始出现.其中, Harrison 等^[12]虽对某半埋入式 S 弯进气道实施了吹吸气组合控制研究并发现保持各射流小管的独立性十分必要,但并未详细分析吹吸气位置、角度以及吹吸气量的变化对控制效果的影响.

近年来国内学者也进行了大量研究并取得了不少成果.从流动控制手段来看,大多采用附面层抽吸^[13]、加装旋涡发生器^[14-17]和施加合成射流^[18-20]等方式.研究对象则多为常规有隔道和完全埋入式两种,有关吹气控制半埋入式 S 弯进气道出口畸变的研究相对较少.文献^[21]虽对某 S 弯进气道实施了吹气控制研究,但该进气道为埋入式进气道且吹气位置位于进气道之外的机身表面、吹气角度固定.

鉴于此,本文在分析某半埋入式 S 弯进气道出口气动参数和内部流场结构的基础上,对其实

施吹气控制并详细探讨了吹气位置、吹气量以及吹气角度对控制效果的影响.

1 研究方法

1.1 物理模型

本文所研究 S 弯进气道结构如图 1 所示.进气道出口直径 $D_1 = 280.4 \text{ mm}$,总长 $(a + L) = 3.339 D_1$,进出口截面质心偏距 $\Delta H = 1.0375 D_1$.吹气装置由 8 根方管截面边长 $b = 0.0214 D_1$ 的吹气管路组成,布置位置以相对坐标 x/L 形式给出,并分别用唇口(lip)、喉部(throat)、第 1 弯(1st bend)和分离区(separation)等标示,吹气角度 β (吹气小管中心线与曲线 AB 上吹气点切线的夹

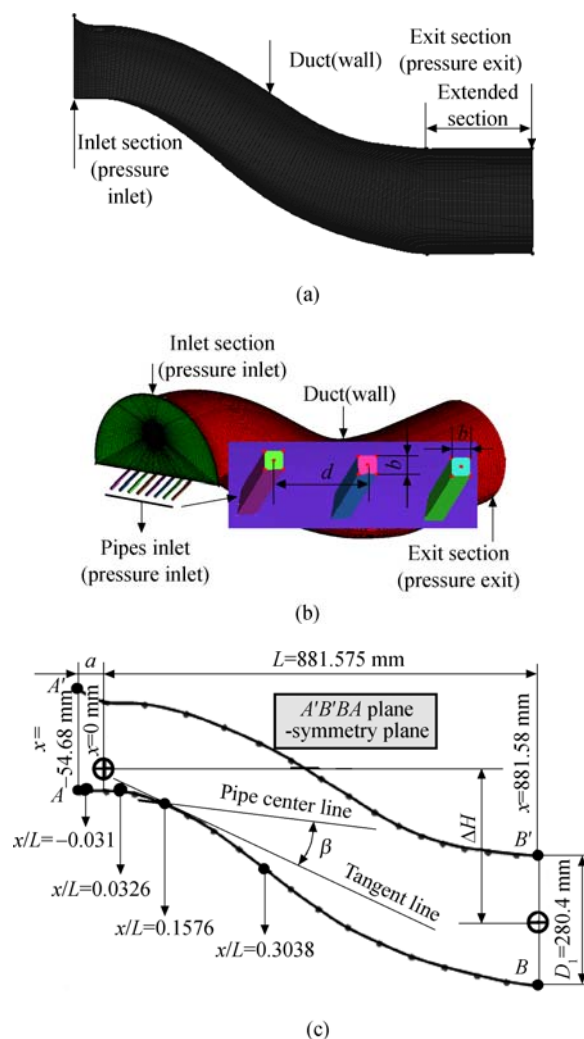


图 1 物理模型、网格及边界条件设置

Fig. 1 Physics model, mesh and boundary conditions setting

角,如图1(c)所示)取 $20^\circ, 30^\circ$ 两种,相邻两管截面质心间距 $d=5b$ 。

计算时全部采用结构化网格,进气道出口端延长约1倍 D_1 ,壁面附近进行局部加密,网格总数约为150万。进气道入口给定总温总压且考虑20%入口截面高度的附面层吸入,出口则给定背压($p_2=90260\text{Pa}$)。吹气管路入口给定总温总压,并通过调整总压实现吹气比 r (吹气量 M_{blow} 与进气道设计流量 M_{design} 之比, $M_{\text{blow}}/M_{\text{design}}$)分别为0.50%, 0.75%, 1.00%, 1.25%, 1.50%, 1.75%, 2.00%, 湍流模型采用 shear stress transport (SST)模型,壁面设置为绝热壁面。

1.2 方法验证

为验证所用数值方法的可靠性,对文献[22-23]中所研究S弯扩压器(图2)进行了数值研究,并将仿真所得结果与文献[22-23]中实验数据进行对比如图3所示,图中 C_p 为静压系数, θ 表征测点周向位置。很明显,仿真所得截面D周向静压分布与实验结果吻合良好。图3(b)所示截面E总压分布与实验结果虽存在一定差异,但平均总压恢复和实验吻合较好,图中 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, p^*

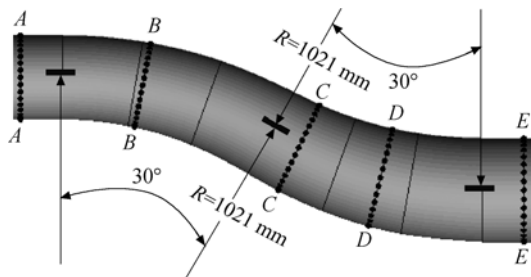
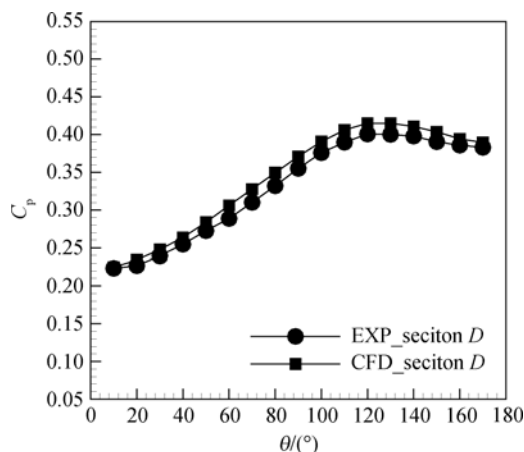
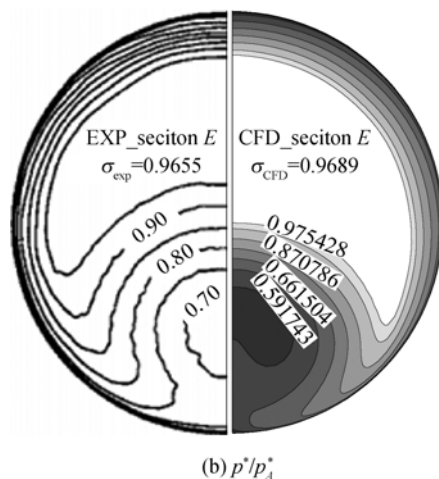


图2 数值方法验证所用S弯扩压器^[22-23]

Fig.2 S-duct diffuser for calculation method verification^[22-23]



(a) 静压系数



(b) p^*/p_A^*

图3 截面D和截面E的CFD结果与实验结果对比

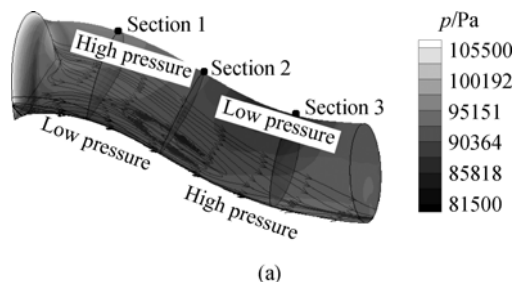
Fig.3 CFD results and experiment result comparison (section D and section E)

表示平均总压, p_A^* 表示A截面平均总压。同时,上述结果与文献[22-23]中仿真所得结果也基本一致。因此,最终认为本文所采用数值计算方法合理。

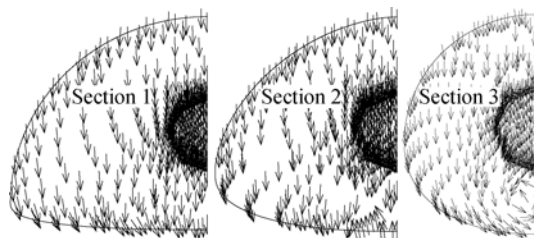
2 结果分析与讨论

2.1 原型结果分析

为合理制定吹气控制方案、便于控制前后结果对比,本文先对不吹气的原型方案进行数值研究并给出结果如图4~图6所示,图中 p 表示静



(a)



(b)

图4 壁面极限流线及静压、沿程截面二次流

Fig.4 Limiting streamlines and static pressure distribution at wall, secondary flow on cross sections in streamline direction

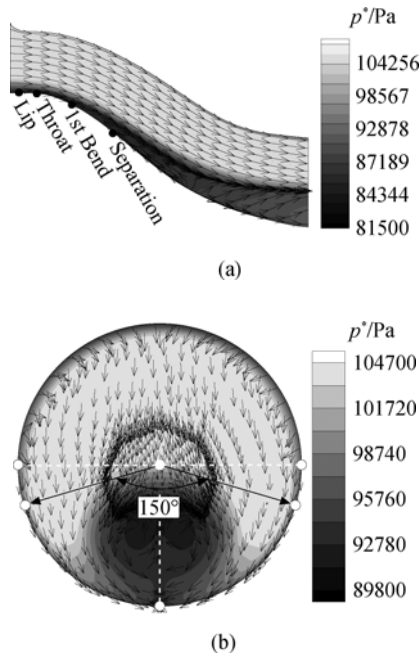


图 5 对称面速度及总压、二次流及出口总压
Fig. 5 Velocity and total pressure distribution
at symmetry plane, secondary flow and
total pressure at exit

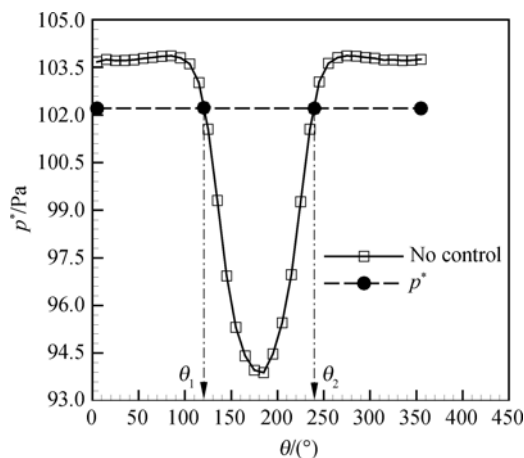


图 6 出口周向总压分布

Fig. 6 Circumferential total pressure distribution at exit

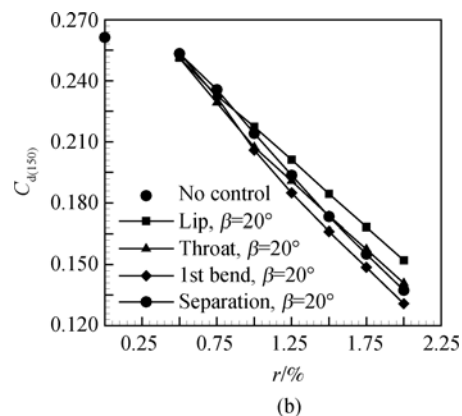
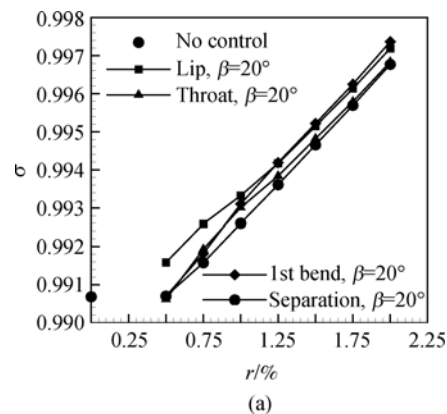
压. 很明显, 在进气道的两个弯道处, 上下壁面的静压分布完全相反. “对涡”雏形在第 1 弯位置附近形成, 并沿着流向逐渐发展, 至出口截面形成较大尺度的“对涡”. 此外, 如图 4 下壁面极限流线所示, 因流动分离进气道下壁面第 1 弯位置附近出现“对涡”型极限流线. 图 5 给出的进气道对称面总压及沿程速度、二次流及出口总压分布表明在大量附面层吸入及沿程逆压梯度、横向压差的综合作用下, 从入口截面开始, 进气道底部出现明显的、沿流向渐厚且向截面中部挤压的低能流体区,

并在第 1 弯附近出现分离, 至出口截面低能流体区域面积约占流道面积的 30%. 同时, 如图 6 所示, 周向上约 120° 扇形区间内的总压小于截面平均总压, 出口周向总压畸变 DC(150) (量符号记为 $C_{d(150)}$) 及旋流畸变 SC(150) (量符号记为 $C_{s(150)}$) 分别达到 0.261 和 0.052. 上述结果表明, 本文所研究半埋入式 S 弯进气道出口畸变较大, 对其施加流动控制以改善其性能十分必要.

2.2 吹气结果分析

图 7 为吹气角度 $\beta=20^\circ$ 吹气时, 不同吹气位置、不同吹气量条件下进气道出口气动参数变化. 显然, 吹气控制后进气道气动性能有较大幅度改善, 且吹气量和吹气位置对控制效果的影响都较为显著. 随着吹气量增加, 出口截面总压恢复系数 σ 逐渐增加, 出口周向总压畸变系数逐渐减小, 且在不同吹气位置都表现出这一趋势. 旋流畸变系数有较大幅度改善, 但随吹气量增加的变化趋势略有不同.

随着吹气量的增加, SC(150) 先急剧下降后逐渐平缓, 甚至最终在第 1 弯位置吹气比为 2% 时出现旋流畸变增加的现象. 鉴于吹气比在 1.25%~1.75% 的大段区间内, 第 1 弯位置吹气



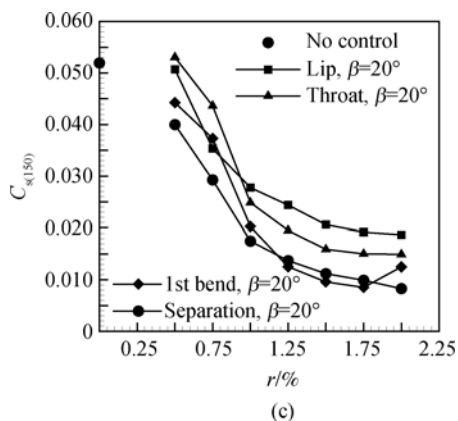


图7 出口总压恢复系数、周向总压畸变系数、旋流畸变系数随吹气位置及吹气量变化

Fig. 7 Variation of total pressure recovery coefficient, circumferential total pressure distortion coefficient and swirl distortion coefficient with blowing location and blowing mass flow at exit

时进气道出口总压恢复系数、周向总压畸变、旋流畸变的改善幅度都大于其他位置吹气对应结果,在此认为第1弯为最佳吹气位置.为进一步分析吹气角度对控制效果的影响,改变第1弯位置吹气角度并给出控制结果如表1所示.可以看出,7种工况下吹气角度为 20° 的吹气控制效果都明显优于 30° 时的效果.同时,表1所示结果进一步证实旋流畸变并不随吹气量的增加而减小, $\beta=30^\circ$ 工况下,当吹气比从1.5%增加至1.75%,2.00%时,旋流畸变分别增加了17.16%和35.48%,但相对于未施加吹气控制的原型方案,仍有大幅改善.

综上可知,第1弯位置、吹气比为1.75%、吹气角度为 20° 的方案为本文所研究方案中最佳方

案,该方案下,进气道出口总压恢复系数相对未施加吹气控制的原型方案提高约0.56%,周向总压畸变和旋流畸变分别下降约43.14%,83.60%.值得注意的是,如果从收益/代价比方面考虑,则需将进气道与其后的压气机(所吹高能气体从进气道后面的压气机引)作为一个整体来考虑,具体工作将在后续研究中展开.

为更加深入地研究吹气控制后进气道内部的流场结构变化,图8给出了第1弯位置、吹气比为2.00%、吹气角为 20° 吹气时,吹气管路中流线、壁面极限流线及静压、沿程截面二次流分布.可以看出,因吹气管与壁面成一定角度且吹出气体均为高速流体,吹气管出口区域附近形成局部低压(如图8(a)所示).同时,吹气控制后,原型进气道下壁面出现的“对涡”型极限流线消失(图8(b)),造成这一现象主要是由于第1弯位置刚好位于分离点之前,按吹气比为2.00%时吹入的高能流体及时地给附面层内低能流体补充了能量,从而避免了气流的分离.吹气控制后,沿流向从“对涡”雏形发展至大尺度旋涡的过程消失(对比图4与图8(c)可知).截面“section 1”底部吹气管出口出现小尺度旋涡,截面“section 2”底部未出现吹气控制之前该截面对应的“对涡”结构.

进一步对比分析不同方案下对称面及其他截面沿程速度和总压分布(图9)可知,分离点之前(唇口、喉部、第1弯)吹气控制后,流动分离位置相比原型后移(对比图9与图5)且吹气量越大,后移幅度越明显,至吹气比为2.00%时分离现象消失.同时可以看出,第1弯位置吹气角度为 30° 吹气时对称面总压及沿程速度分布与吹气角度为 20° 吹气时差异较小(图9(e)和图9(f)),这主要

表1 第1弯位置不同吹气角度时出口气动参数

Table 1 Aerodynamic parameters at exit under different blow angle schemes executed at the 1st bend

$r/\%$	σ ($\beta=20^\circ$)	σ ($\beta=30^\circ$)	$C_{d(150)}$ ($\beta=20^\circ$)	$C_{d(150)}$ ($\beta=30^\circ$)	$C_{s(150)}$ ($\beta=20^\circ$)	$C_{s(150)}$ ($\beta=30^\circ$)
0.50	0.990697	0.990549	0.253551	0.255577	0.044257	0.047642
0.75	0.991818	0.991620	0.231937	0.235377	0.037309	0.040523
1.00	0.993105	0.992863	0.205955	0.210835	0.020269	0.026307
1.25	0.994190	0.993857	0.184858	0.190971	0.012520	0.014385
1.50	0.995215	0.994723	0.166092	0.173470	0.009588	0.011328
1.75	0.996247	0.995589	0.148610	0.158512	0.008523	0.013272
2.00	0.997365	0.996525	0.130774	0.143467	0.012501	0.015347
无吹气控制	$\sigma=0.990682$		$C_{d(150)}=0.261375$		$C_{s(150)}=0.051963$	

是由于本文所采用的两种吹气角度都比较小,吹出的气流都位于附面层内(图 9(i)),与主流掺混而造成的损失较少.而 separation 位置即分离区内吹气控制时,对称面上第 1 弯位置附近出现分离,流至吹气点之后,分离流体又重新附着,且这一现象在 separation 位置进行的所有吹气方案中都存在(图 9(g)及图 9(h)).此外,对比图 9(h)及图 9(j)可知 separation 位置吹气比为 2.00%、吹气角度为 20° 吹气时,第 1 弯附近的气流分离只在对称面附近发生,而在距对称面稍远的第 3、第 5 截面上都没有出现.

图 10 给出了不同吹气控制方案下出口截面总压及二次流分布,很明显,相对于未吹气的原型方案,吹气控制后出口截面底部低能流体区的面积随吹气量的增加逐渐减小.同时,因唇口和喉部位置相距较近,且都距气流分离位置相对较远,这两个位置吹气控制后,出口总压及流线分布类似,“对涡”结构始终存在,与原型方案比较接近,如图 10(a)~图 10(d)所示.而第 1 弯位置吹气时,及时给附面层内低能流体补充了能量,改变了原型第 1 弯位置“对涡”锥形的形成环境,从而致使进气道出口仅在小吹气量时出现“对涡”结构.当吹气比等于或大于 1.25% 以后,“对涡”结构消失,总压分布与原型差别较大,如图 10(f)与图 10(h)

所示.吹气角度方面,对比图 10(f)与图 10(g)、图 10(h)和图 10(i)可以发现,本文所进行的吹气角度改变,对进气道出口总压及流线分布有一定影响,但影响程度有限.吹气角度为 30° 吹气时,出口截面底部低能流体区相对吹气角度为 20° 吹气时增多(图 10(g)),且在大吹气量时形成了“对涡”锥形(图 10(i)).分离区内即 separation 位置吹气时,由于气流流至此位置之前已发生分离,因此吹气控制效果相对于第 1 弯时略差,当吹气比达到 1.25% 时,出口截面仍出现尺度较大的“对涡”结构(图 10(j)).但当吹气比增加至 2.00% 时,其出口二次流相对于第 1 弯吹气比为 2.00% 时要弱(见图 10(h)与图 10(l)),这一点从前文图 7(c)亦可得到证实.

图 11 为不同吹气方案下出口总压周向分布,该分布进一步证实了唇口及喉部两个位置采用相同吹气比和吹气角度吹气控制时,总压周向分布虽有差异,但总体趋势基本一致(图 11(a)).第 1 弯位置吹气角度为 20° 吹气时出口周向总压不均匀程度明显小于吹气角度为 30° 时对应结果(图 11(b)),吹气角度并非越大越好,相反应满足吹气角度较小,进而保证吹出的气流始终位于附面层内,避免与主流掺混造成损失.此外,图 11(c)表明随着吹气量增加,出口截面平均总压逐渐增加,

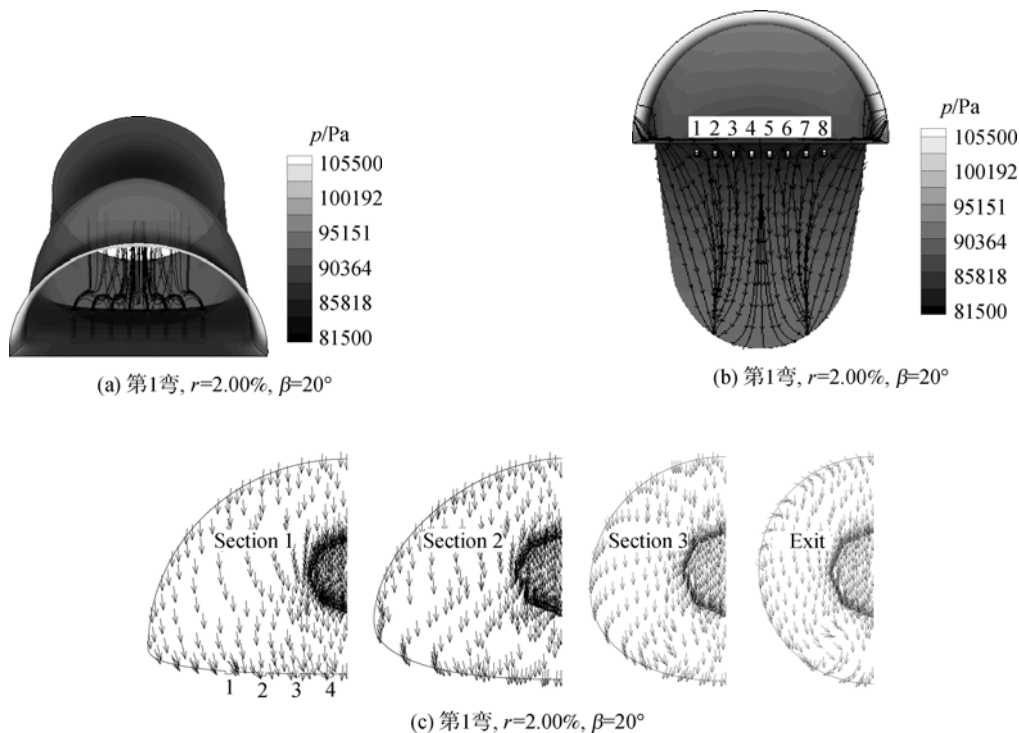


图 8 吹气管路中流线、壁面极限流线及静压、沿程截面二次流分布

Fig. 8 Streamline from blowing pipe, static pressure and limiting streamline at wall, secondary flow on cross sections in streamline direction

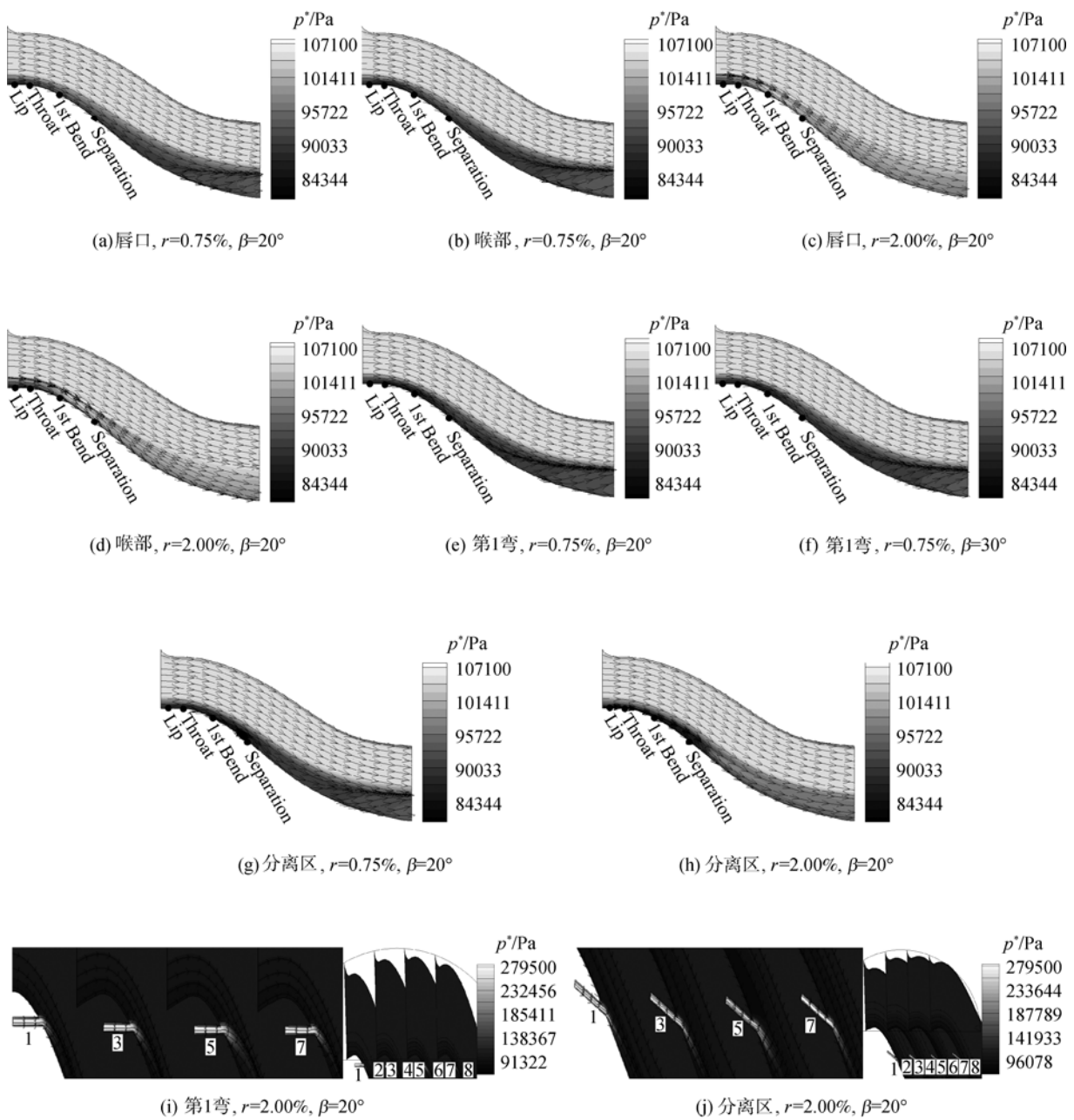
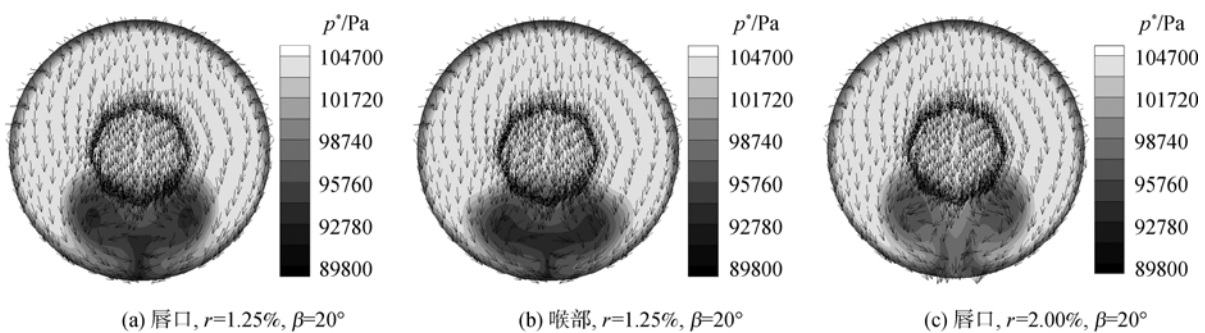


图9 不同吹气控制方案下对称面总压及沿程速度分布

Fig. 9 Total pressure and velocity distribution at symmetry plane under different blowing control schemes



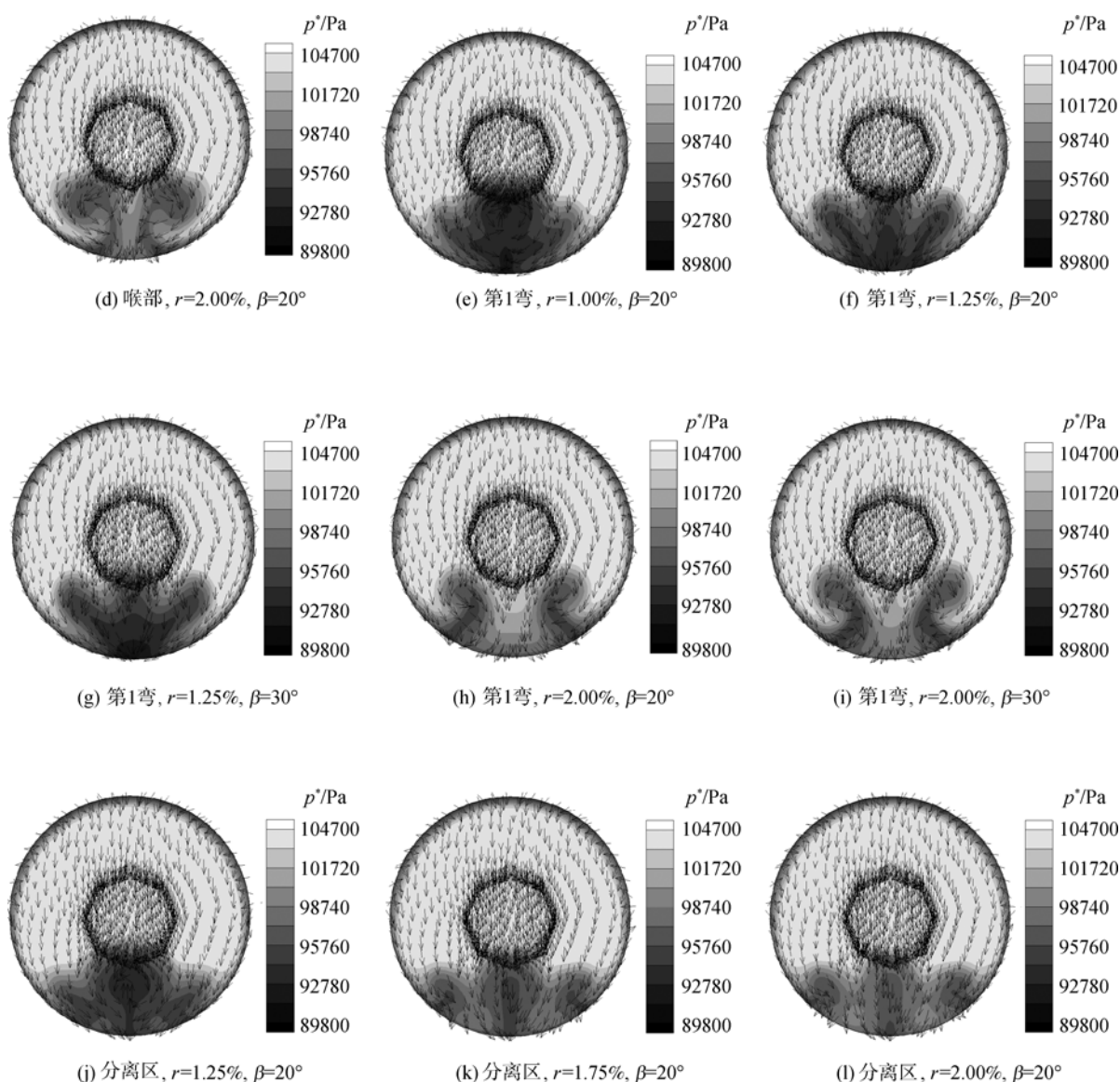
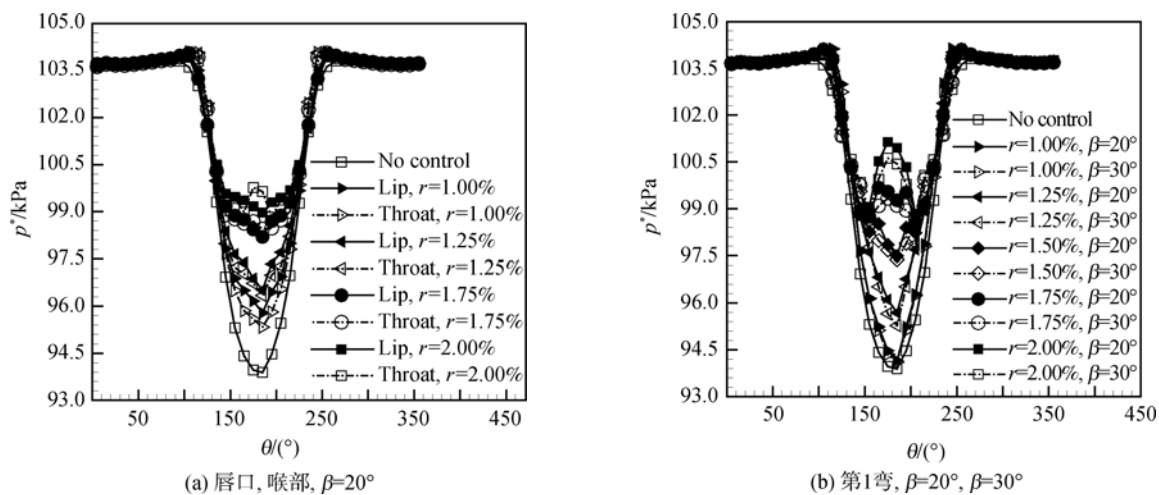


图 10 不同吹气控制方案下出口总压及二次流分布

Fig. 10 Total pressure and secondary flow distribution at exit under different blowing control schemes



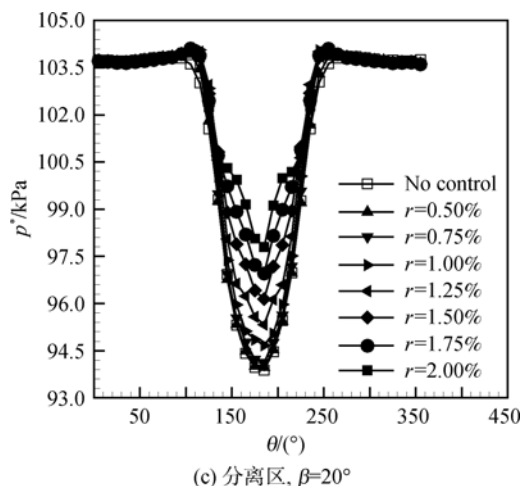


图 11 不同吹气控制方案下出口总压周向分布

Fig. 11 Circumferential distribution of total pressure at exit under different blowing control schemes

周向总压不均匀程度逐渐减小。

3 结 论

本文采用数值模拟的方式对某半埋入式 S 弯进气道进行了吹气流动控制研究,结果表明:

1) 吹气位置变化显著影响吹气控制效果,最佳吹气位置位于气流发生分离位置稍前的第 1 弯附近,该位置吹气比为 1.75%、吹气角度为 20°吹气为本文所研究方案中最佳方案,该方案下总压恢复系数相对原型提高约 0.56%,出口周向总压畸变和旋流畸变分别下降约 43.14%,83.60%。

2) 吹气量变化对总压恢复、周向总压畸变以及旋流畸变三者的影响不同,吹气量越大进气道总压恢复及出口周向总压畸变改善越明显,而旋流畸变随吹气量的增加先快速下降,随后变缓,甚至在第 1 弯吹气比为 2.00%、吹气角度为 20°吹气时出现增加的趋势。

3) 吹气角度并非越大越好,需尽量满足吹气角度较小,保证吹出的气流始终位于附面层内,避免与主流掺混而造成损失。

4) 原型气流分离点之前(唇口、喉部、第 1 弯)吹气时,分离起始位置后移且吹气量越大,后移幅度越大,直至最终分离现象消失,分离区域内吹气时,在分离点与吹气点之间会出现小范围气流分离,吹气点之后分离气体又重新附着。

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] Kunik W G. Application of a computational model for vortex generators in subsonic internal flows[R]. AIAA 86-1458, 1986.
- [3] 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.
- [4] Reichert B A, Wendt B J. Improving curved subsonic diffuser performance with vortex generators[J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 65-72.
- [5] 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.
- [6] Allan B G, Owens L R, Lin J C. Optimal design of passive flow control for a boundary-layer-ingesting offset inlet using design-of-experiments[R]. AIAA-2006-1049, 2006.
- [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] 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.
- [10] Amitay M, Pitt D, Glezer A. Separation control in duct flows[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(4): 616-620.
- [11] 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.
- [12] Harrison N A, Anderson J, Fleming J L, et al. Computational analysis of active flow control of a boundary layer ingesting serpentine inlet diffuser[R]. AIAA-2006-874, 2006.
- [13] 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)
- [14] 李大伟,马东立.背负式 S 形进气道流场控制技术[J].北京航空航天大学学报,2008,34(12):1456-1459.
LI Dawei, MA Dongli. Improving dorsal S-shaped inlet performance by vortex flow control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1456-1459. (in Chinese)
- [15] 万斌,刘振侠,张丽芬. S 弯扩压管主动流动控制研究[J].科学技术与工程,2009,9(7):1807-1811.

- WAN Bin, LIU Zhenxia, ZHANG Lifan. Numerical simulation of flow field for short S-shaped inlet[J]. Science Technology and Engineering, 2009, 9(7): 1807-1811. (in Chinese)
- [16] 卢志毅. 流体激励器特性研究及在流动控制中的应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- LU Zhiyi. The characteristic research of the fluid actuator and its application in flow control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [17] 赵振山, 董军, 郭承鹏. 基于数值涡流发生器双 S 型进气道被动流动控制装置参数优化[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(1): 22-26.
- ZHAO Zhenshan, DONG Jun, GUO Chengpeng. Parameters optimization of passive flow control device for a dual S inlet by numerical vortex generator model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(1): 22-26. (in Chinese)
- [18] 陈占军, 王晋军. 合成射流改善 S 形进气道流场特性的研究[J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(9): 1054-1060.
- CHEN Zhanjun, WANG Jinjun. Numerical investigation on synthetic jet flow control inside an S-inlet duct[J]. Scientia Sinica Technologica, 2012, 42(9): 1054-1060. (in Chinese)
- [19] 李斌斌. 合成射流及在主动流动控制中的应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- LI Binbin. Synthetic jet and its application in active flow control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [20] 李斌斌, 程克明, 顾蕴松. 斜出口合成射流激励器 S 进气道分离流动控制[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 34-37.
- LI Binbin, CHENG Keming, GU Yunsong. Separation flow control of beveled synthetic jet actuator in S-shaped inlet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 34-37. (in Chinese)
- [21] 程代妹, 孙妹, 温玉芬, 等. 基于弹体表面吹气的埋入式进气道性能改善[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1131-1138.
- CHENG Daishu, SUN Shu, WEN Yufen, et al. Submerged inlet performance improvement with blowing on fuselage[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1131-1138. (in Chinese)
- [22] 张丽芬, 刘振侠, 吕亚国. S 弯扩压器中四种湍流模型的比较[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1888-1891.
- ZHANG Lifan, LIU Zhenxia, LÜ Yaguo. Comparison of four turbulence models in diffusing S-duct[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1888-1891. (in Chinese)
- [23] 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.

(编辑: 王碧珺)