

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.04.050

“Λ”型凸台对低隔道亚声速 S 弯进气道的流场控制研究

唐小松, 金志光

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要:针对某无人机进气系统低隔道亚声速 S 弯进气道出口流场畸变较大的问题,研究一种利用隔道内置“Λ”型凸台生成反向涡抑制出口畸变的流场控制手段。通过数值仿真分析“Λ”型凸台结构对抑制流场畸变的作用机制,给出不同来流条件下凸台结构参数对进气道出口总压恢复系数和流场畸变的影响规律。研究表明:畸变控制效果与凸台几何尺寸密切相关,合理设计的凸台对出口畸变抑制效果明显。

关键词:无人机;亚声速进气道;S 弯进气道;流场畸变;流场控制;数值仿真

中图分类号:V228.7 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)04-0259-05

Research on Flow Field Control of “Λ” Type Step on Low Diverter Subsonic S-duct Inlet

TANG Xiaosong, JIN Zhiguang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aimed at the large distortion of the flow field at the outlet of low diverter subsonic S-shaped inlet, a new control method for reducing outlet distortion by reverse vortices generated by “Λ” type step is studied. The mechanism of the suppression of flow field distortion by “Λ” type step is analyzed by numerical simulation, and the influence law of step structure parameters on the total pressure recovery and flow field distortion of the inlet outlet under different flow conditions is given. The research shows that the effect of suppressing distortion is closely related to the geometric size of the step, and the reasonably designed step has obvious improvement effect on the outlet distortion.

Keywords: unmanned aerial vehicle; subsonic inlet; S-duct inlet; flow field distortion; flow field control; numerical simulation

0 引言

S 弯进气道具有紧凑的结构和良好的隐身特性,被广泛应用于无人机进气系统。因有着特殊的双弯式中心线和渐扩式变截面结构,使其内部存在着复杂的三维有旋流动,这通常会引起进气道出口畸变的增加和总压的下降并给进发匹配带来困难。国内外众多学者针对 S 弯进气道进行了研究,ANABTAWI 等^[1]通过试验研究了进气道偏距与内部流动特性的关系,发现偏距明显影响进气道内的压力梯度进而影响出口性能。BERRIER 等^[2]研究了进气道入口形状对其性能的影响,结果表明,对于进口为半椭圆的进气道在相同进出口条件下,长轴越长其出口总压恢复越低且畸变越大。王云飞等^[3]研究了 S 弯进气道偏距和长度对气动特性的影响。宁乐等^[4]基于无隔道式 S 弯进气道仿真对比了有、无附面层吸入时进气道内部的流动结构,并分析了附面层对进气道流动特性的影响。

在空间受限的机体内设计出性能优越的进气

道,除了进气道本身的型面设计以外还需借助流动控制技术来优化进气道流场结构。为了排除附面层,可采用在进口设置隔道的方式,但只有在隔道高度足够高时才能完全奏效。对于无隔道式 S 弯进气道,通常也会采用更为复杂的流动控制措施以减小附面层流入对进气道性能带来的不利影响,如在进气道内部安装涡流发生器^[5-6]、开孔抽吸或吹除^[7-8]以及在进气道进口前设置鼓包^[9-10]等。这些措施在一定程度上都能对进气道性能带来增益,但同时也可能引起进气道阻力增加或隐身效果变差等缺点。

本文针对某无人机低隔道 S 弯进气道,为解决因吞入机身附面层导致的出口畸变增大问题研究了一种利用“Λ”型凸台反向涡抑制流场畸变的流场控制方法。

1 研究方法

1.1 S 弯进气道设计

图 1 所示为该 S 弯进气道采用“前急后缓”的

中心线变化规律和“缓急相当”的沿程截面面积变化规律^[11]。进口为超椭圆,受空间尺寸限制,设计得较为扁平,出口为圆形。唇口外侧采用NACA-1系列翼型经缩放而成,唇口内侧为1/4圆弧。进气道关键设计参数如表1所示。



图1 S弯进气道外形

表1 S弯进气道关键设计参数

设计参数	无量纲尺寸
出口直径	D
总长度	$3.175D$
偏心距	$1.35D$
隔道高度	$0.19D$
进口宽高比	6
扩张比	1.134

进气道设计状态为: $Ma_\infty = 0.8$, $p_\infty = 26\,454\text{ Pa}$, $\alpha = 2^\circ$, $T_\infty = 223.1\text{ K}$,出口折合流量为 2.05 kg/s 。在上述状态下,该进气道性能优异。

1.2 进气道/机身一体化设计

按总体要求,此进气道采用腹部进气,受机体外部尺寸及内部空间限制其隔道较低,远不足以排除机身附面层。在设计状态下,机身附面层的吞入使进气道出口 D_{c60} 高达 0.384,无法满足工程使用要求。本文设计了一种进气道/机身一体化的“Λ”型凸台装置,用于降低进气道出口畸变,如图2所示。凸台呈“Λ”型,尖角从进气道进口下方伸出,其上表面与唇罩相连,下表面与机身相连,根部与机体平滑过渡。

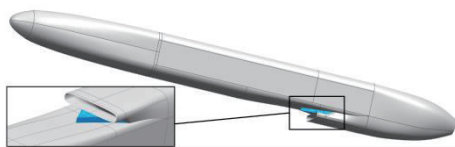


图2 进气道/机身一体化设计

该“Λ”型凸台在进气道入口前将机身产生的厚附面层分流后向两侧排移,低能流通过下方隔道和机身侧边流走,同时气流能够在凸台两侧壁面和顶部三角形壁面之间的后掠边缘处产生漩涡效应,此漩涡恰好与S弯进气道内部因截面形状

变化产生的“对涡”方向相反,从而在一定程度上抑制S弯扩张段内的二次流动并减小出口气流畸变。

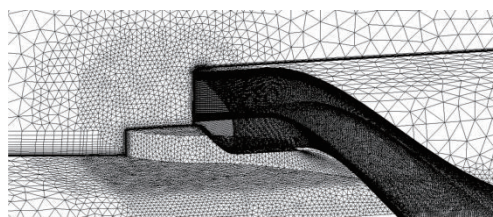
1.3 数值仿真方法

数值仿真通过商用流体计算软件 Fluent 完成,用内外流场耦合计算以获得更加准确的流场数据,采用三维可压缩雷诺平均 N-S 方程和 $k-\omega$ SST 湍流模型。将机身周围足够大范围内的空间作为流场计算域,由于机身和进气道都为对称设计,此处采用半模进行计算。当各方程残差均下降 4 个数量级以上,且进气道进出口流量稳定时,认为计算达到收敛。

综合考虑计算域型面的复杂性和计算结果的准确性,带机身计算时采用结构/非结构混合网格进行计算。除进气道进口附近复杂型面处采用非结构网格外,其余计算域均采用结构网格划分,总网格量约为 600 万。不带机身计算时全部为结构网格,网格量约为 200 万。在进气道唇口等流场变化剧烈的区域和凸台附近型面较为复杂的区域将网格进行适当加密,计算域网格划分如图3所示。



(a) 对称面整体网格划分



(b) 进气道进口附近网格划分

图3 计算域网格划分

2 结果与讨论

2.1 “Λ”型凸台对流场畸变的控制作用分析

分别对单独的S弯进气道、带有机身无凸台的S弯进气道以及带有机身和凸台的进气道进行数值仿真。表2所示为3种情形下进气道出口性能,其中凸台长 60 mm,起始角度为 30° ,侧边为直线型。可见带机身后有、无凸台进气道出口总压恢复系数均有所下降,带凸台时出口的总压恢复较无凸台下降低 0.4%,同时周向畸变指数 D_{c60} 降低 47.1%,综合畸变指数 w 降低 47.3%。这说明增加凸台后可以通过较小的性能损失换得较大的畸变改善,“Λ”型凸台对进气道出口畸变抑制效果明显。

表2 进气道出口性能对比

工况	σ_{in}	σ_{ex}	D_{c60}	$w/\%$
无机身无凸台	1.000	0.987	0.166	2.08
有机身无凸台	0.994	0.977	0.384	4.91
有机身有凸台	0.990	0.973	0.203	2.59

图4为不带机身计算时进气道内部流场,可见进气道的总压损失主要发生在上下壁面,气流畸变主要在下壁面发展。进气道的第一个弯偏转较急,使得气流在下壁面附近发生较大分离,在过渡段内进气道型面由超椭圆转为圆,宽度收缩导致气流流动受限,在向出口流动的同时还向对称面流动并由此产生横向二次流动,二次流与原本靠近中心位置处的流线相互缠绕使畸变增加。在壁面几何形状和气流压力梯度的综合作用下,下壁面附近气流向内卷起生成“对涡”,由此带来的掺混损失加快了总压的下降。上壁面的气流分离主要发生在第二个弯处,但由于此弯偏转较缓使气流分离较小,且分离后继续流动的距离较短,因此气流在上壁面出口处未发展成较大的涡。总体来看此S弯进气道出口总压恢复较高,畸变较小。

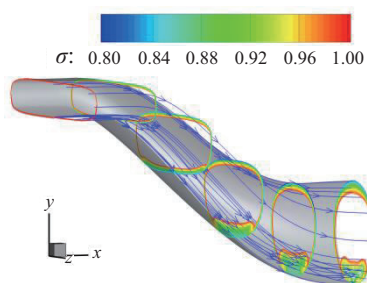


图4 不带机身时进气道内部流场

图5为带机身无凸台时进气道进口附近流场,图中对称面位置为气流总压恢复系数云图,机身和其他壁面处为静压云图。可见因隔道较低,机身附面层未能完全排除,由唇口将机身附面层分为两股,一股流入进气道,另一股流经隔道从机身外侧离开,注意到后者与隔道壁面相撞后静压升高,气流在隔道内无法顺畅排走并逐渐聚集,流动方向发生偏转并在此处形成了涡,此涡将上层附面层抬起,使得进入进气道内部的低能流增多。图6为带机身时进气道内部流场分布,进口处低能流高度占比最高可达进气道进口高度的1/3,由于入口低能流占据较大比例,使得进气道内气流抗分离能力急剧减弱及横向二次流动增强,在同样壁面形状下形成的对涡尺度更大,掺混损失也更大,由此带来了出口总压的下降和畸变的增加。

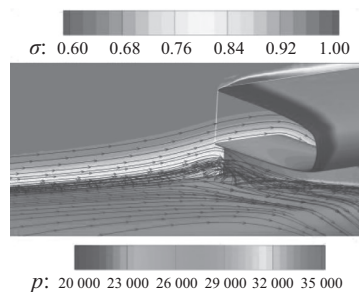


图5 进气道进口附近流场分布

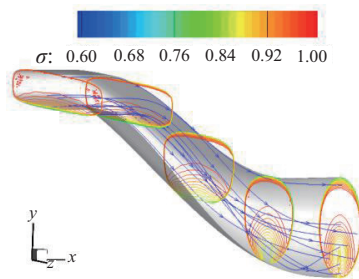


图6 带机身无凸台时进气道内部流场

在隔道高度不变的条件下增设“Λ”型凸台以改善进气道出口畸变,图7为此时进气道进口附近流场。凸台将来自机身的附面层分为两层,下层附面层动能较小无法抵抗沿流向逆压梯度,直接沿横向从隔道排向机身外侧,上层动能较大的附面层能够抵抗沿流向逆压梯度,越过凸台上表面流入进气道内部。此外,添加凸台后气流提前与凸台壁面相撞,气流流动的横向偏转角更小,底层附面层向机身外侧流动得更顺畅。因此没有产生能将上层附面层抬起的涡,减少了进入进气道的低能流。

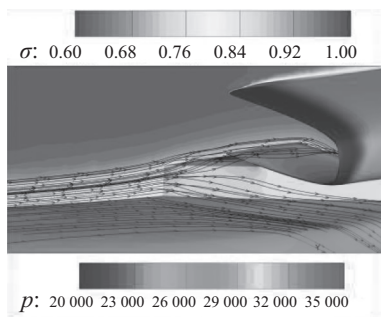


图7 隔道内置凸台后进气道进口处流场

在添加凸台后进气道内部流场也发生了较大变化,如图8所示。流入进气道的附面层在进入进口前先经过凸台作用获得向内和向上的速度分量,具有了发展成涡的趋势,之后在进气道内逐渐发展成一对由两侧向中心卷起的涡,如图9所示。其方向正好与进气道内部因截面形状变化生成的

对涡方向相反,从而一定程度上抑制后者的发展,降低出口畸变,但同时也因为掺混带来了一定的总压损失。

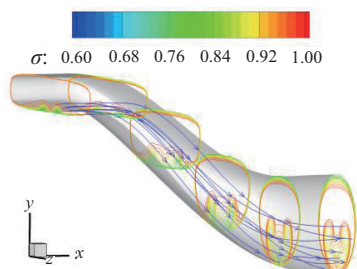


图8 隔道内置凸台后进气道内部流场

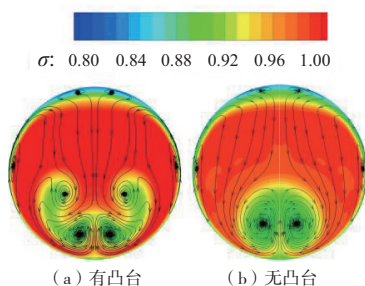


图9 有、无凸台时进气道出口流场比较

2.2 “Λ”型凸台外形对不同攻角下流场畸变控制效果研究

在研究“Λ”型凸台的几何外形对进气道出口总压恢复和出口畸变的影响规律时,考虑到机身需带攻角飞行,仿真过程中来流攻角设置为 -2° 、 2° 、 -10° 和 10° ,其他条件与设计状态相同。

1) 凸台侧边形状对出口性能的影响

图10(a)所示为“Λ”型凸台的外形参数,包括伸出长度 L_1 、根部宽度 L_2 和侧边起始角度 θ 。首先对凸台侧边形状进行研究,在固定 $L_1 = 90 \text{ mm}$ 和 $L_2 = 52 \text{ mm}$ 的情况下通过改变 θ 可以得到一组不同变化规律的圆弧线段,如图10(b)所示编号a-e对应的 θ 值依次为 10° 、 20° 、 30° 、 40° 和 50° 。

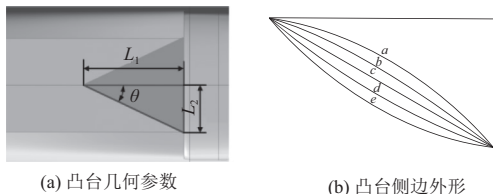


图10 凸台外形

仿真结果如图11和图12所示,可见在攻角为 $\pm 2^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$ 时出口 D_{C60} 和综合畸变指数都在 $\theta = 30^\circ$ 时最小,此时对应的侧边型线为直线。 θ 取较小值时进入进气道的有旋流漩涡强度太小,所

起的畸变改善效果也很弱; θ 取较大值时气流沿流向的逆压梯度更大,附面层沿横向向机身外侧排移较多,能越过凸台进入进气道的有旋流极少,所引起的畸变抑制效果也极弱。在 -10° 攻角下表现出与其他攻角相反的规律,其原因为在大负攻角下气流扫过机身在背风侧卷起一对较大的涡,其方向由机身两侧向对称面卷起,正好与凸台产生的涡方向相同。在机身与凸台产生的涡共同作用下使原本进气道内部的涡消散,但由于前者强度过大,其使后者消散后自身仍有余留并带来了出口畸变。因此在 -10° 攻角下 θ 取小角度时,出口畸变更小, θ 增大后凸台产生的涡强度更大,出口畸变增大, θ 大于 30° 后因进入进气道的有旋流过少凸台不起明显作用。图12反映了出口总压恢复系数和凸台侧边型线起始角度的关系,可见出口总压变化幅度极小。总的来看通过牺牲极少的总压恢复来改善出口畸变的效果是显著的。

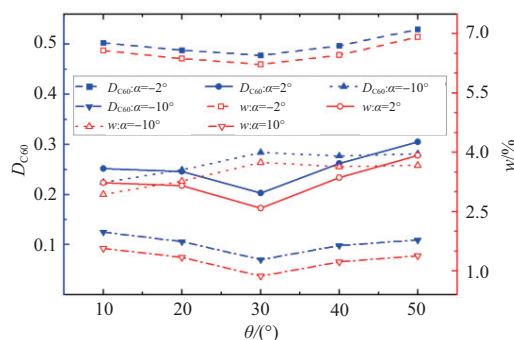


图11 凸台侧边起始角度对出口畸变的影响

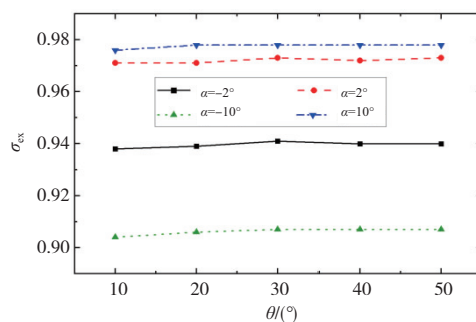


图12 凸台侧边起始角度对出口总压恢复的影响

2) 凸台伸出长度对出口性能的影响

保持凸台侧边为直线型和起始角度 $\theta = 30^\circ$ 不变,研究伸出长度 L_1 对出口性能的影响。图13为出口 D_{C60} 和综合畸变指数随 L_1 的变化规律,可见在攻角为 $\pm 2^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$ 下,随着 L_1 取值的增加出口畸变均先下降再减小。 θ 和侧边形状不变时随着 L_1 的增加其根部宽度 L_2 随之增加。此时越过凸台

进入进气道内部的有旋流流量增多,发展成的涡强度增加,对出口畸变的改善效果增强。不同攻角下 L_1 最佳取值不同, -2° 攻角下为90 mm,而 2° 攻角下为60 mm,原因在于 -2° 攻角下弹身附面层更厚, L_1 增长使附面层下层部分向侧边排移得更早,同时由于 L_2 的增加使进入进气道的有旋流增多。综合作用下, -2° 攻角较 2° 攻角 L_1 取值更长时对出口畸变的抑制效果更好。在 -10° 攻角下 L_1 长度为0 mm即不加凸台时效果最好,原因为较大负攻角下气流扫过机身产生的涡进入进气道后也对进气道出口畸变有改善作用,添加凸台后反而带入了多余的反向涡,对出口畸变改善造成负面效应。各攻角下在 L_1 取值小于或大于最佳取值时,出口畸变均有所增加。这表明存在一个最佳长度 L_1 ,使“Λ”型凸台对进气道出口畸变的改善效果最好,并且不同攻角下这个值是变化的。图14为“Λ”型凸台长度对进气道出口气流总压恢复的影响,总体上总压恢复变化较小。

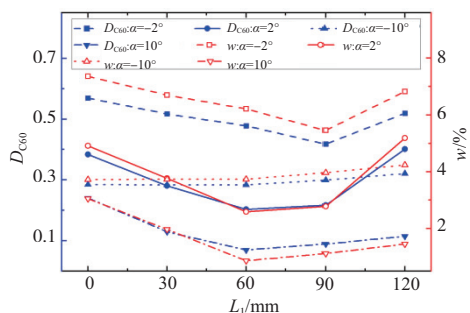


图13 凸台伸出长度对出口畸变的影响

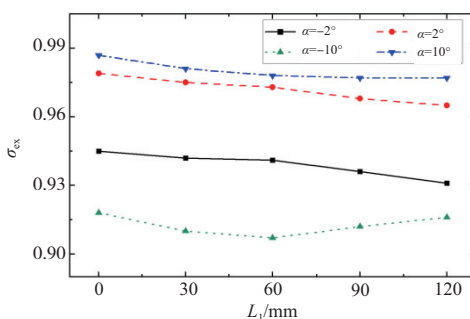


图14 凸台伸出长度对出口总压恢复的影响

3 结语

本文通过数值仿真对低隔道内置“Λ”型凸台的附面层排移装置进行了研究,得到以下结论:

1) 在低隔道的基础上增设“Λ”型凸台后可使机身附面层提前转向,附面层底层更容易从机身两侧排除,从而在隔道高度受限的条件下减少了

进入进气道的低能流;

2) “Λ”型凸台可产生有旋流进入进气道并发展成对涡,其方向与进气道因截面形状变化生成的对涡方向相反,从而对进气道出口畸变进行改善,但出口总压恢复略有下降;

3) “Λ”型凸台的几何尺寸对出口畸变的抑制效果有较大影响,存在最佳起始角度和最佳伸出长度,使流场改善效果最好;

4) 不同攻角下“Λ”型凸台对出口畸变的控制效果不同,在正攻角和较小负攻角下畸变控制效果明显,在较大负攻角下,有、无凸台时出口畸变差别不大。

参考文献:

- [1] ANABTAWI A, BLACKWELDER R, LISSAMAN P, et al. An experimental study of vortex generators in boundary layer ingesting diffusers with a centerline offset[C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Los Angeles, CA. Reston, Virginia: AIAA, 1999: 2110.
- [2] BERRIER B, ALLAN B. Experimental and computational evaluation of flush-mounted, S-duct inlets[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2004: 764.
- [3] 王云飞,沈天荣,宁啸天,等. 几何参数对S弯进气道气动特性的影响研究[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(4): 128-132.
- [4] 宁乐,谭慧俊,孙姝. 无边层吸入对S弯进气道流动特性的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 266-274.
- [5] KÜÇÜK U C, BARAN Ö U, UZOL O. Passive flow control in boundary layer ingesting semi submerged inlet[C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 3803.
- [6] 陈建华. 边界层吸入式进气道主动流动控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- [7] 刘雷,陈浮,宋彦萍,等. 半埋入式S弯进气道主动流动控制研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1168-1173.
- [8] HUANG G P, SAHEBY E B, AKHLAGHI M, et al. Effects of ridge configuration on the performance of integrated inlets[C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 4608.
- [9] SUN S, TAN H J. Flow characteristics of an ultracompact serpentine inlet with an internal bump[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 31(2): 1193-1201.
- [10] 钟易成,余少志,吴晴. 凸包(Bump)进气道/DSI模型设计及气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 740-745.
- [11] LEE C, BOEDICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[C]//Aircraft Design Systems and Operations Meeting. Colorado Springs, CO. Reston, Virginia: AIAA, 1985: 3073.

收稿日期: 2022-11-02