

亚声速S弯进气道研究的新进展*

黄河峡^{1,2}, 孙 姝³, 于 航¹, 谭慧俊¹, 林正康¹, 李子杰¹, 汪 昆¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏南京 210016;

2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;

3. 南京航空航天大学 民航/飞行学院, 江苏南京 210016)

摘要: 当前推进系统与飞行器正朝着高度融合的方向发展, 超紧凑蛇形进气道和边界层吸入式进气道则是实现两者融合的关键之一。本文综述了近十余年来国内外关于这两类亚声速S弯进气道的最新研究进展。受显著横向压力梯度、流向逆压梯度的作用, 两类进气道内部均存在明显的流动分离, 并诱发了大尺度的流向对涡和显著的出口总压畸变。为此, 研究者发展了被动式、主动式、混合式等多种流动控制方法, 可在不显著增加总压损失的前提下, 大幅降低设计工况时出口周向总压畸变。并且, 已经建立可适应任意异形进口的S弯进气道气动型面通用设计方法。最后, 已有的CFD方法可以较为准确地预测AIP截面平均总压恢复系数, 但畸变指数偏差较大。

关键词: 进气道; 边界层; 流动分离; 旋涡; 流动控制; 综述

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 12-2641-18

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200493

Recent Progress in Subsonic S-Shaped Inlets

HUANG He-xia^{1,2}, SUN Shu³, YU Hang¹, TAN Hui-jun¹, LIN Zheng-kang¹, LI Zi-jie¹, WANG Kun¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Currently the propulsion system and aircraft tend to be highly integrated, the ultra-compact serpentine inlet and boundary layer ingesting inlet are the keys to realize the fusion. This article reviews the latest research progress of the two types of subsonic S-shaped inlets in related fields at home and abroad in recent ten years. Remarkable flow separation, induced by the transverse and streamwise adverse pressure gradients, are generated within the two types of inlets, forming pairs of large scale vortices and apparent total pressure distortion at outlet. Therefore, researchers have developed a variety of passive, active and hybrid flow control methods, which can lower the distortion index of circumferential total pressure without significant increasing of the total pressure loss in the design condition. Moreover, a general design method for the aerodynamic profile of the S-shaped inlets has been established, which can be adopt to any special entrance shape. Finally, the current CFD methods can accurately predict the time-averaged total pressure recovery coefficient at AIP (Aerodynamic Inter-

* 收稿日期: 2020-07-06; 修订日期: 2020-10-12。

基金项目: 国家自然科学基金 (51906104; 11772156; 11532007); 江苏省自然科学基金 (BK20190385); 航空动力基金 (6141B09050387); 江苏省“333”工程资助项目 (BRA2018031)。

作者简介: 黄河峡, 博士, 讲师, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: huanghexia@nuaa.edu.cn

通讯作者: 谭慧俊, 博士, 教授, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: tanhuijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 黄河峡, 孙 姝, 于 航, 等. 亚声速S弯进气道研究的新进展[J]. 推进技术, 2020, 41(12):2641-2658. (HUANG He-xia, SUN Shu, YU Hang, et al. Recent Progress in Subsonic S-Shaped Inlets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12):2641-2658.)

face Plane), but the predicted distortion index deviation is large.

Key words: Inlet; Boundary layer; Flow separation; Vortices; Flow control; Review

1 引言

作为吸气式推进系统的“呼吸道”,进气道肩负着对气流进行捕获、压缩、整流等重任,其设计特征和工作特性对发动机的工作效率和工作包线有着显著影响^[1]。例如,涡扇发动机进气道每1%的总压损失会导致发动机1.2%~1.5%的推力下降,而且进气道的出口旋流也会引起发动机裕度显著衰减、效率严重降低。同时,进气道还是飞行器的雷达波强散射源,也是推进系统与飞行器进行气动、隐身、结构关联的桥梁。为此,先进进气道需要在不断挖掘气动潜能的同时,关注其电磁隐身、结构长度和重量、外部阻力等因素^[2],这一点在现代隐身战机、无人作战飞机、巡航导弹等亚声速飞行器上表现得尤为突出。为了满足上述需求,具备大偏距的S弯进气道应运而生,并已在“全球鹰”、“捕食者C”等无人机,以及“战斧”等巡航导弹上得到了广泛应用。由于S弯进气道为双弯变截面扩压流道,其内部存在复杂的三维旋流结构和沿程畸变演化规律(图1),吸引了来自世界众多著名研究机构的研究兴趣,包括帝国理工学院、佐治亚理工学院以及南京航空航天大学等。研究者们系统揭示了S弯进气道中第一弯处和第二弯处的旋流成因及其对出口旋流特征的影响机制,给出了S弯进气道出口稳态和动态畸变特性,并提出采用旋流畸变指标 $SC60$ ^[3]($SC60 = \bar{u}_{60max} / Q$,其中 \bar{u}_{60max} 为 60° 扇形区内最大切向速度, Q 为进气道喉道位置中心速度)来描述进气道的出口旋流特征^[4-7]。

随着人类对军用飞行器隐身性能、民用飞行器燃油经济性的极致追求,推进系统与飞行器正朝着高度融合的方向发展,而新型S弯进气道则是实现两者融合的关键之一。经分析,新型S弯进气道一个突

出的设计特征是取消了常规设计中的边界层隔道,以实现进气道与飞行器机体的外形融合,并减小雷达波角区反射、降低飞行器气动阻力。此外,军用飞行器为了进一步提高隐身性能,并减小进气道所占用的结构空间,其还要求进气道利用自身几何型面对发动机进口端面进行全向遮挡,故其内管道具有剧烈弯曲、超短扩压的设计特点;而民用飞行器为了进一步降低气动阻力、提高推进效率,要求将发动机分布式地放置于机体背部后端并沉入机体内部,故其内管道吸入了大量的机体边界层气流。为此,本文将重点围绕超紧凑蛇形、边界层吸入式这两类新型S弯进气道内部流动机理、流动控制方法、气动设计方法、流动仿真方法的研究进展进行综述。图2为S型进气道的应用机型。

2 超紧凑蛇形进气道的流动特性研究

为降低唇口雷达散射截面(Radar cross section, RCS),超紧凑蛇形进气道的进口形状非常的多样化甚至为异形截面^[8],而内通道则采用蛇形设计形式,即由两个S形管道组成,长度一般在3倍出口直径左右。通过管道型面的剧烈弯曲,其能够使从入口任何方位角入射的电磁波均无法直接照射到发动机的进口旋转部件上,即实现全向遮挡。图3对比了超紧凑进气道和F-16的S弯内通道^[9],可见相比于常规S弯进气道,超紧凑蛇形进气道的长度更短、偏距更大、形状变化更为剧烈,更适合应用于高隐身飞行器中,因此得到了工程研制单位的高度关注。1996年,Boeing公司开始执行空军的先进紧凑进气系统项目(Advanced compact inlet system program, ACIS)^[10]。1997年,Lockheed Martin公司在未来飞行器技术提升项目(Future aircraft technology enhancements program, FATE)中将短扩压进气技术作为五项关键技术中的

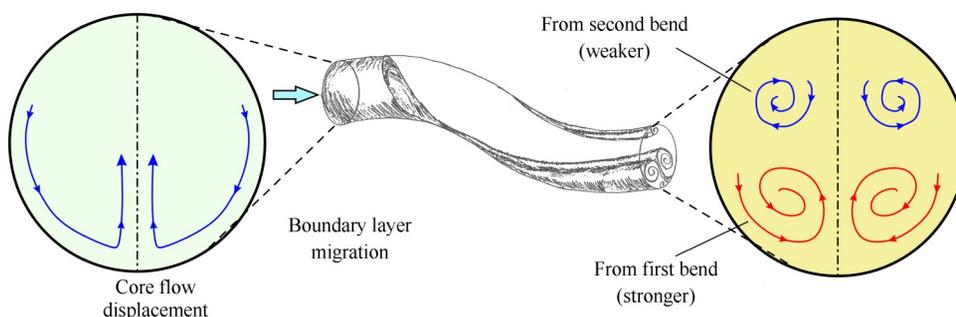


Fig. 1 Characteristics of the secondary flow within a typical S-shaped inlet^[4]

重点进行研究。尽管这种几何结构对发动机的隐身有很大的优势,但这给进气道内部的流动组织带来了很大的难题:如紧凑度的提高,使得气流在管道内的沿程逆压力梯度增大;同时进气道内壁面弯曲程度增大,横向压力梯度增加,二次流强度增强,易引起进气道内较大的边界层分离,使得进气道出口畸变通常较大,带来严重的进/发匹配难题^[11]。

Mayer等^[12]针对小偏距变截面进气道的流动特征和设计方法进行了探索,发现管道沿主流方向的曲率半径分布对管道总压恢复系数和畸变指数的影响最为显著,而横截面形状的影响则稍小些。Brear等^[13]采用仿真和试验相结合的办法针对超紧凑蛇形进气道开展了内部流动机理研究,发现由于管道的剧烈弯曲,在蛇形管道的第二弯段下游出现边界层分离,其导致了出口截面严重的总压损失(图4)。并且,出现的三维流动分离属于Perry等命名的“猫头鹰型”分离^[14]。Gerolymos等^[15]进一步对双S弯蛇形管道的内流特性开展了仿真研究,发现管道出口截面的流动畸变由两对对涡之间的强相互作用所主导,其分别对应于第一S弯段下壁面的流动分离和第二S弯段上壁面的流动分离,前者所导致的旋涡从管道

下壁面升起,进而对后者的分离特性产生了影响。南京航空航天大学的孙姝^[16]针对超紧凑蛇形进气道开展了系统性的研究,其通过试验和仿真分析了超紧凑蛇形进气道的流动机理,研究发现,如图5所示,由于通道的剧烈弯曲,进气道第二S弯管道上壁面附近存在较大面积的气流分离,在出口截面存在数组对涡,其中出口上方的对涡占据了主导地位。为此,第二S弯管道上壁面的气流分离和出口截面上方的反向对涡是导致超紧凑蛇形进气道较大出口流场畸变的主要原因^[17]。Delot等^[18]针对先进无人作战飞机EIKON采用的超紧凑蛇形进气道开展了仿真研究,发现进气道下壁面附近发出的对涡和上壁面附近的大面积流动分离还会诱发内部流动的非定常行为,并直接导致了壁面附近具有不同形状、尺寸和强度的低总压区。为了研究超紧凑进气道/机身一体化带来的影响,Aref等^[19]仿真对比了单独的超紧凑进气道和其安装在无人机之后的性能,发现进气道装机之后性能大幅降低,主要是由于三角翼大攻角产生的脱体涡被吸入至进气道内(图6),并且脱体涡的尺度、强度随攻角的增加而增大,加剧了进气道内流场的恶化。

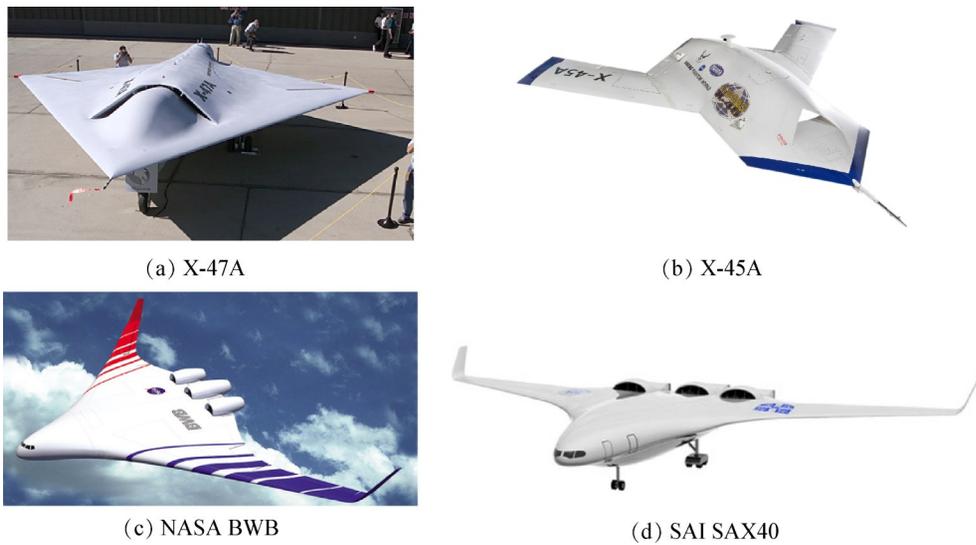


Fig. 2 Typical aircraft with S-shaped inlet ((a),(b)-ultra compact inlet, (c),(d)-BLI inlet)

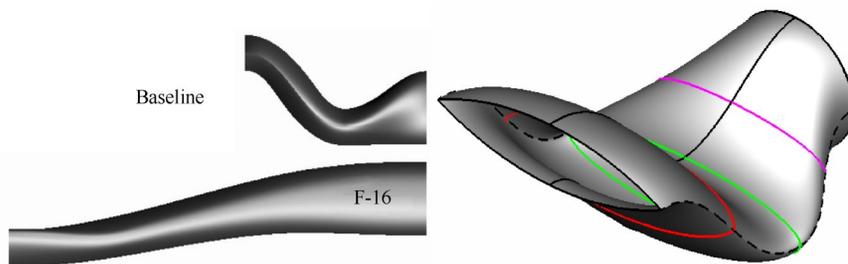


Fig. 3 Ultra-compact inlet system proposed by Lockheed Martin^[9]

此外,超紧凑蛇形进气道在低速飞行时,特别是在地面抽吸状态,流量系数远大于1,此时进气道需要从四面八方吸气,从唇口下游绕流过来的空气经过唇口之后很容易卷起旋涡。靖建朋等^[20]针对超紧凑蛇形进气道开展了地面抽吸试验,发现第一弯出口附近的流动分离发展为出口截面上方较大的低压区,第二弯处出口截面下方也形成了一对强度较大的涡。如果不施加控制,进气道出口综合畸变指数将达到13.85%,超出一般航空发动机的承受范围,因此在超紧凑蛇形进气道在研制过程中要格外关注地面抽吸状态。

3 边界层吸入式进气道的流动特性研究

随着翼身融合体飞行器技术和分布式推进技术的兴起,进气道与飞行器高度融合,并采用无隔道设计,内通道为结构紧凑的大偏距S形弯曲管道,如图7所示。由于进气道和机身之间没有隔道,且进气道布置在机身尾部,由机身发展而来很厚的边界层被直接吸入进气道内。机体边界层厚度往往达到了进气道通道入口高度的10%~40%^[21],其带来的收益也是比较显著:麻省理工学院分析了采用边界层吸入式进气道的D8飞行器推力需求,发现当吸入的边界层厚度达到入口高度的40%时,其可降低9%的推力

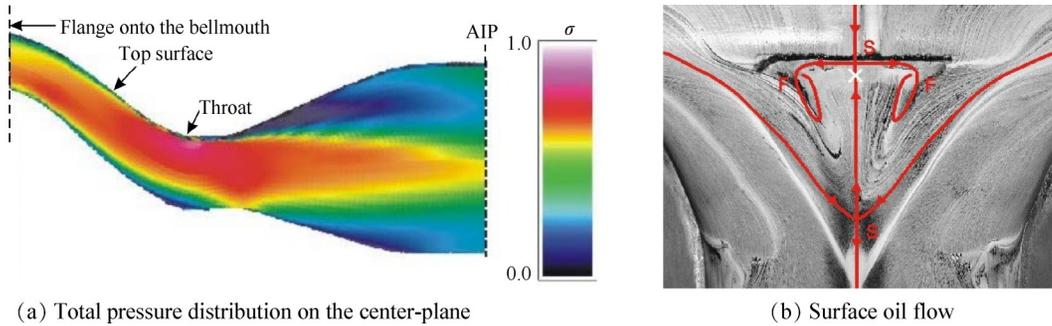


Fig. 4 Separated flow pattern in a ultra-compact serpentine pipe^[13]

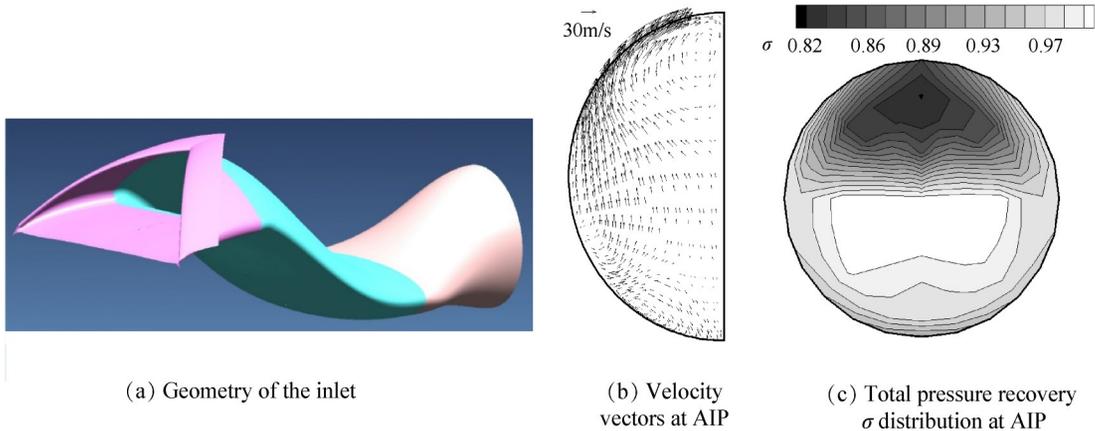


Fig. 5 Ultra-compact serpentine inlet flow characteristics^[16]

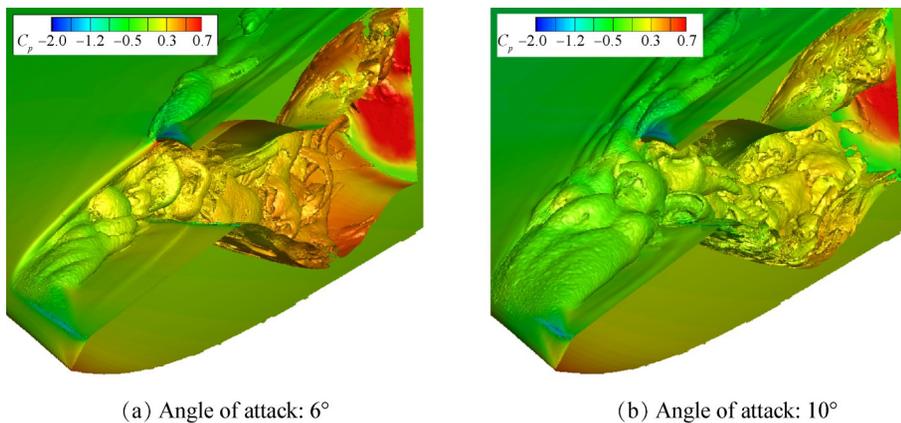


Fig. 6 Wing tip induced vortex ahead of inlet^[19]

需求;达兴亚等^[22]采用积分法分析了类N3-X分布式推进系统的总体性能,发现当吸入边界层厚度达到50%时,推进系统能耗可降低4%,并且吸入的边界层越多,能耗降低越多。然而,吸入的边界层如同一把“双刃剑”,尽管其可降低整个飞行器的阻力和发动机的耗油率;但吸入的边界层在进气道入口附近,由于流管扩张(流量系数<1.0),对边界层预压缩,使得边界层的速度剖面变得瘦弱,其形状因子增加至2.0~2.3^[23]。当这些受扰动之后的边界层进入进气道管道之后,在管道曲率、逆压梯度作用下,出口畸变显著增加^[24-26],形成类似图8所示的流动结构,给进气道内的流动带来了极大的困难。

为了探究吸入的边界层对进气道流动特性的影响,宁乐等^[24]仿真对比了有、无边界层吸入时进气道内的流动结构和气动性能。研究发现相比于无边界层吸入状态,进气道的总压恢复系数降低了4%,并且管道内的二次流显著增强,如图9所示,管道内出现一对大尺度的旋涡,旋涡的存在使得进气道出口的

旋流畸变显著增加。Rein等^[27]通过改变进气道前机身的长度获得了三种入口边界层厚度,分别为 $\delta/h=0.12, 0.26, 0.39$,其中 δ 为进气道入口边界层名义厚度, h 为进气道入口高度。风洞吹风试验表明,吸入边界层之后,进气道内部的气流更容易分离,气动性能显著降低,并且当流量系数小于1时,由于进气道前方气流减速,在唇口侧将形成一定尺度的分离。实际上,由于边界层吸入式进气道和机身融合,两者之间没有设计边界层隔道,因此当亚声速气流流经唇口和机身交接处时,形成典型的Junction flow:气流在唇口处滞止之后形成较强的逆压梯度,诱导边界层分离,在唇口前方形成一对马蹄涡(Horseshoe vortices)^[28],其中一个马蹄涡被吸入至进气道内,增加了进气道出口的畸变程度^[24]。由于进气道管道内全部为亚声速气流,马蹄涡的尺度和形态和下游反压状态紧密相关,在高反压/低出口马赫数条件下马蹄涡演变成一对项链涡(Necklace vortex)并直接被吐出进气道^[29]。

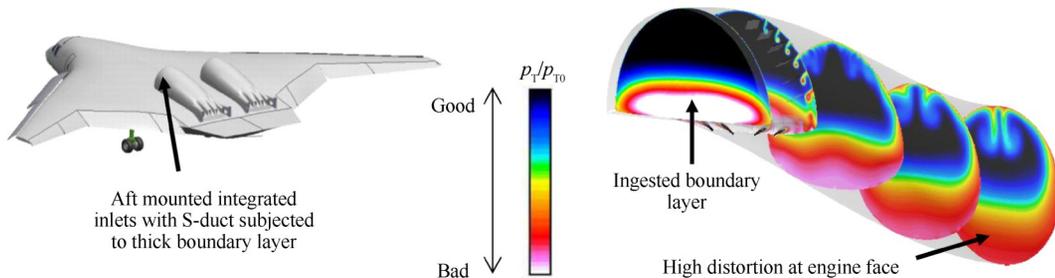


Fig. 7 Boundary layer ingesting inlet installs on a BWB flight vehicle^[26]

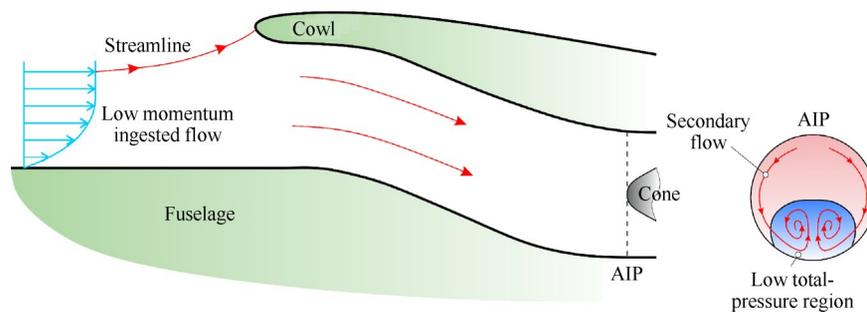


Fig. 8 Schematic of the flow features in a BLI inlet

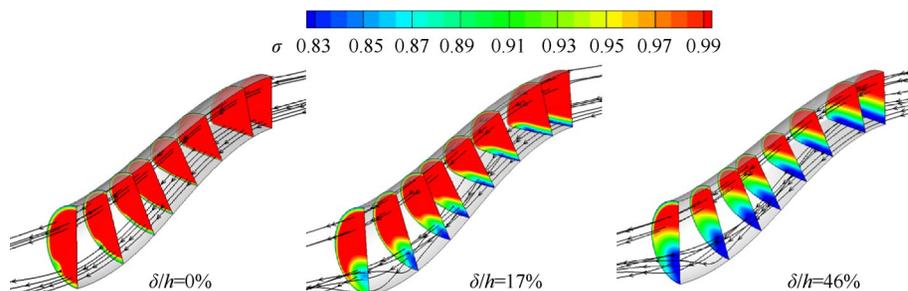


Fig. 9 Effects of boundary layer thicknesses on the internal flow of the BLI inlet^[24]

由于边界层吸入式进气道也是一种典型的短距弯曲扩压管道,为了提炼影响进气道流动的主要几何参数,Anabtawi等^[30]试验研究了不同长度和偏距的多个管道内流特性,发现中心线偏距不仅显著影响设计状态下管道内的压力梯度,还影响了通道进口前的边界层状态,并导致了管道内的流动分离。Berrier等^[31]试验对比了进气道入口形状的影响,其所设计的进气道进口形状均为半椭圆,其中椭圆长轴和机身表面贴合。研究表明,相同进出口条件下,长轴越长,进气道总压恢复系数越低,畸变指数越大,这主要是由于长轴增加之后,进气道宽度方向收缩更大,横向流动更强;此外,被吸入进气道内的边界层总量增加。因此,进气道性能恶化也是理所当然。除几何参数外,飞行过程中气动参数的变化对BLI进气道的性能影响也很大。研究表明,随着来流马赫数的增大,进气道内的摩擦损失增大,出口总压恢复系数减小、畸变指数增大^[27];而随着出口截面马赫数的增大,不同于常规S弯进气道(单调递减),其总压恢复系数呈现出先增大后减小的趋势,畸变指数逐渐减小^[24]。这主要是因为低出口马赫数状态下流动分离损失、旋流损失起主导作用,而在高出口马赫数状态下进气道内的二次流现象较弱,主要的损失来自于摩擦损失,因此畸变指数较小。随着雷诺数的增大,边界层动量更高,抵抗逆压梯度的能力更强,因此总压恢复系数更大,畸变指数更小^[27]。尽管已有大量关于BLI在设计马赫数下的流动特性研究,但BLI在低速起飞/降落过程中有何问题?现在了解相对较少。Liou等^[32]分析了BLI进气道在飞行马赫数0.12,侧滑角30°下的内外流特性。由于此时马赫数较小,气流进入到进气道之后,在进气道型面的导流作用下很快调整流动方向,因此侧滑效应对进气道整体流动影响不大,但侧风会使得短舱外流变得非常复杂,短舱的阻力显著增大。因此未来BLI走向工程应用,还需关注其外部短舱和飞行器机体的一体化设计^[32]。

4 两类新型S弯进气道的流动控制技术

从前面的描述可以看到,无论是应用于军事领域的超紧凑蛇形进气道,还是民用领域的边界层吸入式进气道,其内部流动的流动分离、旋流问题尤为突出,很难满足航空发动机对进气道出口畸变的指标要求。因此,必须采用合适的流动控制手段,以尽可能改善进气道出口流场品质。美国于2008财年发起了为期3年的IFCPT(Inlet flow control and predic-

tion technologies)技术项目,并资助NASA格林研究中心、Boeing、佐治亚理工学院以及SynGenics公司专门针对翼身融合体BLI进气道内的分离流动进行控制^[26]。Boeing公司通过论证发现,对于边界层吸入式进气道,若采用主动流动控制技术,可进一步缩短整个推进系统的长度,使得短舱的润湿面积降低17%,推进系统阻力降低1.93%,重量减轻超过30%^[33]。Lockheed Martin公司针对一长径比 $L/D=2.5$ 的超紧凑进气道进行流动控制,研究表明采用主动流动控制技术之后,进气道的总压恢复系数可提高5%,出口畸变DC60和压力脉动可降低50%^[11]。因此,对于这两类新型S弯进气道,其本身有迫切的流动控制需求,并且采用合适的控制手段确实可获得诱人的收益。

对于超紧凑蛇形进气道,如前所述,流场畸变的主要来源是第二弯上壁面产生的流动分离以及出口截面的反向对涡^[16];而边界层吸入式进气道的畸变主要是和吸入的大量边界层在逆压梯度、管道曲率作用下产生的流动分离和旋流相关^[34]。综合来看,这两种进气道的共性问题本质上都是边界层分离与旋流问题,因此流动控制的核心在于如何提高低能流体的机械能并组织低能流体的定向迁移,避免出现低能流体大范围堆积甚至卷起大尺度的旋涡。

根据流动控制的类型,大致可分为:主动流动控制(Active flow control)、被动流动控制(Passive flow control)以及混合流动控制(Hybrid flow control)。其中主动流动控制主要包括射流式涡流发生器、零质量合成射流以及等离子体合成射流等;被动流动控制主要有叶片式涡流发生器、边界层放气等;混合流动控制则是前两种控制方法的组合。

表1总结了近十余年来公开发表论文中所使用的被动式流动控制技术及其控制效果,从表中可见对于被动流动控制技术,国内外普遍采用的是叶片式涡流发生器^[35-40],如图10所示。Jirásek等^[41]在FOI-EIC无人机内的超紧凑型进气道(图10)上安装了叶片式涡流发生器并进行了流动控制试验,研究中使用了两组共64片微型叶片式涡流发生器,其高度约为当地边界层厚度的50%。风洞试验结果表明其可使进气道的总压恢复系数提高2%,并使畸变指数下降接近50%。对于常规S弯以及BLI进气道,微型叶片式涡流发生器可取得相当的控制效果。由于一个微型叶片式涡流发生器能产生单个流向涡,流向涡的尺度比较小,因此普遍需要采用涡流发生器阵列,且阵列的方式对控制效果起着至关重要的作用。Gissen等^[29]通过DOE方法对涡流发生器阵列方

式进行研究,并通过响应面方法建立了阵列参数与进气道性能参数之间的映射关系。结果表明,叶片高度约为边界层厚度的30%,叶片相对流向偏转 13° ,叶片排布方式参考图11。图中 p_t 为总压,DP-CP_{avg}为美国汽车工程师协会SAE AIR1419标准中定义的平均周向总压畸变。图中cf3或者cf6可达到最佳的综合控制效果。针对超紧凑进气道在第二弯靠近上壁面附近会产生大尺度的分离现象,为了削弱此处的分离,南京航空航天大学的孙姝等^[16-17]提出了一种在进气道内添加内鼓包的控制方法,如图12所示,

通过内鼓包诱导的旋涡对进气道内的边界层的传递路径进行调制,从而削弱二弯之后的分离。谢文忠等^[42]则提出了一种基于涡控原理的超紧凑蛇形进气道设计方法,通过人为设计第二弯处的型面(如图13所示),诱导产生受控旋涡,从而改变低能流的迁移路径,达到抑制分离的效果。研究表明,这种设计方法可以有效地削弱流动分离,使得进气道的总压恢复系数提高了0.84%,且畸变指数降低了76%。

尽管叶片式涡流发生器等被动式流动控制方法具有结构简单、无需额外质量或能量添加等优点,但

Table 1 Summary of passive flow control methods applied to S-shaped ducts

Source	Flow control method	Inlet type	Effects on total-pressure recovery	Effects on the distortion index
Hamstra ^[9]	Microvanes	Ultra-compact inlet	+6%	-50%
Gissen ^[29]	Microvanes	BLI inlet	Decreased within 1%	-60% (maximum)
Tanguy ^[35]	Microvanes	S-shaped inlet	+30%	-50%
Jirásek ^[36]	Microvanes	Ultra-compact inlet	+2%	-72%
Ng ^[37]	Microvanes	Rectangular S-shaped inlet	Decreased	Unclear
Yi ^[38]	Microvanes	RAE M2129 S-shaped inlet	Basicly invariant	-79%~-70%
Owens ^[39]	Microvanes	BLI inlet	Basicly invariant	-78%
Harrison ^[40]	Suction	BLI inlet	1% inlet mass flow rate	No effect
Xie ^[36]	Vortex controlled inlet design method	Ultra-compact inlet	+0.84%	-76%
Sun ^[16-17]	Internal bump	Ultra-compact inlet	+3%	-72%
Sun ^[16]	Microvanes	Ultra-compact inlet	-0.5%	-79%

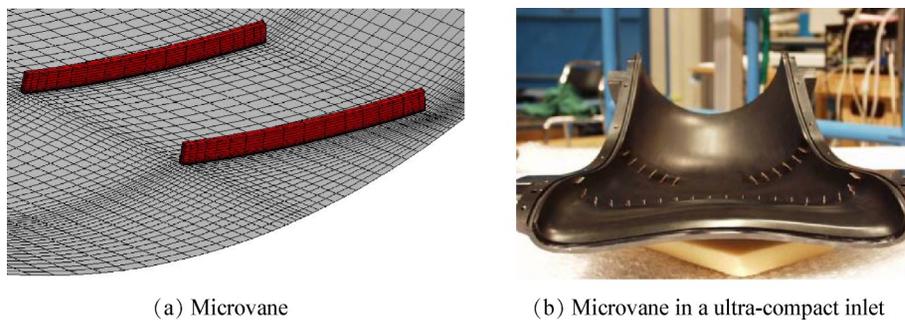


Fig. 10 Illustration of the microvane and its installation in a ultra-compact inlet^[35]

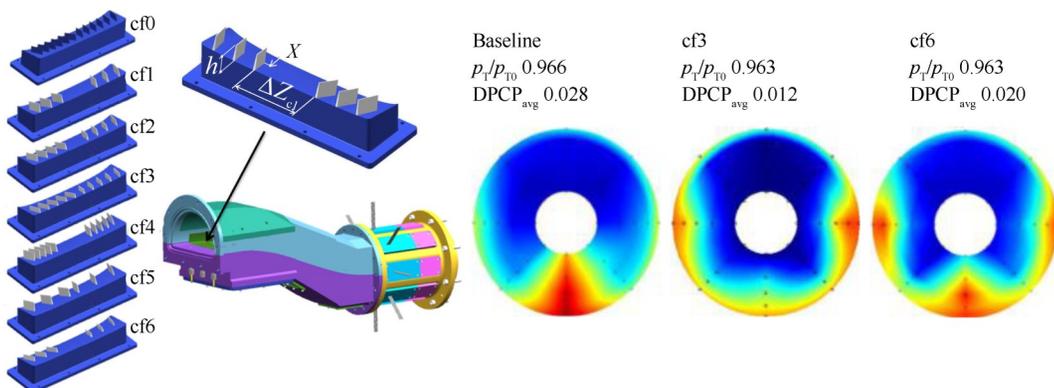


Fig. 11 Optimized configuration of microvanes and the total-pressure distribution on AIP^[29]

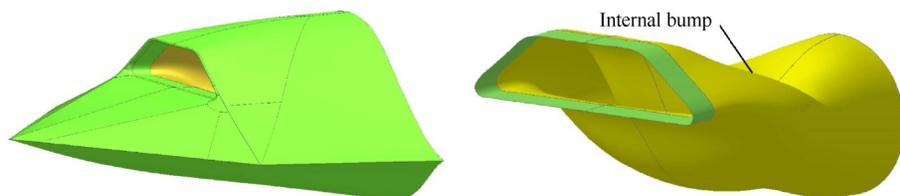


Fig. 12 Ultra-compact serpentine inlet with an internal bump^[17]

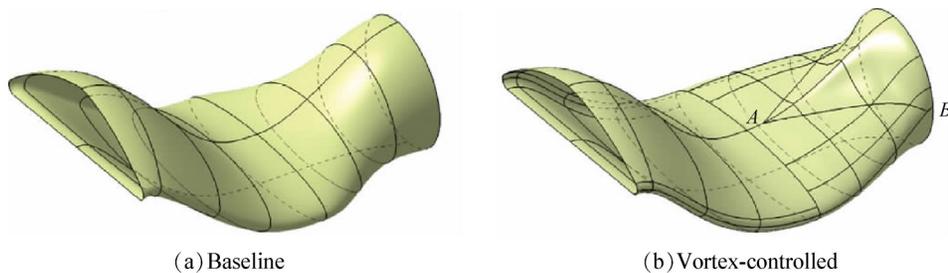


Fig. 13 Vortex controlled inlet design method^[42]

是由于其不能跟随进气系统的工况变化而进行适应性调节,难以满足宽包线工作要求;在部分非设计工况下甚至可能使得进气系统性能出现显著下降。特别是对于叶片式涡流发生器,其外凸的叶片对机务人员的日常维护非常不利,而且在外物撞击下可能会脱落或形成碎片,给发动机的工作安全带来危害。

相比于被动流动控制,主动流动控制方法能主动适应不同的工作状态,对边界层局部流场施加非常小的扰动即可控制全局流动,达到“四两拨千斤”的效果。达兴亚等^[43]采用微射流技术来控制超紧凑进气道(长径比为2.5)中的流动分离,仅需消耗相当于主流流量0.65%的高压空气,即可获得4%的总压恢复系数增益和75%的畸变指数下降。由于微射流控制方法中涉及多个射流出口,Harrison等^[40]对微射流的布局形式进行了对比分析,其所采用的布局形式主要包括:环周向布局、底板轴向布局、底板V型布局,其中底板V型布局形式又细分为不同顺流向V型夹角、反向V型等方案。研究结果表明,其所采用的所有微射流布局形式均可有效降低进气道的畸变指数,相比之下,环周向以及V型夹角约为 80° 的方案控制效果更佳。射流孔的数量对控制效果也有很大的影响,图14对比了无控制方案、射流孔数 $n=3, 7, 13$ 的壁面油流以及出口总压图谱,结果表明当射流孔数较少时对总压畸变影响很弱,但可以降低出口动态畸变。而随着射流孔数的增加,总压畸变可以得到有效控制,尽管其相比于无控制状态动态畸变降低,但孔数越多动态畸变降低的幅度越小^[44]。

由于微射流需要额外的气源,通常高压气直接从压气机引出,因此射流流量不能太多以避免显著

影响发动机的性能。NASA兰利研究中心^[39]研究了周向微射流布局形式下射流流量对畸变控制效果,结果表明随着射流流量的增加,畸变指数降低;当增至2%时,畸变指数降到最低,继续增加流量对畸变的改善效果已经不明显,如图15所示(横坐标为射流质量流量占进气道质量流量的百分比)。同时,由于射流流量的增加,射流与进气道内气流之间的掺混增强,进气道出口总压恢复系数逐渐降低。Tormalm^[45]对隐身高机动无人作战飞行器的超紧凑蛇形进气道开展流动控制研究,该进气道的长度仅为出口直径的2.5倍,属于超短扩压器范畴,故无控制时内通道存在大面积的分离流动。研究发现采用射流式涡流发生器基本能够消除通道内的分离流动,但是需要消耗相当于主流流量9%的高压空气,这使得其实用性大幅度降低。实际上,即使从高压压气机引走主流流量1%的气流,其对航空发动机推力以及稳定工作边界的影响也是不容小觑。

为了减少射流所需的高压用气量,Harrison等^[40]提出了一种新的基于引射泵原理的吸气/射流组合式涡流发生器,用于控制BLI进气道的内部旋流,如图16所示。其基本的原理是:在高压驱动射流的作用下,由抽吸孔引入的近壁低能气流被Venturi效应引射,进而形成高速射流。当高速射流的流量和高压射流流量2:1时,可起到最佳的控制效果,此时消耗相当于主流流量1%的高压空气,可使进气系统出口截面的畸变指数下降75%,但与此同时也会在出口截面上形成大尺度的整体旋涡,旋流强度增加,这对发动机稳定工作是不利的。此外,相比于连续射流,脉冲射流的工作效率更高^[46-47],湍流强度更

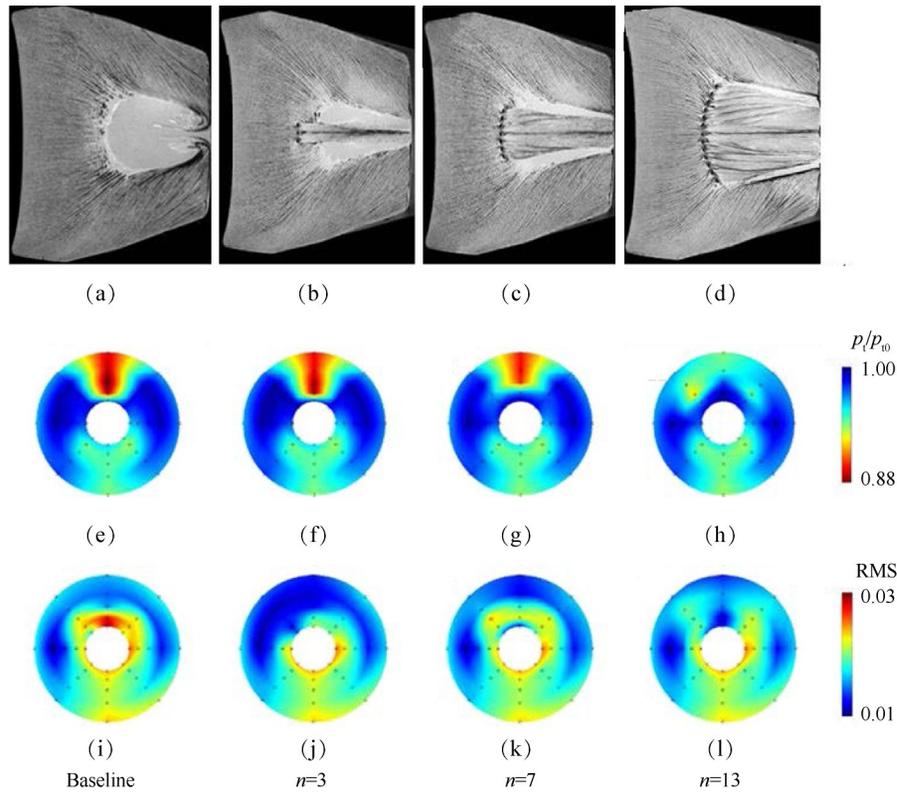


Fig. 14 Surface oil-flow and time-averaged total pressure on AIP^[44]

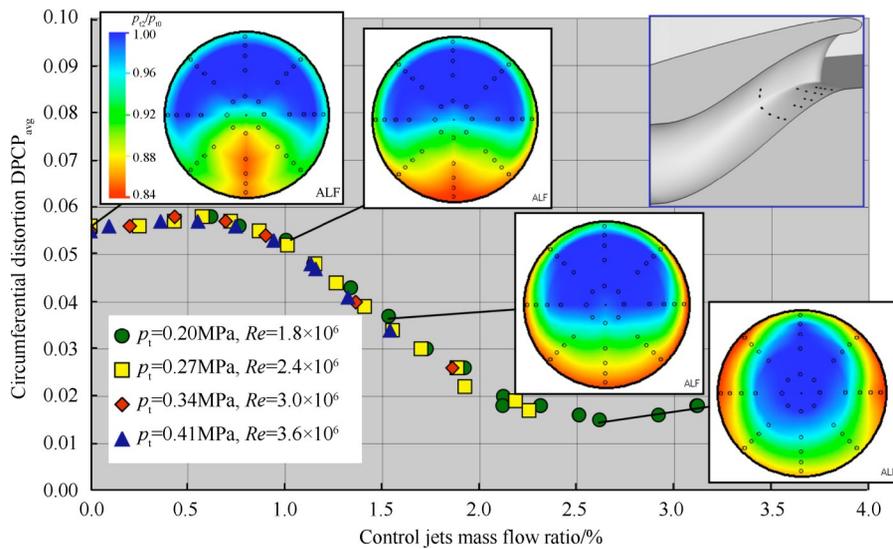


Fig. 15 Effects of jet mass flow ratio on distortion reduction in BLI inlet experiment^[39]

强^[48],可在更少的流量消耗情况下达到相同的控制效果。Gorton等^[49]试验研究了脉冲射流对BLI进气道畸变的控制效果,发现仅需0.4%的流量即可降低畸变指数65%以上;当脉冲射流流量增加至0.55%时,畸变指数可降低84%,因此脉冲射流可在更小代价基础上获得更大的收益,值得进一步深入的研究。典型的脉冲射流包括:零质量合成射流^[50]、流体振荡器^[51]以及等离子体射流^[52]。Gissen等^[29]采用零质量合成射流阵列方法控制BLI进气道内的分离流动,发

现典型状态下可以降低畸变30%以上。Vukasinovic等^[53]将流体式振荡器应用于S弯进气道内的分离控制,发现射流诱导产生的旋涡可以有效抑制管道中心的分离并使进气道角区的涡量重新分布,且一个周期内的射流流量仅需0.25%即可降低进气道畸变指数68%。波音公司对这一技术进行了仿真验证,证实了这种控制方法的有效性^[54-55],如图17所示。Burrows等^[44]在超紧凑进气道二弯处布置了大量的流体振荡器,通过谱分析和POD分析发现脉冲射流激发

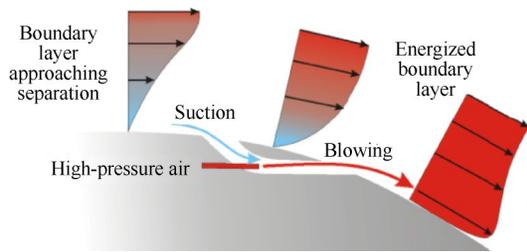


Fig. 16 Schematic of ejector-pump method^[42]

的反向对涡是不稳定的,对涡的振荡频率是以 1kHz 为中心的宽带信号。当这些不稳定的对涡遇到二弯后的分离之后,分离得到了有效抑制,可使进气道出口畸变指数降低 60%,动态畸变降低 25%。此外,对于脉冲射流而言,另一个重要的设计参数即激励频率, Garnier^[56]通过试验发现随着脉冲射流频率增加,畸变指数呈现出先增加后降低的趋势,当射流频率与流动本身的振荡频率接近时会显著增加动态畸变。因此,在开展脉冲射流流动控制时,射流的激励频率应尽可能避开流体本身的振荡频率。

近年来,基于等离子体激励的流动控制方法得

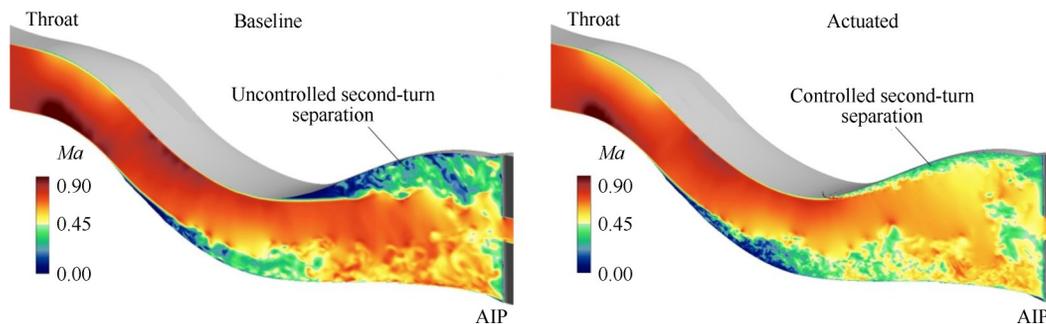


Fig. 17 Instantaneous Mach-number contours on the symmetry for the baseline and actuated^[55]

到了迅速发展。相比于传统的流动控制方法,等离子体流动控制技术具备极快的时间响应(μs 量级)、极宽的激励频带(kHz量级)、激励强度无级可调、无任何可动部件、无额外的质量消耗、瞬时注入动量高等优势,在飞行器内外流控制中具有诱人的应用前景^[57-58]。Yang等^[59]仿真研究了基于辉光放电的等离子体流动控制方法在矩形S弯进气道内的应用,结果表明等离子体控制方法可降低畸变指数 6.7%。美国俄亥俄州立大学利用自身在表面电弧放电控制方面的技术优势,已新建了专门的超紧凑进气道实验测试台^[60],并明确表示即将开展相关的控制试验^[61],预计很快就有结果公开。从现有的研究可以预测,在控制两类新型S弯进气道中的强旋流、强畸变流上,等离子体激励具有广阔的应用前景。表2为主动流动控制方法在S型管道中的应用。

综上所述,无论是主动流动控制还是被动流动控制,二者对于两类新型S弯进气道内的畸变流动均有一定的控制能力。Hamstra等^[9]对比了叶片式涡流

Table 2 Summary of active flow control methods applied to S-shaped ducts

Source	Flow control method	Inlet type	Amount	Effects on total-pressure recovery	Effects on the distortion index
Garnier ^[56]	Pulsed Jet	S-inlet	<1% inlet mass flow rate	+1%	-50%
Da ^[43]	Microjet	Ultra-compact inlet	0.65% inlet mass flow rate	+4%	-75%
Tormalm ^[45]	Microjet	Ultra-compact inlet	9% inlet mass flow rate	+6%	-92%
Harrison ^[40]	Microjet	BLI	1%~2% inlet mass flow rate	No effect	-50%
Hamstra ^[9]	Microjet	Ultra-compact inlet	Within 2%	+3%	-50%
Ng ^[37]	Microjet	S-shaped inlet	Unclear	Increased	Unclear
Burrows ^[44]	Fluidic oscillator	Ultra-compact inlet	Unclear	Unclear	-60%
Collin ^[61]	Localized arc filament plasma actuators	Ultra-compact inlet	Unclear	Unclear	Unclear
Scribber ^[62]	Microjet	Ultra-compact inlet	1% inlet mass flow rate	+2%	-70%
Vukasinovic ^[53]	Fluidic oscillator	S-shaped inlets	0.25% inlet mass flow rate	Unclear	-68%
Yanghui ^[59]	Electro-hydrodynamic	S-shaped inlet	Unclear	+0.34%	-6.72%

发生器、微射流这两种控制方式在超紧凑蛇形进气道内的控制效果(图 18),结果表明,在喉道马赫数为 0.45~0.65 时,叶片式涡流发生器具有更优的控制效果。Ng 等^[37]试验对比了叶片式涡流发生器、微射流以及切向射流三种控制方法在常规矩形 S 弯进气道内的控制效果,总的来说,这三种方法均能有效抑制进气道内的流动分离,但不可避免地在一定程度上增加旋流畸变指数。在 IFCPT 项目支持下,佐治亚理工学院 Gissen 等^[29]尝试将主动流动控制和被动流动控制结合起来,以期降低主动流动控制中微射流消耗的压缩空气量,并弥补被动流动控制中叶片式涡流发生器无法根据流动状态调整的缺点。这两套控制方法互为备份,即使其中一种在实际运行过程中失效,另外一种仍然具有足够的控制能力,因此可以提高流动控制系统的冗余度,图 19 为其采用的混合控制(Hybrid control)方法。通过开展多方案对比,两种方法集成的较优方案为:叶片式涡流发生器布置在微射流的上游。微射流产生大量的小尺度旋涡合并成一对反向旋转的大尺度流向涡^[63],其和叶片式涡流发生器产生的旋涡相互作用,增强气流之间的掺混,驱动原本向中间汇聚的低能流往两边迁移,从而达到降低畸变的效果,如图 20 所示。相比于单一的主/被动控制,混合控制方法可在不牺牲总压恢复的基础上,使得出口畸变进一步降低,达到了 1+1>2 的控制效果,如图 21 所示。可见,混合流动控制是一种具有很大大应用潜力的控制方法。

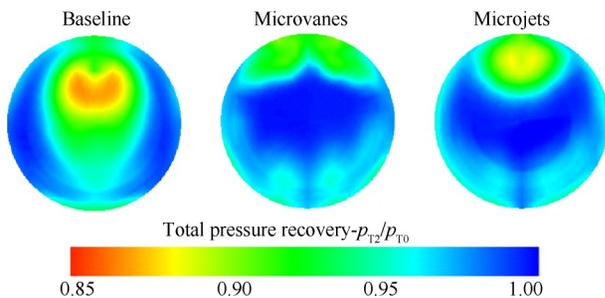


Fig. 18 Microvane and microjet effectors producing similar distortion pattern improvement over the baseline^[11]

5 两类新型 S 弯进气道的气动设计方法

常规 S 弯进气道的进口形状通常为规则的椭圆形或圆形,因此从进口到出口的过渡比较简单,如被广泛用于 CFD 仿真的 RAE M2129 S 弯进气道,可以用确切的数学式进行描述。然而,由于超紧凑蛇形进气道和 BLI 进气道需要和飞行器一体化设计,入口形状极不规则,特别是超紧凑蛇形进气道,其进口形状通常为:类三角形、类梯形、馒头形等凸图形,甚至也可以是 X-47A 无人机所采用的狭缝式这类凹图形。如此复杂的入口形状,很难找到确切的数学表达来描述从入口到出口的光滑过渡。因此,必须发展更加通用的 S 弯进气道设计方法。

类似于翼型的设计,对于复杂弯曲变截面管道而言,管道的型面主要包含:(1)管道中心线;(2)横截面积变化规律;(3)横截面形状变化规律。上述三个要素确定之后,管道的形状随之唯一确定。美国麦道公司 Lee 等^[64]总结出三种变化规律曲线:前急后缓、缓急相当、前缓后急,其统一的数学描述可采用下式

$$\frac{y}{y_{max}} = A\left(\frac{x}{L}\right)^2 + B\left(\frac{x}{L}\right)^3 + C\left(\frac{x}{L}\right)^4 \quad (1)$$

式中 x 为 $0 \sim L$, y 为 $0 \sim y_{max}$, 系数 A, B, C 的取值决定了曲线的变化规律,其典型取值如表 3 所列,而对应的曲线形状如图 22 所示。对于横截面积和截面形状,同样可以采用相同的数学表述。南京航空航天大学的余安远在此基础上进一步拓展了中心线形状^[65],如图 23 所示,其通过在 Lee 提出的中心线上取一点 T ,由 T 点作所取中心线的切线,向左与右伸抛物线 OS 相切于 S ,则抛物线段 OS ,直线段 ST ,曲线段 TE 即可构成新的中心线 $OSTE$ 。研究表明余安远提出的这种中心线可以更好地引导气流进入进气系统,并能充分利用来流冲压^[65]。

针对 S 弯通道中复杂变截面的设计,王庆林^[66]提出了一种应用超椭圆算法的参数化设计方法,当超椭圆指数 n 取不同的数值时,超椭圆方程就呈现出不

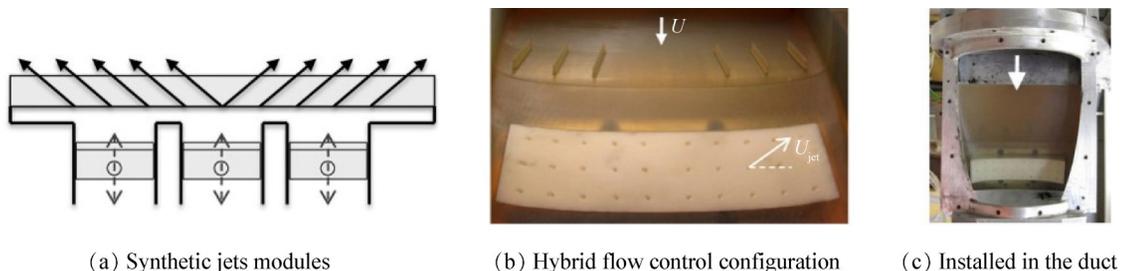


Fig. 19 Hybrid control methods in BLI inlet^[29]

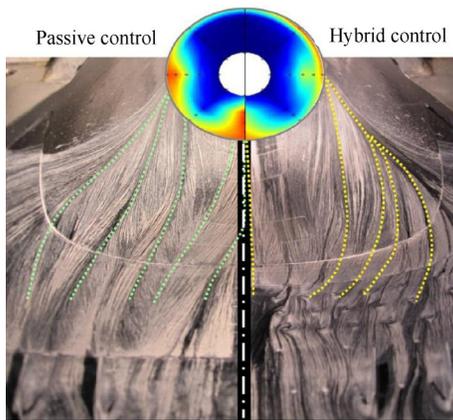


Fig. 20 Surface oil-flow visualization for passive and hybrid control^[29]

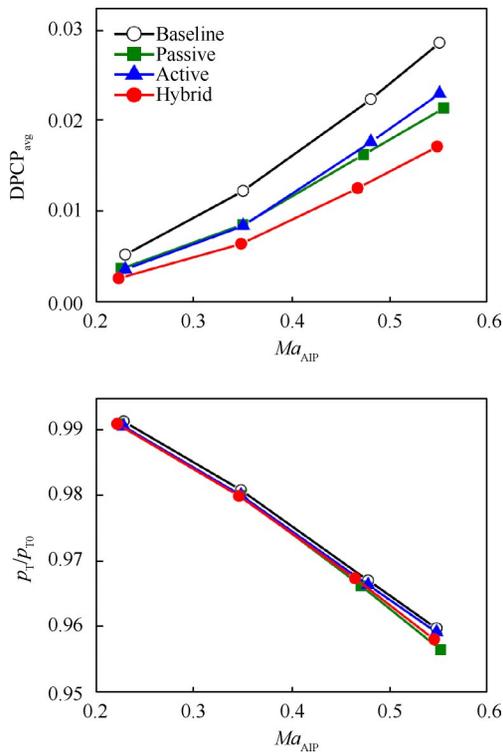


Fig. 21 Comparison of control effect of passive, active and hybrid methods^[29]

Table 3 Coefficients of three typical transition curves

No.	Name	Coefficient		
		A	B	C
1	Rapid turning at entrance	6	-8	3
2	Modest turning	3	-2	0
3	Rapid turning at exit	0	4	-3

同的几何形状。但是,应用超椭圆算法进行S弯进气道设计,形状指数 n 需要查表来确定,并且容易产生面积突变等问题。西北工业大学的李岳峰等^[67]对超椭圆算法进行了改进,通过变换将指数 n 与面积联系起来,提出了一种新的超椭圆S弯进气道设计方法,

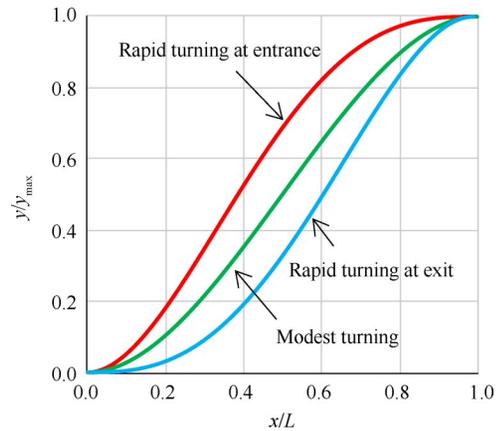


Fig. 22 Typical center line bending law^[64]

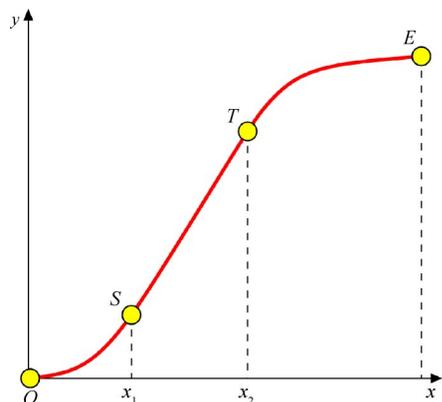


Fig. 23 Extended center line of S-shaped inlet^[65]

然而其只适用于截面形状由方转圆的S弯进气道。南京航空航天大学的黄晨等^[68]通过NURBS样条曲线与三维造型软件结合的方法解决了此问题,其基本思想是通过NURBS样条曲线建立进气系统整体三维形状的骨架线,然后利用扫掠方法生成光滑曲面。这种方法能够实现各种型面的光滑过渡,但其主要依赖商用三维造型软件,无法实现自主程序设计。

为了克服上述问题,实现参数化控制设计,南京航空航天大学的周慧晨等^[69]提出了一种基于曲率控制的复杂进口形状S弯进气道设计方法,其核心的思想在于:任意两个横截面形状之间的曲面过渡,可以转化为两个曲率分布函数之间的过渡,只需通过参数控制曲率的沿程变化规律,获得任意栈位的曲率,再由曲率-弧长还原成几何坐标,即可实现任意形状之间的连续过渡,并且还可实现中心线弯曲规律、截面积变化规律、截面形状过渡规律、中间控制截面形状等的参数化控制,典型的设计结果如图24所示。针对边界层吸入式进气道,上述设计方法也是适用的,宁乐采用周慧晨等^[69]的方法设计了一种边界层吸入式进气道,并且进行了相关试验,边界层吸入式

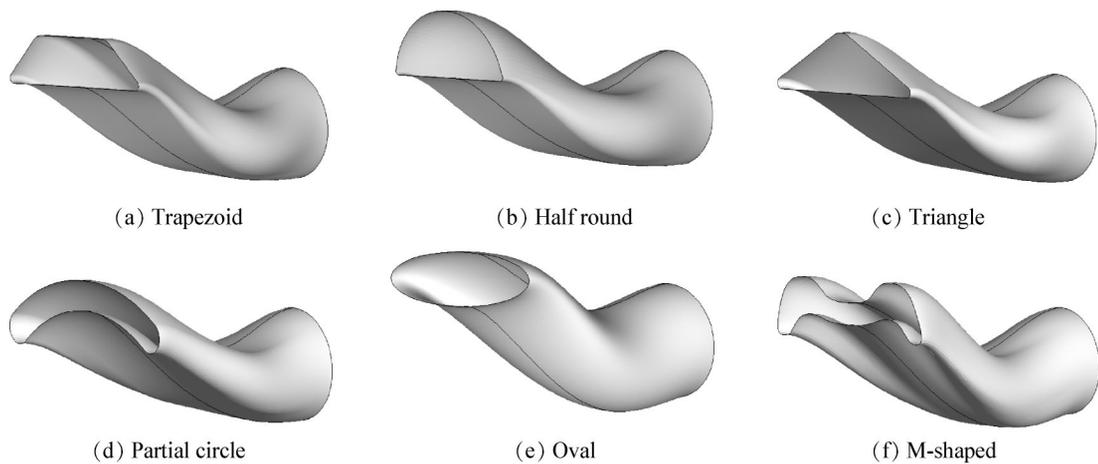


Fig. 24 Variety of S-shaped inlets with complex entrance shapes^[69]

进气道性能总体表现良好^[34]。哈尔滨工业大学的陈健华、桑振坤等在边界层吸入式进气系统的优化设计方面也开展了相关工作^[70-71]。

6 两类新型S弯进气道的内流仿真方法

常规的试验测量手段,诸如:壁面静压测量、出口总压测量、油流显示等,很难给出流场的空间演化;而受制于这两类进气道的复杂三维内型面,PIV技术很难应用,即使应用也只能观测到局部流场^[72],或者将进气道设计成二维弯曲的形式^[73],但二维弯曲无法体现管道型面变化诱导的横向流动。因此,目前先进的流场测试方法,如:三维体PIV,NPLS等很难直接应用于这两类新型S弯进气道的试验研究中。相比之下,CFD仿真可以给出更加翔实的流场细节,但是由于两类新型S弯进气道内存在显著的三维分离流动、大尺度旋涡等复杂流动结构,给CFD的仿真预测带来了很大的困难,引起学术界和工业界的高度重视。

自2012年起,AIAA在联合推进会议(Joint propulsion conference)上专门增设了一个每两年举办一次的推进系统气动-S弯进气道工作坊(Propulsion aerodynamics workshop-S duct),至今已经举办了4届。来自全世界众多政府机构、学术界、工业界以及软件公司参与到这个工作坊。第一届工作坊的主题为:评估不同CFD程序,包括离散格式、网格拓扑、湍流模型对S弯进气道内的流动预测问题^[74]。研究表明基于流线曲率修正的SA模型相比于标准SA、SST模型误差更大,各种湍流模型对于总压恢复系数的预测精度相当,但畸变指数预测普遍精度较差。2014年的第二届工作坊中^[75],重点评估了不同湍流模型、网格量对带涡流发生器的S弯进气道流动预测

能力,通过对比发现:所有的湍流模型预测的壁面静压偏低,误差在1%以内;总压恢复系数的绝对差值在0.0025左右,且对网格尺度不敏感;但畸变指数偏高15%,且对网格尺度非常敏感。前两届的研究工作,各单位基本是自由发散,到第三届时开始聚焦,有针对性地采用统一的模型(佐治亚理工学院的标准S弯进气道试验模型)开展校验,且大部分研究机构统一采用Pointwise提供的网格,这对于检验不同程序代码、湍流模型、离散方法等有重要价值。涉及的软件包括:FLUENT,StartCCM,OVERFLOW,CFD++,OpenFOAM,Flowpsi,Tenasi,Dragon以及一些自有软件,如:BCFD(波音公司),FUN3D(NASA),Falcon(Lockheed Martin)等。由于进气道试验中总压恢复系数以及畸变指数的测量均是依赖出口米字耙,米字耙的存在会增加出口AIP截面的堵塞度,对局部流动有一定的干扰,因此第三届工作坊中专门开展了带米字耙的进气道仿真研究(图25)。研究结果表明:由于米字耙的存在,仿真方法会过高地预测畸变指数,且加上米字耙之后仿真的误差并未减小(后面发现主要是由于米字耙构型和实验不一致);大部分的软件计算结果都差不多,总压恢复系数的预测精度在3%以内,带上涡流发生器之后,仿真预测的总压恢复系数精度提高到2%,但畸变指数的误差有所增大,甚至可能达到100%^[76]。在第四届工作坊中米字耙的构型问题得到订正,有效降低了仿真误差^[77];并且发现如果出口采用流量出口边界,可根据测量的总压计算得到出口平均马赫数,再通过一维流量关系计算得到AIP截面流量,采用这种方式可保证仿真和实验状态一致,仿真预测的精度更高^[77]。

基于几届工作坊的成果,要想获得较优的仿真预测精度:网格量尽可能多,且网格量越多,总压恢

复系数、畸变指数预测精度越高^[76]；优先选用 SST $k-\omega$, SA 模型, 避免使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型^[77]。总的来说, 基于 RANS 的仿真方法目前已经可以较为准确地模拟 S 弯进气道内的宏观旋流结构, 预测的总压恢复系数精度可达到 3% 以内, 但是对于稳态畸变指数, 仍然存在较大的误差。

尽管 RANS 方法可以捕捉到进气道内的主要流动特性, 其模型化处理所有尺度的旋涡, 因此对于进气道内大尺度旋涡的预测存在一定偏差, 有必要开展更高精度的仿真方法研究。由于 S 弯入口附近需要和机身融合, 局部的网格质量很难提高; 另一方面对于 DNS 方法, 其需要求解所有尺度的旋涡, 根据 Choi 的估算^[78], 网格量需要达到 $Re^{11/4}$ 量级。而飞行器飞行雷诺数较高, DNS 计算的网格量将极其庞大, 短期内直接采用 DNS 这类对网格质量、数量要求较高的算法还较为困难。Winkler 在第三届工作坊总结中提出应采用要求相对低一些的 DES 这类 RANS/LES 混合仿真方法, 以捕捉边界层内的复杂非定常分离流动^[79]。

Delot 采用 DES 方法对 EIKON 无人机的超紧凑进气道开展了仿真研究(图 26)^[18], 同时将 DES 结果与试验以及 RANS 和 URANS 结果进行了对比, 整体来看 DES 结果与 RANS 和 URANS 结果相近, 但 DES 对

DC60 的预测与试验吻合更好, 并且通过 DES 获得的 AIP 截面径向和周向畸变指数的瞬时值也很好地反映了进气道下游分离区高度非定常的湍流特性。Berens 等^[80]对同一进气道也开展了 DES 研究, 得到了相似的结果, 同时仿真结果表明, 无边界层吸入时, 喉道处总压恢复会增加约 2%, AIP 截面的畸变值会减小。Berens 等^[81]同时还对 RAE M2129 大偏距 S 弯进气道开展了 DES 研究, 就进气道内部的整体流动特性而言, RANS 方法、DES 方法获得的时间平均总压恢复系数和出口马赫数均与试验结果吻合较好。然而, 由于总压畸变指数 DC60 对当地流动特性非常敏感, 所有仿真方法预测的 DC60 值都整体偏高, 并且 DES 预测的结果比 RANS 方法还要高。此外, 仿真结果表明 S 弯进气道出口气流存在强动态特性, 其瞬时畸变值有可能超过发动机畸变限制, 并且总压波动有可能引起发动机的共振。因此单纯采用对 DES 结果时均处理或是采用 RANS 方法对进气道/发动机的相容性评定都是不合适的^[81]。

除了 DES 相关方法, 近期 LES 也在 S 弯进气道内也得到了应用。但直接采用 LES 进行数值模拟仍然需要极大的网格量, 为此 Thompson 等^[82]采用具有 4 阶精度的 WMLES (Wall-Modeled Large Eddy Simulation) 对一超紧凑进气道开展仿真研究。WMLES 方法

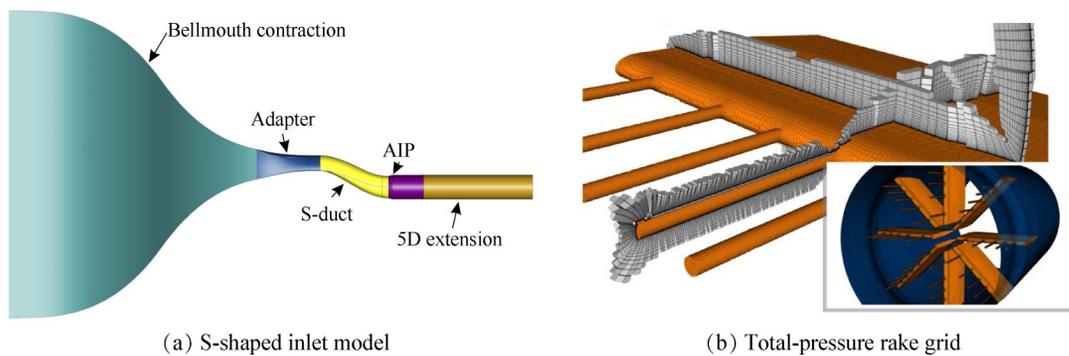


Fig. 25 S-shaped inlet model and total-pressure rake grid for the 3rd and 4th PAW-S duct workshop^[77]

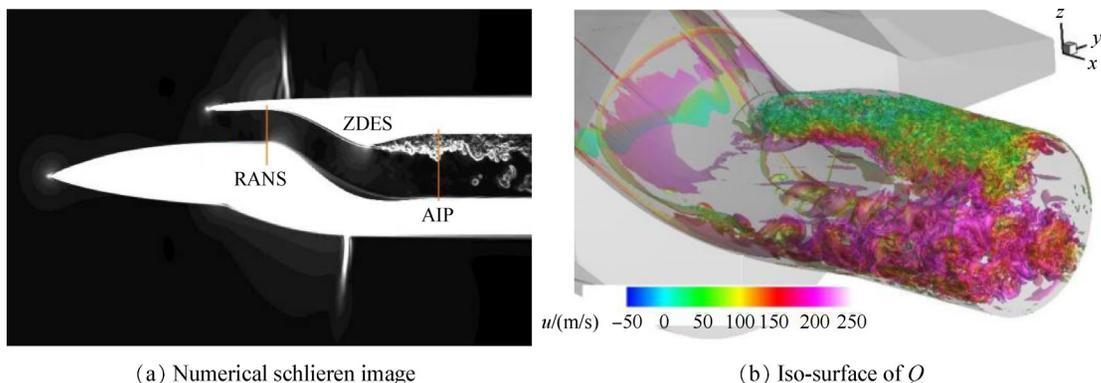


Fig. 26 Complex flow structures within a ultra-compact inlet by DES simulation^[18]

在近壁区采用壁面函数求解,但在远离壁面的区域采用LES求解^[83],因此在高雷诺数LES仿真中经常采用,可有效减少网格需求。Thompson将WMLES计算结果、2阶精度的DDES计算结果以及实验油流进行对比,如图27,28所示。尽管WMLES获得的总压恢复系数、周向畸变指数相比于DDES更贴近试验值,但WMLES无法预测第二弯之后上下壁面的流动分离现象,这可能和WMLES采用平衡壁面函数并假设近壁区法向压力梯度为0有关。因此,对于WMLES或LES,其未来在S弯进气道分离流动预测方面还需做进一步的验证和确认。

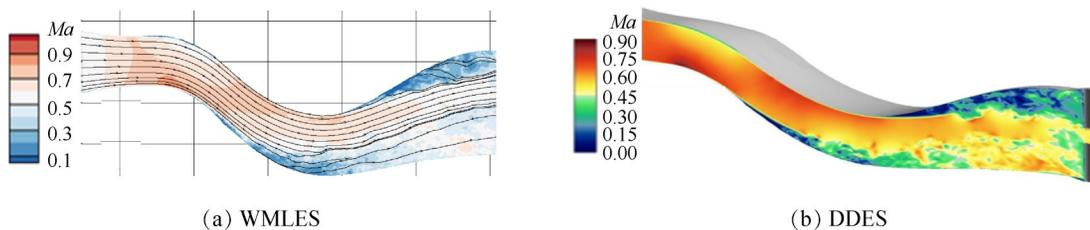


Fig. 27 Comparison of instantaneous center plane slices of WMLES and DDES solution^[82]

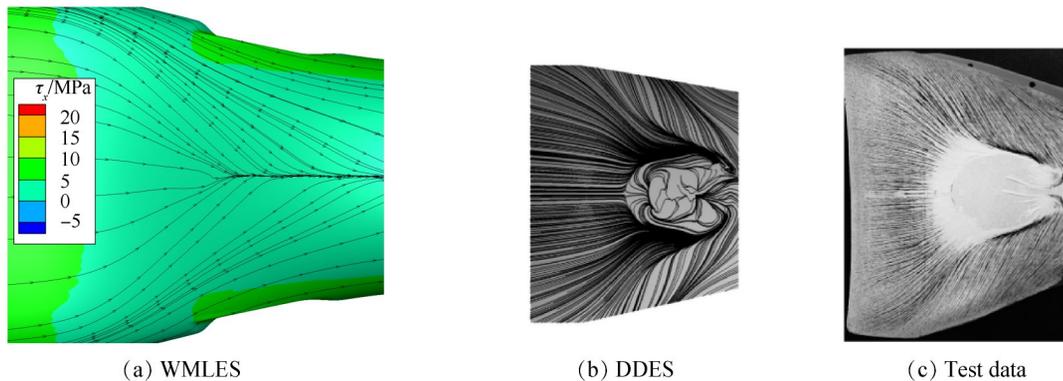


Fig. 28 Comparison of upper flow separation region^[82]

7 总结和展望

超紧凑蛇形进气道、边界层吸入式进气道是两种新型亚声速S弯进气道。本文综述了近十余年来国内外在该领域取得的研究进展。

(1)对于超紧凑蛇形进气道,由于管道截面形状的快速变化和通道剧烈弯曲,在第二弯下游极易出现强分离流动,从而在出口截面上导致大的总压畸变和两对大尺度流向涡;对于边界层吸入式进气道,其吸入的边界层厚度可达管道进口高度的一半,机身边界层在唇口绕流时会产生一对马蹄涡,当气流进入管道内部之后,会诱发显著的二次流与分离流动,并在管道出口形成一对大尺度流向涡。

(2)为了改善两类新型S弯进气道内低能流堆积

除了常规的CFD方法,基于介观模拟尺度的格子玻尔兹曼(Lattice Boltzmann method, LBM)计算流体力学方法也得到了应用。Guerrero等^[72]对大偏距S弯进气道采用LBM方法进行了相关研究,结果证明LBM能够捕捉到S弯进气道主要的流动拓扑和时域特征,同时LBM具有快速收敛性,对网格量要求较少的特点,并且求解方法中已知的不稳定性对进口马赫数依赖性较小。这些优点使得LBM在推进系统空气动力学领域非定常流动的预测方面具有一定的潜力,但与PIV测得的试验数据相比,LBM预测的湍流脉动的强度过于乐观。

的问题,目前已经发展了多种流动控制方法,包括主动流动控制方法(微射流、合成射流、流体振荡器等)、被动控制方法(叶片式涡流发生器、涡控型面)以及组合式控制方法。这些控制方法大多可在不显著降低进气道总压恢复系数的情况下,降低出口稳态周向畸变指数50%以上,其中组合式控制方法的效果更佳。

(3)针对两类S弯进气道进口形状丰富多样甚至呈异形截面的特点,目前已经建立起通用的气动型面设计方法,可适应任意异形进口的S弯进气道设计需求。

(4)已有研究发现:基于RANS方法,采用SST $k-\omega$ 模型、S-A模型可较为准确地预测进气道总压恢复系数,但周向畸变指数仍存在较大偏差;基于RANS/

LES的混合方法同样可准确预测总压恢复系数,而预测的畸变指数相比于RANS偏差更大。

未来可在以下几方面进一步开展研究:

(1)新型S弯进气道/压缩部件一体化研究。目前,大部分的研究均是针对S弯进气道和风扇/压气机进行独立研究。鉴于两类新型S弯进气道出口的流程特性存在快速演化趋势,其与下游压缩部件间可能发生显著的气动耦合作用,为此后续可对进气道/压缩部件开展一体化研究。

(2)出口旋流畸变、稳动态总压畸变的综合控制。目前,关于两类新型进气道流动控制的目标是抑制周向稳态总压畸变,然而有研究表明这些控制措施可能会增加出口旋流畸变和动态畸变。因此,后续工作应综合考虑旋流畸变、周向稳态总压畸变、动态总压畸变,开展综合评估与流动控制研究。

(3)高保真的S弯进气道CFD仿真方法。当前CFD仿真方法对总压畸变指数的预测偏差均较大,后续十分有必要进一步开展高保真、当前计算资源可接受的S弯进气道仿真方法研究。

致 谢:感谢国家自然科学基金、江苏省自然科学基金、航空动力基金和江苏省“333”工程资助项目的资助。

参考文献

- [1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake Aerodynamics [M]. Reston: AIAA Education Series, 1985.
- [2] Wallis V C, Robert B. Advanced Propulsion System Design and Integration for a Turbojet Powered Unmanned Aerial Vehicle[R]. AIAA 2003-415.
- [3] Guo R W, Seddon J. The Swirl in an S-Duct of Typical Air Intake Proportions [J]. *Aeronautical Quarterly*, 1983, 34: 99-129.
- [4] Vakili A, Wu J M, Liver P, et al. Measurements of Compressible Secondary Flow in a Circular S-Duct[R]. AIAA 83-1739.
- [5] Guo R W, Seddon J. An Investigation of the Swirl in an S-Duct[J]. *Aeronautical Quarterly*, 1982, 33: 25-58.
- [6] Guo R W, Seddon J. Swirl Characteristics of an S-Shaped Air Intake with Both Horizontal and Vertical Offsets[J]. *Aeronautical Quarterly*, 1983, 34: 130-146.
- [7] Abd Ellatif O E, Abd Rabbo M, Abd Elganny M, et al. Area Ratio Effect on the Turbulent Flow Through a Diffusing S-Duct Using Large-Eddy Simulation [C]. *Cleveland: 6th International Energy Conversion Engineering Conference (IECEC)*, 2008.
- [8] 石 磊, 郭荣伟. 蛇形进气道的电磁散射特性[J]. *航空学报*, 2007, 28(6): 1296-1301.
- [9] Hamstra J W, Miller D N, Truax P P, et al. Active Inlet Flow Control Technology Demonstration [J]. *Aeronautical Journal*, 2000, 104: 473-479.
- [10] Shaw R W. Advanced Compact Inlet Systems Inlet Analysis[R]. WL-TR-96-3038.
- [11] Sun S, Guo R W. Serpentine Inlet Performance Enhancement Using Vortex Generator Based Flow Control [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 19(1): 10-17.
- [12] Mayer D, Anderson B, Johnson T. 3D Subsonic Diffuser Design and Analysis[R]. AIAA 98-3418.
- [13] Brear M J, Warfield Z, Mangus J F, et al. Flow Separation Within the Engine Inlet of an Uninhabited Combat Air Vehicle (UCAV) [J]. *Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME*, 2004, 126(2): 266-272.
- [14] Perry A E, Chong M S. A Series-Expansion Study of the Navier-Stokes Equations with Applications to Three-Dimensional Separation Patterns[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1986, 173: 207-223.
- [15] Gerolymos G A, Joly S, Mallet M, et al. Reynolds-Stress Model Flow Prediction in Aircraft-Engine Intake Double-S-Shaped Duct [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(4): 1368-1381.
- [16] 孙 姝. 非常规进气道的设计、试验以及仿真研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
- [17] Sun S, Tan H J. Flow Characteristics of an Ultracompact Serpentine Inlet with an Internal Bump [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(2).
- [18] Delot A L, Berens T M, Tormalm M, et al. DES Computations for a Subsonic UAV Configuration with a Highly Integrated S-Shaped Inlet Duct[R]. AIAA 2014-0723.
- [19] Aref P, Jirásek A, Ghoreyshi A M, et al. Computational Design of S-Duct Intakes for the NATO AVT-251 Multi-Disciplinary Configuration[R]. AIAA 2018-3164.
- [20] 靖建朋, 郭荣伟. 一种双S弯非常规进气道地面工作状态试验 [J]. *航空动力学报*, 2006, 21(5): 903-908.
- [21] Hall D K, Huang A C, Uranga A, et al. Boundary Layer Ingestion Propulsion Benefit for Transport Aircraft [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(5): 1118-1129.
- [22] 达兴亚, 范召林, 熊 能, 等. 分布式边界层吸入推进系统的建模与分析[J]. *航空学报*, 2018, 39(7): 113-121.
- [23] Anabtawi A J, Blackwelder R, Liebeck R, et al. Experimental Investigation of Boundary Layer Ingesting Users of a Semi-Circular Cross Section[R]. AIAA 98-945.
- [24] 宁 乐, 谭慧俊, 孙 姝. 有无穷边界层吸入对S弯进气道流动特性的影响[J]. *推进技术*, 2017, 38(2): 266-274. (NING Le, TAN Hui-jun, SUN Shu. Effects

- of Boundary Layer Ingestion on Flow Characteristics of an S-Shaped Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 266-274.)
- [25] 刘雷. S弯进气道出口畸变控制及其对跨声速风扇流场影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [26] McMillan M L, Mackie S A, Gissen A, et al. Inlet Flow Control and Prediction Technologies for Embedded Propulsion Systems[R]. NASA-CR-2011-217237.
- [27] Rein M, Koch S, Rütten M. Experimental Investigations on the Influence of Ingesting Boundary Layers into a Diverterless S-Duct Intake[R]. AIAA 2014-0373.
- [28] Simpson R L. Junction Flows[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2001, 33: 415-443.
- [29] Gissen A N, Vukasinovic B, Mcmillan M, et al. Distortion Management in a Boundary Layer Ingestion Inlet Diffuser Using Hybrid Flow Control[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(3): 834-844.
- [30] Anabtawi A J, Blackwelder R F, Lissaman P B S, et al. An Experimental Study of Vortex Generators in Boundary Layer Ingesting Diffusers with a Centerline Offset [R]. AIAA 99-2110.
- [31] Berrier B L, Allan B G. Experimental and Computational Evaluation of Flush-Mounted, S-Duct Inlets [R]. AIAA 2004-764.
- [32] Liou M-S, Lee B J. Characterization of Aerodynamic Performance of Boundary-Layer-Ingesting Inlet under Crosswind[R]. ASME GT 2012-68509.
- [33] Daggett D L, Kawai R, Friedman D. Blended Wing Body Systems Studies: Boundary Layer Ingestion Inlets with Active Flow Control[R]. NASA CR-2003-212670.
- [34] 宁乐. BLI进气道流动特性的地面模拟方法和初步实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [35] Tanguy G, Macmanus D G, Zachos P K, et al. Passive Flow Control Study in an S-Duct Using Stereo Particle Image Velocimetry [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(6): 1862-1877.
- [36] Jirásek A. Evaluation of the Vortex Generator Flow Control in the FOI-EIC-01 Inlet at Different Flight Conditions[R]. AIAA 2007-5065
- [37] Ng Y T, Luo S, Lim T T, et al. Three Techniques to Control Flow Separation in an S-Shaped Duct [J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(9): 1825-1832.
- [38] Yi J, Kim C, Lee B J, et al. Adjoint-Based Design Optimization of Vortex Generator in an S-Shaped Subsonic Inlet [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(11): 2492-2507.
- [39] Owens L R, Allan B G, Gorton S A. Boundary-Layer-Ingesting Inlet Flow Control[R]. AIAA 2006-839.
- [40] Harrison N A, Anderson J, Fleming J L, et al. Active Flow Control of a Boundary Layer-Ingesting Serpentine Inlet Diffuser [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(1): 262-271.
- [41] Jirásek A. Design of Vortex Generator Flow Control in Inlets [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1886-1892.
- [42] 谢文忠, 郭荣伟. 蛇形进气道涡控设计研究 [J]. *航空学报*, 2011, 32(10): 1806-1814.
- [43] Da X, Fan Z, Fan J, et al. Microjet Flow Control in an Ultra-Compact Serpentine Inlet [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(5): 1381-1390.
- [44] Burrows T J, Vukasinovic B, Glezer A. Flow Dynamics Effected by Active Flow Control in an Offset Diffuser [R]. AIAA 2018-4024.
- [45] Tormalm M. Flow Control Using Vortex Generators or Micro-Jets Applied in an UCAV Intake [R]. AIAA 2014-0724.
- [46] Gartner J, Amitay M. Flow Control in a Diffuser at Transonic Conditions [R]. AIAA 2015-2484.
- [47] Vaccaro J C, Sahn O, Olles J, et al. Experimental and Numerical Investigation of Active Control of Inlets Ducts [J]. *International Journal of Flow Control*, 2009, 1(2): 133-154.
- [48] Kostas J, Foucault J M, Stanislas M. The Flow Structure Produced by Pulsed-Jet Vortex Generators in a Turbulent Boundary Layer in an Adverse Pressure Gradient [J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2007, 78(3): 331-363.
- [49] Gorton S A, Owens L R, Jenkins L N, et al. Active Control on a Boundary-Layer-Ingesting Inlet [R]. AIAA 2004-1203.
- [50] Glezer A, Amitay M. Synthetic Jets [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, 34(1): 503-529.
- [51] Raghu S. Fluidic Oscillators for Flow Control [J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(2): 1455.
- [52] Louis N C, Mark S. Actuators for Active Flow Control [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2011, 43: 247-272.
- [53] Vukasinovic B, Burrows T J, Glezer A, et al. Experimental and Numerical Investigation of Controlled Flow Distortion in a Subsonic Offset Diffuser by Trapped Vorticity [R]. AIAA 2017-1454.
- [54] Lakebrink M T, Mani M, Winkler C. Numerical Investigation of Fluidic-Oscillator Flow Control in an S-Duct Diffuser [R]. AIAA 2017-1455.
- [55] Lakebrink M T, Mani M. Numerical Investigation of Dynamic Distortion and Flow Control in a Serpentine Diffuser [R]. AIAA 2018-1283.
- [56] Garnier E. Flow Control by Pulsed Jet in a Curved S-Duct: A Spectral Analysis [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(10): 2813-2827.
- [57] Wang Lin, Luo Zhenbing, Xia Zhixun, et al. Review of

- Actuators for High Speed Active Flow Control[J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(8): 2225–2240.
- [58] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2015, 36(2).
- [59] Yang H, Li F, Song Y, et al. Numerical Investigation of Electrohydrodynamic (EHD) Flow Control in an S-Shaped Duct[J]. *Plasma Science & Technology*, 2012, 14(10): 897–904.
- [60] Webb N J, O'Neill C, Samimy M. Aggressively-Offset Inlet Flow Facility Design and Characterization [R]. *AIAA 2020-1614*.
- [61] O'Neill C. Active Flow Control in a Compact High-Speed Inlet/Diffuser Model[R]. *AIAA 2020-0112*.
- [62] Scribner A R, Ng W, Burdisso R. Effectiveness of a Serpentine Inlet Duct Flow Control Technique at Design and Off-Design Simulated Flight Conditions [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2): 332–339.
- [63] Gissen A N, Vukasinovic B, Glezer A. Dynamics of Flow Control in an Emulated Boundary Layer-Ingesting Offset Diffuser[J]. *Experiments in Fluids*, 2014, 55(8).
- [64] Lee C, Boedicker C. Subsonic Diffuser Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft[R]. *AIAA 1985-3073*.
- [65] 余安远. 隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计及气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.
- [66] 王庆林. 超椭圆进气道的设计[J]. *洪都科技*, 1990, (4): 1–6.
- [67] 李岳峰, 杨青真, 孙志强. 超椭圆S形进气道的设计及气动性能研究[J]. *计算机仿真*, 2011, 28(3): 82–85.
- [68] 黄晨, 谢文忠, 靖建朋. 基于Nurbs曲线的涡控蛇形进气道设计[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(10): 2355–2363.
- [69] 周慧晨, 谭慧俊, 李湘潭. 复杂变截面进气道的一种设计方法[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1357–1363.
- [70] 陈健华. 附面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.
- [71] 桑振坤. 半埋入式S弯进气道优化设计及主动流动控制技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [72] Guerrero-Hurtado M, Zachos P K, Macmanus D G, et al. Unsteady Swirl Distortion Characteristics for S-Ducts Using Lattice Boltzmann and Time-Resolved, Stereo PIV Methods[R]. *AIAA 2019-4275*.
- [73] Vaccaro J C, Elimelech Y, Chen Y, et al. Experimental and Numerical Investigation on the Flow Field Within a Compact Inlet Duct [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 44: 478–488.
- [74] Dorgan A J, Winkler C M. BCFD Analysis for the 1st AIAA Propulsion Workshop: S-Duct Results[R]. *AIAA 2013-3792*.
- [75] Babcock D, Maniy M. BCFD Simulations of the 2nd AIAA Propulsion and Aerodynamics Workshop: S-Duct with Vortex Generators[R]. *AIAA 2015-3959*.
- [76] Lima L S M, Jesus A B, Huebner R. Analysis of Geometric Features and Mesh Parameters on the 3rd PAW S-Duct Case[R]. *AIAA 2017-4910*.
- [77] Deric A B, Luiz T N, Zach S D. Summary of the 4th Propulsion Aerodynamics Workshop: S-Duct Results [R]. *AIAA 2019-3845*.
- [78] Choi H, Moin P. Grid-Point Requirements for Large Eddy Simulation: Chapman's Estimates Revisited [J]. *Physics of Fluids*, 2012, 24(1).
- [79] Chad M. Winkler, Zach S. Davis. Summary of the 3rd Propulsion Aerodynamics Workshop: S-Duct Results [R]. *AIAA 2017-4912*.
- [80] Berens T M, Delot A L, Tormalm M, et al. Numerical and Experimental Investigations on Highly Integrated Subsonic Air Intakes[R]. *AIAA 2014-0722*.
- [81] Berens T M, Delot A L, Chevalier M, et al. Numerical Simulations for High Offset Intake Diffuser Flows [R]. *AIAA 2014-0371*.
- [82] Thompson R J, Komives J R. Compressible Flow Through a Diffusing Serpentine Inlet Duct Assessed with Wall-Modeled Large Eddy Simulation[R]. *AIAA 2019-3702*.
- [83] Piomelli U. Wall-Layer Models for Large-Eddy Simulations [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2008, 44: 437–446.

(编辑: 史亚红)