

附面层吸入式进气道内流动损失特性

邓文剑, 王占学, 周 莉, 赵海宇

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 用数值仿真手段, 对进气道内流总压损失采用逐段对比分析的方法, 研究了附面层吸入式(BLI)进气道相对于常规 S 弯进气道的内流总压损失特性。结果表明: 进气道出口马赫数不变, 较低来流马赫数和较高来流马赫数工况下(方案对应马赫数 0.3 以下和马赫数 0.6 以上), BLI 进气道产生的流动损失比常规 S 弯进气道的大, 差量达 2.4%; 中等来流马赫数工况下(本文方案对应马赫数 0.3 与马赫数 0.6 之间), BLI 进气道产生的流动损失比常规 S 弯进气道的略小, 差量在 0.3% 以内; 流动损失特性间的差异是由于 BLI 进气道进口前壁面与进口低能附面层改变了进口段流动特性、及在 S 弯管道内发展的综合作用结果。

关 键 词: 附面层吸入式(BLI)进气道; S 弯进气道; 飞/发一体化; 附面层; 流动损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Flow losses characteristics of BLI inlet

DENG Wenjian, WANG Zhanxue, ZHOU Li, ZHAO Haiyu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the difference and mechanism of the internal flow total pressure loss between the boundary layer ingestion (BLI) inlet and the conventional S-shaped inlet, numerical simulation method was applied and step-by-step comparative analysis of the total pressure loss was carried out. The results showed that, when fan-face Mach number was kept unchanged, the flow loss of BLI inlet was larger than that of the conventional S-shaped inlet under the working conditions of relatively lower and higher Mach number of free-stream (corresponding to below 0.3 or above 0.6), and the maximum difference was 2.4 percent. Under the working condition of medium Mach number of free-stream (corresponding to between 0.3 and 0.6), the flow loss generated by the BLI inlet was slightly smaller than that of the conventional S-shaped inlet, and the maximum difference was 0.3 percent. The combined effect of the fore-wall of the BLI inlet and the low-energy boundary flow changed the flow characteristics in the inlet and developed rapidly in the diffuser of the S-shaped pipeline, leading to the difference in flow loss characteristics.

Keywords: boundary layer ingestion (BLI) inlet; S-shaped inlet; flight-engine integration; boundary layer; flow loss

基于当前的技术理论体系, 飞行器各部件性能水平的进一步提升都遭遇不同程度技术瓶颈, 因此, 从多部件间优化集成的角度来提升飞行器综合性能的设计技术蓬勃发展起来。飞/发一体

化技术是通过将机体和推进系统的优化集成, 来提升飞行器总体性能^[1-4], BLI(boundary layer ingestion, 附面层吸入式)推进系统是高度飞/发一体化的技术代表之一^[5-7], 它通过对机体低能附面

收稿日期: 2021-04-28

基金项目: 工信部某前瞻性技术研究项目

作者简介: 邓文剑(1980—), 男, 副研究员, 博士, 主要研究方向为新型推进技术、进排气系统、飞发一体化。

通信作者: 王占学(1969—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要研究方向为新型推进技术与发动机总体性能。E-mail: wangzx@nwpu.edu.cn

引用格式: 邓文剑, 王占学, 周莉, 等. 附面层吸入式进气道内流动损失特性[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 698-708. DENG Wenjian, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Flow losses characteristics of BLI inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 698-708.

流吸入和尾迹填充的耦合作用来实现综合性能提升的目的^[8]。

由于 BLI 推进系统具有的整机综合气动性能优势, 所以得到很多研究机构的高度重视, 开展了大量的理论及概念方案研究。Smith 等^[9]研究了 BLI 技术能带来的效益, 在简化假设下, 他们发现, 仅就发动机而言, 采用 BLI 在巡航状态下的耗油率可以降低 5%~10%; Sabo 等通过简化的原理性试验表明, 采用 BLI 技术, 飞行器综合能效收益最高可达 29%。波音公司采用 BLI 推进系统技术的亚声速翼身融合体商用飞机概念^[10], 研究表明: 该商用飞机和现有大型客机相比, 油耗可降低 27%, 起飞质量降低 15%。Dagget 等^[11]对一翼身融合体布局方案进行系统的分析表明: 采用 BLI 推进系统技术和合理的流动控制技术, 该翼身融合体飞机比现有的波音 747-400 飞机的耗油率低 40%。还有诸如美国 NASA 的 N3-X 概念飞机和 D8 双泡体概念飞机、法国宇航院的 Nova 概念飞机、德国包豪斯研究院的“推进式机身概念”等等, 都采用了 BLI 推进系统技术。

1 国内外研究现状

从目前的研究结果来看, BLI 推进系统最佳的布局方式是采用发动机与机体的融合式内埋, 所以其进气道往往设计成具有一定偏心度的 S 弯形式, 以便将气流从机体表面引入到融入机体的发动机中。

这类吸入大量低能附面流的 BLI 进气道(图 1 所示, AIP(aerodynamic interface plane)面, 进气道/发动机气动交界面)带来了较大的技术挑战, 在进口低能附面流与 S 弯管道的相互作用下, 其不可避免地带来总压损失和流场畸变, 这对发动机效率及稳定性都带来非常不利的影响, 其不利影响量可能会抵消甚至超过这种融合式 BLI 动力系统能够带来的收益量^[12-13]。因此, BLI 进气道是整个融合式 BLI 推进系统的关键部件之一, 对其

性能特点、流动规律、关键设计参数影响机理和设计方法等必须开展深入的研究。

国外对 BLI 进气道已经有比较丰富的研究。其中以美国国家航空航天局在 BLI 进气道方面开展的研究工作最为系统, 通过合同委托波音公司设计了 4 个不同的 BLI 进气道, 然后以这些进气道为基础, 开展了流动的数值模拟、风洞试验, 以及不同形式流动控制方法研究。主要开展了 BLI 进气道总压损失和流场畸变特性的研究^[14]、几何设计参数对性能影响规律研究^[15]、流动控制技术研究^[16], 这些研究中, 都是将低能进口附面流与进气道本身产生的流动损失综合处理, 对因为结构形式和进口低能附面流而引起的 BLI 进气道流动特性的变化规律及变化机理研究没有深入开展。

国内在 BLI 进气道方面也已有了相当的研究, 如宁乐^[17]运用数值仿真手段对比了有、无附面层吸入时进气道内的流动结构和气动性能; 达兴亚等^[18]建立了 BLI 进/排气系统内部附面流状态及推进系统性能评估的二维理论模型; 陈健华^[19]和桑振坤^[20]对 BLI 进气系统开展了外形优化、吹/吸气及吹吸组合式流动控制方法研究。这些研究工作分别在流动机理、理论方法和流动控制技术方面具有相当的代表性, 为 BLI 进气道技术的发展起到了较好的推动作用。但这些研究工作也都是将低能的进口附面流与进气道本身的流动损失综合处理, 并没有进一步对 BLI 进气道损失不同于常规 S 弯进气道的原因及损失组成比例进行深入研究。所以, 目前 BLI 进气道一般参考传统 S 弯进气道设计方法, 然后结合数学优化工具开展优化设计^[21-23]。这固然不失为一类有效的技术措施, 但在方案初始阶段和飞行器总体方案选型快速迭代阶段及多项设计要素影响敏感度尚不明确阶段, 这种主要基于数学求解的方案迭代方式的响应速度及适用性无法满足设计要求。只有在充分掌握此类进气道特性与机理的基础上, 才能掌握设计和优化的关键要素及各设计要素对性能的影响敏感度, 也只有建立在这些认识基础上, 才能在多部件耦合、多性能协调的飞行器及推进系统设计中快速确定综合性能最优的参数设置规律, 也能为更好地开展基于数学方法的精细优化设计、多部件一体化耦合设计和流动控制技术的应用提供指导。

本文基于这一研究思路, 首先设计了一常规 S 弯进气道(工程上的实际应用中, S 弯进气道一般带有附面层隔道, 本文假设了能将附面流完全

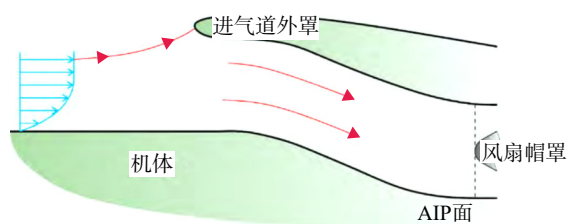


图 1 BLI 进气道典型结构图

Fig. 1 Typical structure of BLI inlet

排除的隔道设计方案,因此将其等效成了正对来流的无隔道冲压式 S 弯进气道方案),以该进气道为基础,在其下唇口前向延伸了一定长度的固壁平板与之组合形成 BLI 进气道,对这两个进气道开展多工况的性能仿真计算。通过对流动损失、流场细节的详细对比分析,深入研究 BLI 进气道内流损失规律及损失机理,明确主要影响因素,促进其设计理论与设计方法的进一步完善。

2 方 法

2.1 方案介绍

S 弯进气道的设计主要包括以下这几个方面:中心线的设计、面积分布律的设计、截面形状的设计、唇口轮廓线的设计等^[19-25]。本文参考^[19,26]中的方法,设计一常规 S 弯进气道。中心线采用四阶多项式方程来描述,其控制方程如式(1)所示。

$$f(x) = k_4 x^4 + k_3 x^3 + k_2 x^2 \quad (1)$$

式中 x 为中心线各点距离喉部截面的轴向长度与进气道总轴向长度的比值; k 为方程的系数,通过调整这些系数来改变中心线的形状。本文拟采用缓急相当的中心线形式,结合 BLI 进气道大量低能附面流进入的特殊性,对这种缓急相当的中心线形式进行了适量微调:为了防止附面流在进气道进口下壁面处过早分离,适当减缓了进口段的变化率。参考文献^[19]中参数的设置方法,最终选取的中心线方程系数为

$$k_4 = 0.5, k_3 = -3, k_2 = 3.4$$

进气道面积沿程变化规律控制着气流的流向扩压比,一般来看,主要有前急后缓、缓急相当和前缓后急这 3 类。本文的方案设计中,考虑到大量低能附面流的特殊情况及为了与中心线拐折的配合,采用前后缓,中间急的分配规律,这是为了减弱或防止气流在管道前后拐折处出现分离,而将主要的扩压任务分配到前后弯之间的直段上来。常规的 3 阶或 4 阶多项式面积分布方程都无法实现这样的面积分布规律,因此采用文献^[19]中的有理函数方程,如式(2)所示:

$$f(x) = \frac{k_3 x^3 + k_2 x^2 + k_1 x + k_0}{x^2 + k_5 x + k_6} \quad (2)$$

参考文献^[19]中参数的设置方法,最终该方程中各系数取值为

$$\begin{aligned} k_0 &= 0.000\ 18, k_1 = 0.137\ 1, k_2 = -0.43, \\ k_3 &= 0.43, k_5 = -1.445, k_6 = 0.583\ 6 \end{aligned}$$

以中心线垂直剖面为中间控制面。

唇口剖面形状采用奎希曼的 ABC 系列进气道设计方法^[27]:即唇口的内外剖面均由 1/4 段椭圆表示,它们在唇口前缘处相切,内外两段 1/4 椭圆构成了完整的唇口剖面线。这样,整个唇口剖面形状就由 4 个参数来控制,即为唇口内/外剖面椭圆的长/短轴半径。本文中,综合考虑来流速度、进口流量系数及进口尺寸,以防止大来流速度下外罩表面出现超声速区、及减弱小来流速度大流量工况时唇口内侧的流动分离为目标,选取唇口内/外侧椭圆长轴半径比为 6/7、内/外侧短轴半径为 3/4,唇口剖面线形状如图 2 所示,图中 A 指唇口长度(即进气道进口最前沿到唇口段结束处的距离)。

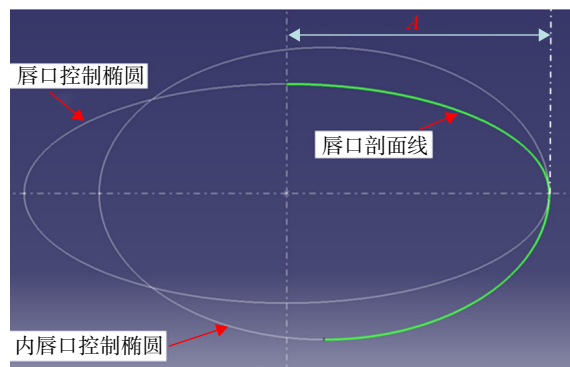


图 2 唇口剖面线

Fig. 2 Profile of lip section

进气道进口面采用宽高比为 3 的矩形加倒角圆的剖面形状,管道中间控制面形状采用矩形加倒角圆逐渐过渡到圆形出口面的形式^[28]。

为了方案设计及计算分析的简便、且又能满足流动机理研究的需要,在该 S 弯进气道进口前加一平直壁面,以模拟 BLI 进气道入口前的机体附面流效应。文献^[6]指出:BLI 飞行器中,进入进气道的机身附面层厚度可达 30% 进气道进口高度。本文以这一附面层厚度关系为依据,采用文献^[28]中附面层厚度计算公式,如式(3)和式(4):

$$\delta = 0.37 \cdot \frac{l^{0.8}}{(Re_\infty^u)^{0.2}} \quad (3)$$

$$Re_\infty^u = \frac{\rho_\infty u_\infty}{\mu_\infty} \quad (4)$$

式中 δ 为附面层厚度, l 为随壁面的流向距离,下标 ∞ 表示来流气流参数。

选择来流马赫数为 0.6 的工况为设计工况,计算得到平直壁面长度为进气道进口高度的 51 倍,所以取平直壁面长度为 50 倍进气道进口

高度, S弯进气道和 BLI 进气道外形如图 3 所示。这样的简化固然与真实情况存在差异, 但不失从一般理论规律上对 BLI 进气道主要特征的较好近似。

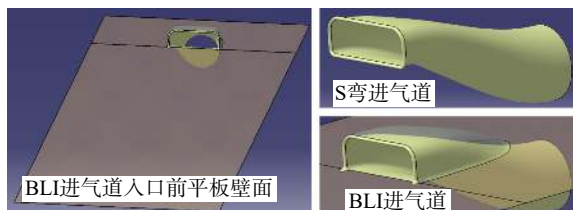


图3 进气道几何构型

Fig. 3 Geometry of inlet

2.2 仿真计算

流场仿真计算采用 ANSYS CFX 软件进行, 计算设置参照了大量参考文献中类似算例的通用设置方法^[27,29]。由于需要对附面层内的流动进行较为精确的模拟, 所以选用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型, 且保证第一层网格厚度的 y^+ 小于 1, 附面层内的网格增长率选用 1.2。计算远场设置成半径为 20 倍进气道出口圆半径的圆柱, 总长度为 20 倍进气道轴向长度。为减小进气道出口截面上流动与实际情况之间的差异, 在 AIP 截面后接有长为 2 倍进气道出口圆直径的等直段。如图 4 所示, 整个计算域采用非结构化网格, 在进气道进口附近、内管道、近壁区以及其他型面和流动参数变化较为剧烈的区域进行网格局部加密。

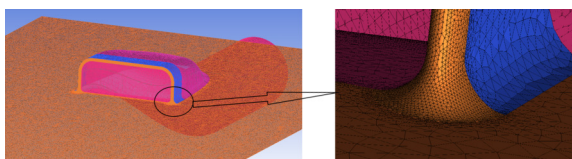


图4 BLI 进气道局部网格

Fig. 4 Local mesh of BLI inlet

进气道出口采用压力出口边界条件, 通过调节背压来保证进气道出口马赫数。因为本文研究对象是 S 弯进气道和 BLI 进气道, 因此选择流场结构相对复杂的 BLI 进气道开展网格无关性验证, 以来流马赫数为 0.4 时进气道出口总压恢复系数作为考量对象。如表 1, 通过对比, 综合考虑计算精度和效率, 选择 825 万的网格总量及其对应的网格尺寸和局部加密法作为本文仿真计算的网格设置标准。

由于本文的研究没有开展试验测量, 为了验

证本文仿真计算结果的准确性, 对所采用的仿真计算方法进行了验证。再现了参考文献 [17] 中的 BLI 进气道方案和边界条件, 采用非结构网格, 网格相对尺寸及加密方法、湍流模型设置等和本文仿真计算所采用的一样。图 5 给出了几何模型及网格图, 图 6 给出了仿真计算结果和参考文献试验结果的对比。

表1 网格无关性计算结果 ($Ma_\infty = 0.4$)

Table 1 Results of mesh independent calculation

($Ma_\infty = 0.4$)

网格数量/ 10^4	进气道出口总压恢复系数
436	0.979 6
672	0.973 3
825	0.971 5
1 078	0.971 2

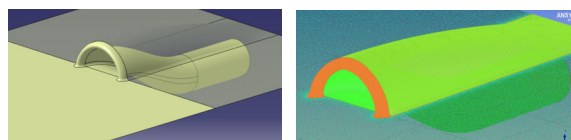


图5 参考进气道模型和网格

Fig. 5 Geometry and mesh of reference inlet

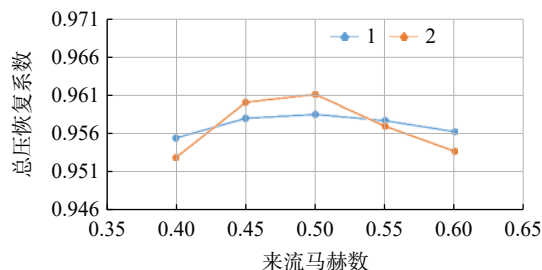


图6 仿真计算结果对比

Fig. 6 Comparison of simulation result

可以看出, 本文仿真方法所得计算结果和参考文献的结果吻合得较好, 这在很大程度上支撑了本文所采用仿真计算方法的有效性和计算结果的准确性。

3 结果与讨论

3.1 进气道流动损失特性

保持进气道出口马赫数 $Ma_e = 0.53$ 不变 (模拟某发动机保持一定换算转速不变时进气道与发动机的匹配工作状态), 分别计算了来流马赫数 $Ma_\infty = 0.1, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.8$ 这 6 个工况, 仿真计算迭代精度都达到 10^{-5} 。

进气道出口总压恢复系数 σ_e 随远场来流马赫数 Ma_∞ 的变化如图 7 所示。

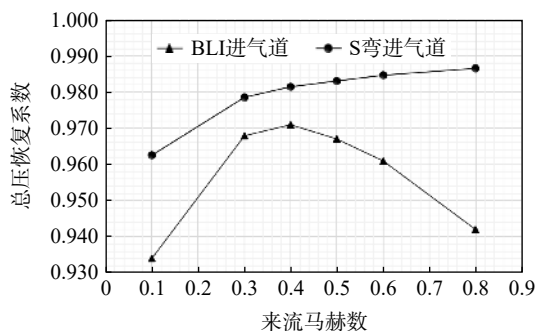


图7 进气道总压恢复性能曲线图

Fig. 7 Total pressure recover coefficient of inlet

其中,进气道出口总压恢复系数 σ_e 的定义如式(5):

$$\sigma_e = \frac{p_e^*}{p_\infty^*} \quad (5)$$

式中 p_e^* 为进气道出口截面上气流平均总压, p_∞^* 为远场来流总压。

因此此处定义的总压恢复系数 σ_e 综合了进气道进口前的流动损失和进气道的流动损失。从 σ_e 的对比来看:所有来流速度工况下,S弯进气道的 σ_e 都高于BLI进气道;它们间 σ_e 的差值在 $Ma_\infty = 0.4$ 时最小,为1.0%左右;以 $Ma_\infty = 0.4$ 为分界点, Ma_∞ 越偏离该值,两进气道 σ_e 的差值越大,在 $Ma_\infty = 0.1$ 时,差值为3.0%左右,在 $Ma_\infty = 0.8$ 时,差值高达4.5%。

从 σ_e 的变化趋势来看: $Ma_\infty < 0.4$ 的工况区域,这两个进气道的 σ_e 均随来流速度的增大而升高,其中BLI进气道的升高趋势更快; $Ma_\infty > 0.4$ 的工况区域,S弯进气道 σ_e 值继续增长,但增长趋势逐渐变缓,而BLI进气道的 σ_e 值在 $Ma_\infty = 0.4$ 时达到最大,然后随 Ma_∞ 的增大而迅速下降。

下面从流场分布细节来对这种流动损失特性

展开分析。此类进气道气流的三维流动效应显著,对性能影响很大,但其对称剖面上的二维流场分布在相当程度上可以代表进气道内气流总的沿程分布趋势^[17]。图8为进气道对称剖面上的总压分布云图,当 $Ma_\infty = 0.1$ 时,S弯进气道上、下壁面附近都有较大范围的低能区,且低能区沿程不断横向发展,其中下壁面低能区沿程发展程度大于上壁面;BLI进气道下壁面附近低能区范围很小,但其上壁面附近有比较强烈且范围较大的低能区,从云图能定性判断BLI进气道的损失要大于S弯进气道。 $Ma_\infty = 0.4$ 时,两个进气道上、下壁面附近低能区范围都较小且沿程发展也较小,从云图较难直接对比两个进气道间损失的强弱。 $Ma_\infty = 0.8$ 时,S弯进气道上下壁面附近的低能区范围和沿程发展都很小,BLI进气道上壁面的低能区范围虽然很小,但其下壁面附近的低能区范围较大,且其沿程发展较强,可以明显看出其流动损失大于S弯进气道。

从上面的分析看出,S弯进气道的总压恢复特性符合一般规律:固定出口流速时,总压恢复系数随流量系数的减小而增大^[17,19],而BLI进气道的损失规律有较大差别。在这里,BLI进气道的总压损失包含了进口附面流和进气道本体的流动损失(进气道本体的流动损失定义为:扣除进口来流损失之外在进气道流段内产生的损失),其中进口附面流的总压损失随来流速度的增加(对于本文的流量系数减小的状态)是持续增大的^[27],而BLI进气道的总压损失是先降低后增大的变化规律,说明这是因为进气道本体的流动损失变化规律不同所致,下面对进气道本体的流动损失进行深入分析。因为进气道的流动损失包含了进口来流损失和进气道本体所产生的损失,因此,需要将进口来流损失扣除,才能获得进气道本体的

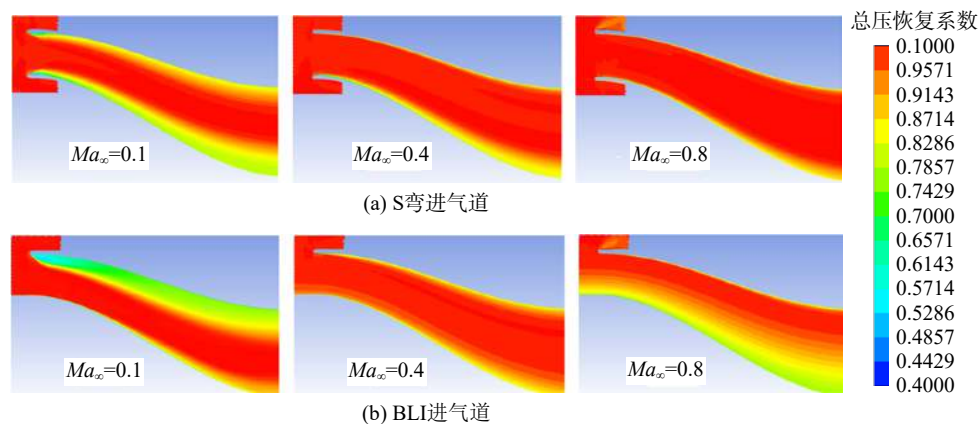


图8 进气道对称剖面上的总压恢复系数云图

Fig. 8 Contour of total pressure recover coefficient in symmetry plane of inlet

流动损失。

3.2 进气道进口来流损失特性

可将进气道本体所产生的流动损失分解为进口段损失和内管道损失, 为了便于观察和分析, 选取距离进气道唇口前缘一倍唇口长度(见图2中的长度A)位置处截面气流代表进气道进口来流, 该截面定义为入口前截面, 截面位置如图9所示。入口前截面到进气道唇口前缘距离较短, 仅为一个唇口长度, 且该范围内的流动属于外流, 因此产生的流动损失是个小量, 为了分析方便, 不妨将其归入进气道本体流动损失部分。

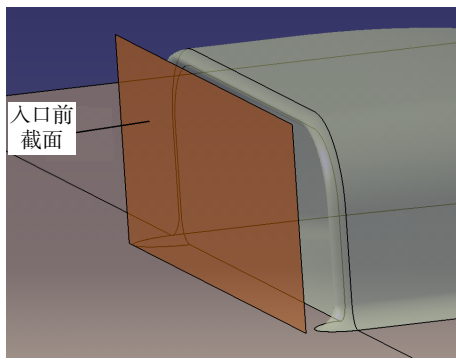


图9 进气道入口前截面位置

Fig. 9 Location of inlet entrance front section

图10给出了不同来流马赫数下进气道入口前截面上气流的相对总压降 $\Delta\sigma_i$ 。

相对总压降的定义如式(6):

$$\Delta\sigma = \frac{\Delta p^*}{p^*} \quad (6)$$

式中 Δp^* 为气流流经某区域时的平均总压降, 其中 $\Delta p_i^* = p_\infty^* - p_i^*$, $\Delta p_t^* = p_i^* - p_t^*$, $\Delta p_e^* = p_t^* - p_e^*$ 。下标i指进气道入口前截面, t指进气道喉道面, e指进气道出口面。

从图10可以看出, S弯进气道的 $\Delta\sigma_i$ 都为0, BLI进气道的 $\Delta\sigma_i$ 随 Ma_∞ 的增加迅速增大。这比

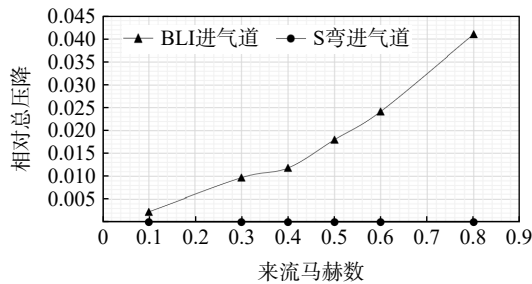


图10 不同来流马赫数入口前截面相对总压降曲线

Fig. 10 Relative total pressure drop at inlet front plane with different incoming Mach number

较容易理解: S弯进气道入口来流没有损失, 所以其值为0; BLI进气道进口附面层损失随流速的增大而增大^[18]。图11给出了BLI进气道入口前截面在 $Ma_\infty = 0.1$ 、 $Ma_\infty = 0.4$ 和 $Ma_\infty = 0.8$ 工况下的总压恢复系数分布云图, 可以明显看出随来流马赫数增大: 入口前截面低能附面流不断增长的变化规律。

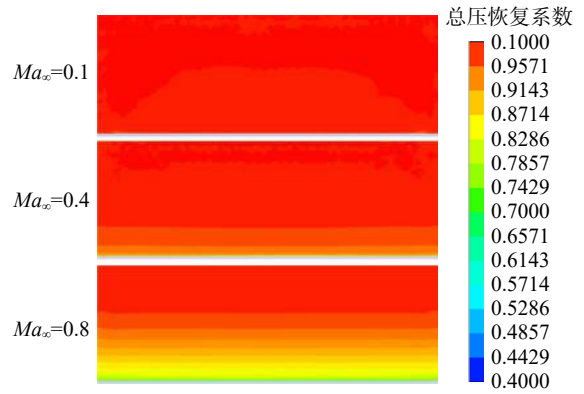


图11 BLI进气道入口前截面总压恢复系数云图

Fig. 11 Contour of total pressure recover coefficient at the highlight plane of BLI S-shaped inlet

3.3 进气道本体流动损失特性

图12为扣除进口来流损失的进气道内流动损失特性曲线。在 $Ma_\infty < 0.3$ 的工况范围内, BLI进气道本体损失比S弯进气道的大, 但它们间的差值随来流速度的增大而迅速减小; 当 $Ma_\infty = 0.3$ 时, 两进气道的损失基本相当; 在 $0.3 < Ma_\infty < 0.6$ 的来流速度区域内, BLI进气道的损失比S弯进气道的略小; $Ma_\infty > 0.6$ 之后, BLI进气道的损失比S弯进气道的大, 且差值随来流速度的增加而逐渐增大。

一般规律来看, 在S弯管道中, 其扩张壁面气流能量越低, 气流在扩张壁面上的扩压损失越大, 流动稳定性也越差, 越容易出现分离、旋涡等各

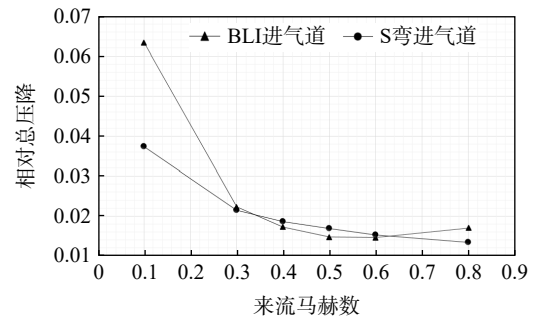


图12 不同来流马赫数进气道内相对总压降曲线图

Fig. 12 Relative total pressure drop in inlet with different incoming Mach number

种不利的流动现象,损失迅速增大^[29-30]。按照这个一般规律,随来流速度的增大,BLI进气道进口来流中靠S弯管道扩张壁面(下壁面)低能附面流所占比例越大、能量越低,所以其内管道中的损失应该要大于S弯进气道。但从本文的计算结果来看,在 $Ma_\infty = 0.4$ 工况下,BLI进气道的损失反而比S弯进气道的略低,这一现象有异于一般规律,下面对进气道本体的损失特性展开进一步的分析。前面已提到,可将进气道本体的损失分为进口(从入口前截面到喉道面)损失 Δp_i^* 和内管道(从喉道面到出口面)损失 Δp_e^* 这两大部分,然后分别加以分析。

3.3.1 进口段流动损失特性

将位于入口前截面(如图9)到进气道喉道面(如图13)之间的流动空间定义为进气道进口段。图14给出了这两个进气道进口段相对总压降 $\Delta\sigma_i^*$ 随来流马赫数变化曲线。两进气道进口段内的 $\Delta\sigma_i^*$ 值都随来流速度的增大而下降,但总的变化幅度在1.0%以内;所有来流速度工况下,BLI进气道进口段内的损失都比S弯进气道的要小,但 $\Delta\sigma_i^*$ 值的最大差量在0.5%以内。

全速度工况范围内,BLI进气道进口段的流动损失都相对更小,必然与其流动结构紧密相关。

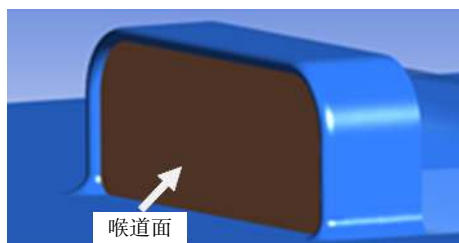


图13 进气道喉道面

Fig. 13 Throat plane of inlet

图15给出了进气道入口段上唇口、侧唇口和下唇口三个特征截面的具体位置,图16、图17和图18给出了不同来流速度下这三个特征截面上的流线分布。

由图16可知: $Ma_\infty = 0.8$ 时,S弯进气道侧唇口处没有出现流动分离,但上、下唇口处均出现了较大范围流动分离区;而BLI进气道上唇口、侧唇口处都出现了大范围的流动分离,且分离区范围均比S弯进气道的大,但其下唇口处没有出现流动分离。这是因为BLI进气道进口前壁面阻

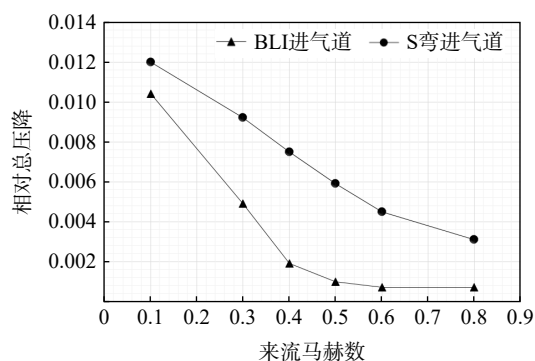


图14 进气道进口段相对总压降

Fig. 14 Relative total pressure drop in entrance region of inlet

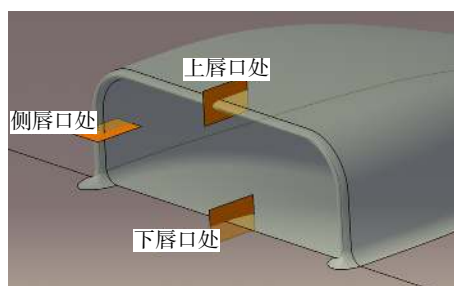


图15 进气道上唇口、侧唇口和下唇口位置

Fig. 15 Location of inlet upper lip, side lip, and lower lip

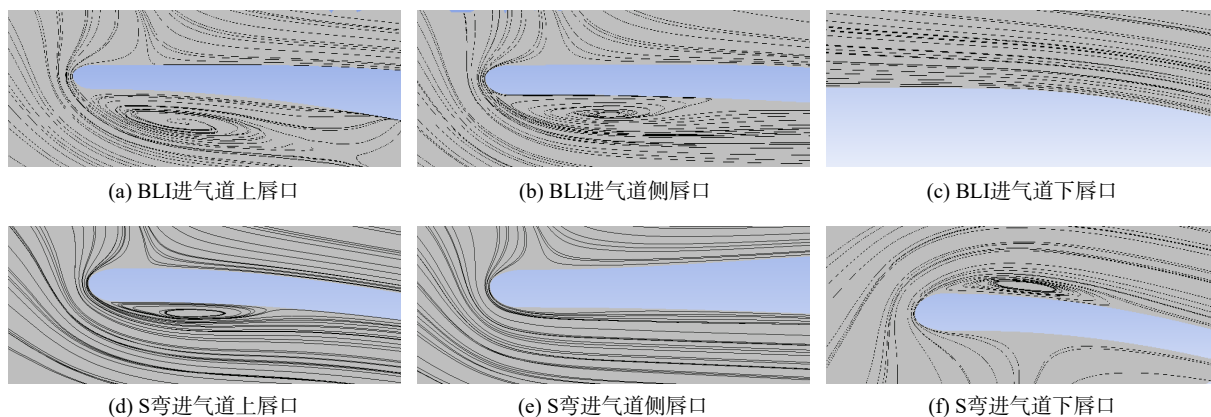
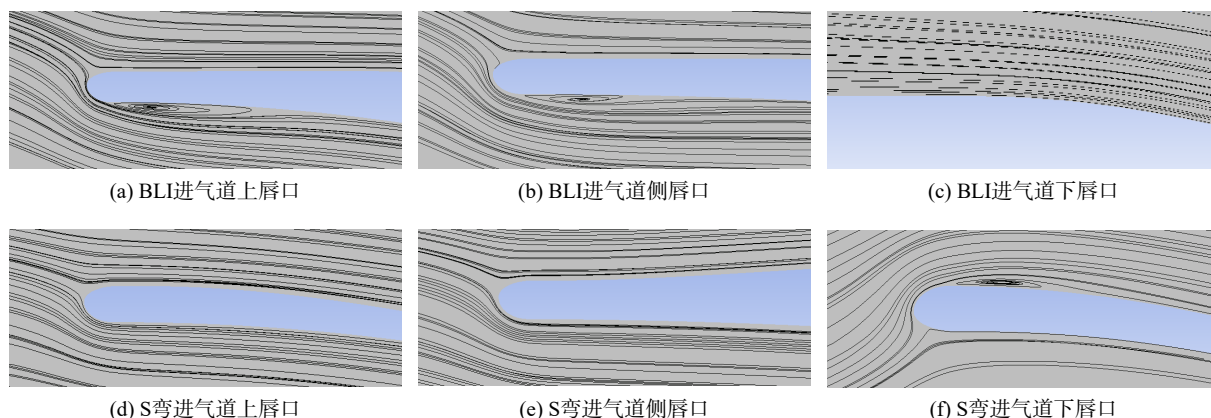
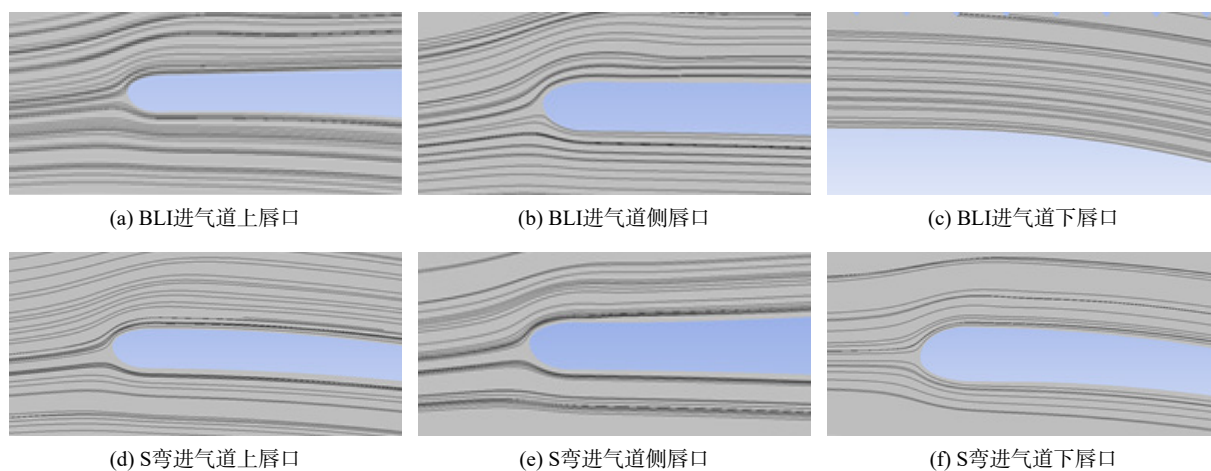


图16 $Ma_\infty = 0.1$ 时 BLI 进气道与 S 弯进气道唇口流线分布

Fig. 16 Streamline around the lip of BLI and S-shaped inlet at $Ma_\infty = 0.1$

图 17 $Ma_{\infty} = 0.4$ 时 BLI 进气道与 S 弯进气道唇口流线分布Fig. 17 Streamline around the lip of BLI and S-shaped inlet at $Ma_{\infty} = 0.4$ 图 18 $Ma_{\infty} = 0.8$ 时 BLI 进气道与 S 弯进气道唇口流线分布Fig. 18 Streamline around the lip of BLI and S-shaped inlet at $Ma_{\infty} = 0.8$

挡了气流从外侧“翻越”唇口进入内管道、且等直的进口前壁面还能对气流起到较好的引导作用,所以下唇口附近没有出现流动分离。 $Ma_{\infty} = 0.8$ 的来流状态下, S 弯进气道中只在其下唇口处有小范围的流动分离, BLI 进气道上唇口面和侧唇口附近依然存在流动分离现象,但分离区范围远小于 $Ma_{\infty} = 0.8$ 的来流状态,其流动损失也必然减小。 $Ma_{\infty} = 0.8$ 时,两进气道中都未出现流动分离现象。

从唇口流线分布图(图 16)可以明显看出,由于 BLI 进气道进口前壁面阻挡了唇口局部进气绕流,从而改变了整个进口段的流动特性。

从图 14 已知,在来流马赫数为 0.4 时, BLI 进气道与 S 弯进气道的进口段损失差量最大,因此将该状态下两个进气道进口段的损失特性进行进一步对比分析。图 19 给出了该状态下进气道入口前截面和喉道面上的总压恢复系数云图。可以看出:喉道截面的上壁面和侧壁面附近,两个进气道的流动损失都是从入口前截面上近乎“无”的

状态发展而来;喉道截面下壁面附近, S 弯进气道中的流动损失也是“从无到有”的发展规律,但在 BLI 进气道中,下壁面附近的损失从入口前截面到喉道面上几乎没有增长。通过对流场细节的分析可知(如图 17 的流线分布),这是因为进口前平直壁面阻挡了气流进入进气道时在唇口处的“翻越”,减少了气流在此处流动损失的缘故。

通过文中第 3.3.1 节的流场分析可以得知:本文的研究方案中,由于 BLI 进气道进口前壁面的几何结构及低能进口附面流的来流特性,改变了局部唇口绕流,从而改变了整个进口段的流场结构,降低了进口段的流动损失。但该规律不具有通用性,进口段流场结构改变引起的损失是增大还是减小,应该是随具体方案的不同而不同,所以, BLI 进气道的进口与唇口应该遵循怎样的设计准则以实现损失最小,是一个值得深入研究的课题。

3.3.2 内管道流动损失分析

定义进气道喉道面到出口面间的流动空间为

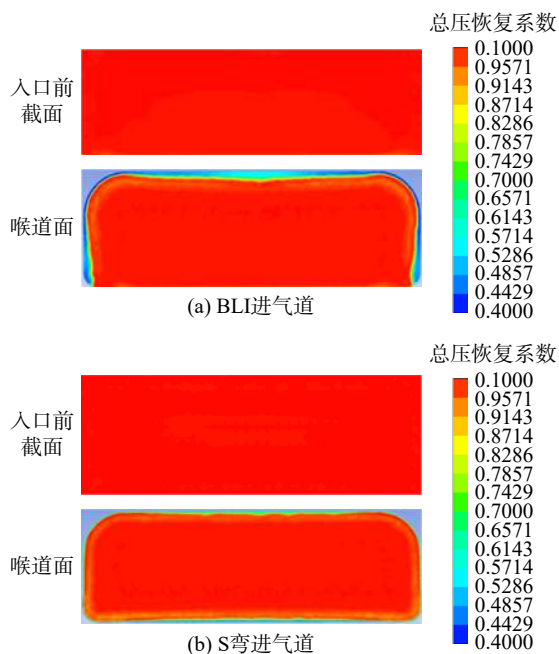


图 19 进气道进口截面和喉道截面上总压恢复云图
($Ma_{\infty} = 0.4$)

Fig. 19 Contour of total pressure recover coefficient at entrance section and throat section of inlet ($Ma_{\infty} = 0.4$)

进气道内管道。图 20 给出了这两个进气道内管道相对总压降 $\Delta\sigma_e^*$ 随来流马赫数变化曲线。从图可知:所有来流速度工况下,BLI 进气道内管道总压损失都比 S 弯进气道的要大,在 $Ma_{\infty} = 0.4$ 时差值最小,几乎相等;在 $Ma_{\infty} = 0.1$ 时差值最大,为 3.0% 左右。 $Ma_{\infty} < 0.4$ 工况区域,随来流速度的增大,两个进气道内管道的损失都迅速减少; $Ma_{\infty} > 0.4$ 以后,BLI 进气道内管道的损失随来流速度的增大缓慢增加,而 S 弯进气道内管道损失量基本保持不变。在全速度范围内,BLI 进气道内 $\Delta\sigma_e^*$ 值的变化范围在 4.0% 左右,S 弯进气道内 $\Delta\sigma_e^*$ 值的变化范围在 1.5% 左右。

这两个进气道内管道几何参数完全相同,在亚声速流场中,其流动损失性能的不同必然是由于其上游来流状态引起了其流场结构发生变化所致。下面从内管道流场分布展开深入分析。图 21

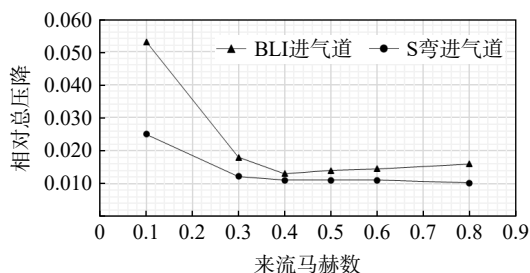


图 20 进气道内管道相对总压降

Fig. 20 Relative total pressure drop in inlet diffuser

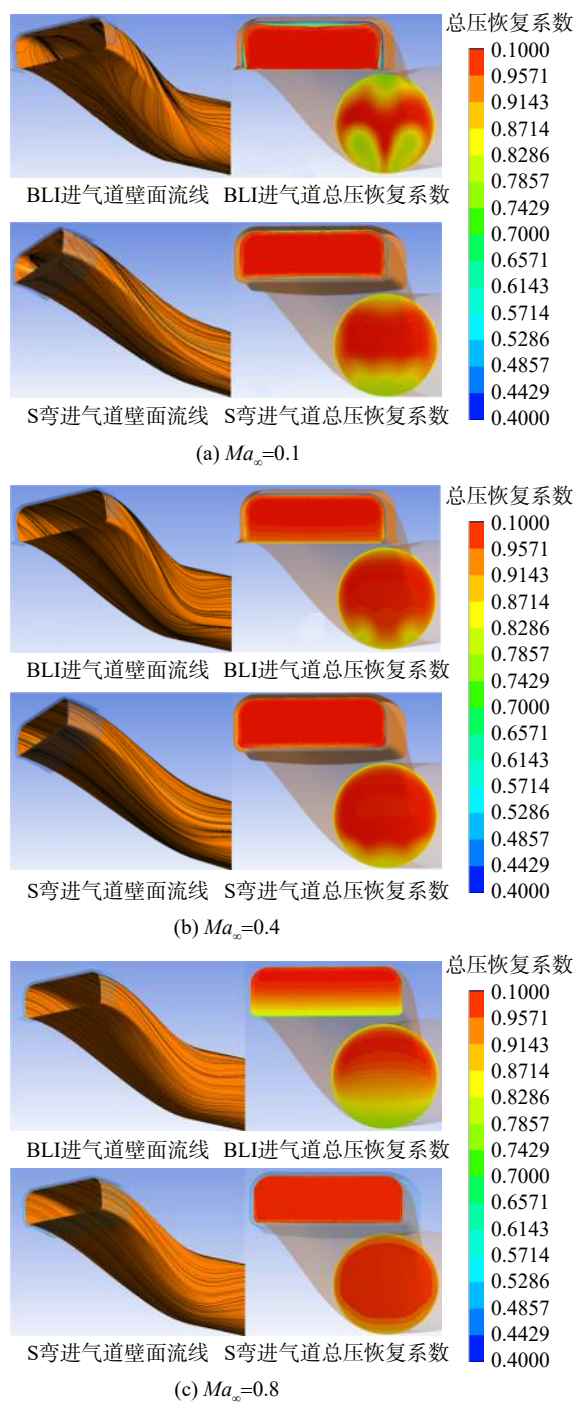


图 21 进气道壁面流线及扩压段进出口总压分布云图

Fig. 21 Wall streamline of inlet and contour of total pressure at entrance and exit section of diffuser

给出了这两个进气道内管道进/出口面上的总压分布及壁面流线分布。

从壁面流线分布图可看出,进气道的三维流动效应都非常显著,且 BLI 进气道中气流从上壁面流向向下壁面的横向二次流强度比 S 弯进气道中的大,并且来流马赫数越低,它们间二次流强度差别越大,二次流是 S 弯管道内损失的主要来源之一,所以流动损失差别也越大,这与图 14 中关

于这两个进气道内管道内相对总压降 $\Delta\sigma_c^*$ 随来流马赫数变化非常吻合。

下文来分析 BLI 进气道横向二次流强度大于 S 弯进气道的原因。从内管道进口面上的总压分布云图(图 21)可以看出, $Ma_\infty = 0.1$ 时, BLI 进气道上壁面和侧壁面附近的低能区强度及范围比 S 弯进气道的大, 这些低能区的气流在 S 弯管道内横向压力梯度驱使下, 更容易向进气道管壁下壁面汇聚, 因此产生了更强的横向二次流, 管道内的流动损失也比 S 弯进气道的大^[17,29]; $Ma_\infty = 0.4$ 时, 两进气道扩压段进口面相应位置上低能区强度和范围差别相对 $Ma_\infty = 0.1$ 时小得多, 所以管道内横向二次流强度差量也小得多, 两管道内的流动损失差量也变小。 $Ma_\infty = 0.8$ 时, 由于两进气道内管道进口面的上壁面和侧壁面附近气流总压分布非常接近, 因此管壁显示的横向二次流强度非常接近。但如图 13 所示, 它们间的流动损失差量比 $Ma_\infty = 0.4$ 时的大, 这就“归功于”BLI 进气道低能附面来流的进入。随着来流马赫数的提高, 低能附面流强度和范围也越大, 这种低能气流的损失在 S 弯管道的下壁面(扩张壁面)上快速发展, 因此会产生更大的流动损失。从图可以明显看到, $Ma_\infty = 0.8$ 时 BLI 进气道出口面上低能流占了将近 40% 的面积范围, 这与图 8 中进气道对称剖面上的总压分布规律一致。

通过上面的分析可知, 与常规 S 弯进气道相比, 低来流马赫数下, BLI 进气道内管道的流动主要受进口前壁面改变唇口绕流特性的影响, 高来流马赫数下, 主要受低能进口附面流的影响。

4 结 论

本文的研究基于固定进气道出口气流速度通过改变来流速度而改变工况, 主要结论如下:

1) 小来流速度和大来流速度工况时(本文方案对应马赫数 0.3 以下和马赫数 0.6 以上), BLI 进气道的流动损失大于常规 S 弯进气道, 中等来流速度工况下(本文方案对应马赫数 0.3 和马赫数 0.6 之间), BLI 进气道的流动损失略小于常规 S 弯进气道。

2) BLI 进气道进口前壁面的几何因素及低能进口附面流的气流因素是影响损失特性的重要原因。小来流速度下, 以进口前壁面的几何因素影响为主, 大来流速度下, 以低能进口附面流的影响为主。

3) 小来流速度工况下, BLI 进气道进口前壁面抑制了下唇口处的进气“绕流”, 但会使得唇口其他位置处的“绕流”补偿性增强, 这对进气道低速性能影响显著, 是一个需要综合考虑的设计因素。

参考文献:

- [1] 林鹏, 左林玄, 王霄, 等. 未来作战飞机飞发一体化技术的思考[J]. 航空动力, 2018(2): 52-57.
LIN Peng, ZUO Linxuan, WANG Xiao, et al. Discussion on aircraft/engine integration technology of future combat aircraft[J]. Aerospace Power, 2018(2): 52-57. (in Chinese)
- [2] 梁彩云, 谢业平, 李泳凡, 等. 飞/发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机, 2015, 41(3): 1-5.
LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing[J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 1-5. (in Chinese)
- [3] GOLDBERG C, NALIANDA D, PILIDIS P, et al. Installed performance assessment of a boundary layer ingesting distributed propulsion system at design point[R]. AIAA 2016-4800, 2016.
- [4] GOLDBERG C, NALIANDA D, PILIDIS P, et al. Performance assessment of a boundary layer ingesting distributed propulsion system at off-design[R]. AIAA 2017-5055, 2017.
- [5] 高为民. 飞发一体化设计的关键技术[J]. 航空动力, 2018(2): 58-62.
GAO Weimin. Key technology for aircraft/engine integration design[J]. Aerospace Power, 2018(2): 58-62. (in Chinese)
- [6] 陈述, 邱名, 江雄. 附面层吸入式推进系统研究进展[C]//2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集. 北京: 中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所, 2017: 22-32.
- [7] OCHS S S, ILLMAN G, JOO J, et al. CFD-based analysis of boundary layer ingesting propulsion[R]. AIAA 2015-3800, 2015.
- [8] SMITH L H. Wakeingestion propulsion benefit[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(1): 74-82.
- [9] SMITH A, ROBERTS H E. The jet airplane utilizing boundary layer air for propulsion[J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1947, 14(2): 97-109.
- [10] LIEBECK R H, PAGE M A, RAWDON B K. Blended-wing-body subsonic commercial transport[R]. AIAA 1998-0438, 1998.
- [11] DAGGET D L, KAWAI R, FRIEDMAN D. Blended wing body systems studies: boundary layer ingestion inlet with active flow control[R]. NASA/CR-203-2126-70, 2004.
- [12] LEE B J, KUMANO T, LIOU M S. Design exploration for vortex generators for boundary-layer-ingesting inlet[R]. AIAA 2010-9399, 2010.
- [13] FLOREA R V, MATALANIS C, HARDIN L W, et al. Parametric analysis and design for embedded engine inlets[R]. AIAA 2012-3994, 2012.
- [14] BERRIER B L, CARTER M B. High Reynolds number investigation of a flush-mounted S-duct inlet with large amounts of boundary layer ingestion[R]. NASA/TP-2005-213766, 2005.
- [15] ANABTAWA A J, BLACKWELDER R F, LISSAMAN P B S. An experimental investigation of boundary layer ingestion in a diffusing S-duct with and without passive flow control[R]. AIAA 1999-0739, 1999.
- [16] LEE B J, KUMANO T, LIOU M S. Design exploration for vortex

- generators for boundary-layer-ingesting inlet[R]. AIAA 2010-9399, 2010.
- [17] 宁乐. BLI进气道流动特性的地面模拟方法和初步试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- NING Le. Ground-based simulation method for the flow characteristics of BLI inlet and preliminary experiment[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [18] 达兴亚, 范召林, 熊能, 等. 分布式边界吸入推进系统的建模与分析[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 113-121.
- DA Xingya, FAN Zhaolin, XIONG Neng, et al. Modeling and analysis of distributed boundary layer ingesting propulsion system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 113-121. (in Chinese)
- [19] 陈建华. 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.
- CHEN Jianhua. Investigation of active flow control in a boundary layer ingesting offset inlet[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [20] 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[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- SANG Zhenkun. Optimal design and active flow control of half flush-mounted S-duck inlet[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [21] GRAY J S. Design optimization of a Boundary Layer Ingestion propulsor using a coupled aeropropulsive model[D]. Michigan, US: University of Michigan, 2018.
- [22] KIM H J, LIOU M S. Optimal inlet shape design of N2B hybrid wing body configuration[R]. AIAA 2012-3917, 2012.
- [23] ALLAN B, OWENS L, LIN J. Optimal design of passive flow control for a boundary-layer-ingesting offset inlet using design-of-experiments[R]. AIAA 2006-1049, 2006.
- [24] 赵鹤书, 潘杰元. 飞机进气道气动原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1989.
- [25] 姜正行. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [26] 周慧晨, 谭慧俊, 李湘萍. 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.
- ZHOU Huichen, TAN Huijun, LI Xiangping. Unique design method of subsonic inlet with complex cross-sectional shape[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1357-1363. (in Chinese)
- [27] 潘俊杰. S形进气道内流场特性及流动控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- PAN Junjie. Research on the flow field characteristics and flow control of S-shaped inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [28] HIRSCH E H, RIZZI A, BREITSAMTER C, et al. Separated and vortical flow in aircraft wing aerodynamics[M]. Berlin: Springer, 2021.
- [29] 吴国钊. 附面层理论[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [30] NICHOLS D A, VUKASINOVIC B, GLEZER A. Characterization and control of nacelle inlet flow in crosswind[R]. AIAA 2019-3685, 2019.

(编辑: 张 雪)