

带旁通的双 S 弯进气道设计及性能

童佳慧, 李 博, 苏嘉殷, 徐 猛, 邱宇宸
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对一种带旁通的双 S 弯进气道开展了气动设计和性能仿真研究。探索了改变第一 S 弯长度对进气道的影响, 通过流场流动和砂粒轨迹的分析, 对初始设计的模型进行修正, 然后在修正后的基准模型的基础上, 采用数值模拟方法, 重点研究了不同扫气比和过渡截面面积比对进气道管道内流动特性和排砂效率的影响。结果表明: 第一 S 弯的长度过小则气动性能好但不利于排砂, 过大则气动性能差但排砂效果好。过渡截面面积比在减小的过程中, 进气道气动性能略微下降。当形成分离涡后, 总压损失迅速增大, 但出口总压畸变指数降低。面积比过大或者过小都不利于进气道排砂。随着扫气比增大, 排砂性能提高, 进气道出口总压恢复基本稳定, 畸变增大。

关 键 词: 进气道; 旁通; 涡桨发动机; 气动性能; 排砂; 面积比

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

Design and performance of serpentine inlet with bypass

TONG Jiahui, LI Bo, SU Jiayin, XU Meng, QIU Yuchen

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

Abstract: The aerodynamic design and performance simulation of a serpentine inlet with bypass were studied. The influence of alternating the first S-bend length on the inlet was explored. Through the analysis of the flow field and sand particles trajectories, the prototype was modified. Then, on the basis of the modified benchmark model, the influences of different scavenge flow ratios and transition section area ratios on flow characteristics and sand separation efficiency in the inlet duct were emphatically studied by means of numerical simulation. The results showed that if the length of the first S-bend was too small, the aerodynamic performance was better but not favorable for sand separation; if the length was too large, the aerodynamic performance was worse but the sand separation effect was better. In the process of decreasing transition area ratio, the aerodynamic performance of inlet decreased slightly. When separation vortices were formed, the total pressure loss increased rapidly, but the outlet total pressure distortion coefficient decreased. And too large or too small area ratio was not conducive to the sand separation of inlet. With the increase of scavenge flow ratio, the performance of sand separation efficiency was improved, the total pressure recovery at the outlet was basically stable and the distortion was increased.

Keywords: inlet; bypass; turboprop engine; aerodynamic performance; sand separation;
area ratio

进气道作为飞行器动力系统的关键部件之一, 对于整个发动机的性能至关重要。无人机在沙尘天气及沙漠地区起飞降落时, 发动机进气道会吸

入大量砂粒和尘土, 对发动机造成损害, 影响发动机使用寿命和性能^[1]。双 S 弯进气道因特殊的构型, 可以改变砂粒在管道内的运动轨迹, 因此

收稿日期: 2021-10-23

作者简介: 童佳慧(1997—), 女, 硕士生, 主要从事飞行器进气道设计和研究。E-mail: tjh111@nuaa.edu.cn

通信作者: 李博(1974—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事飞行器进气道设计及螺旋桨设计与仿真研究。E-mail: leebo@nuaa.edu.cn

引用格式: 童佳慧, 李博, 苏嘉殷, 等. 带旁通的双 S 弯进气道设计及性能[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1166-1175. TONG Jiahui, LI Bo, SU Jiayin, et al. Design and performance of serpentine inlet with bypass[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1166-1175.

为了达到排砂目的,本文首次提出了一种带旁通的双S弯进气道模型并展开相关研究。

在双S弯进气道设计方面, Lee等^[2]最早对亚声速S弯进气道提出了中心线形状和截面积沿程分布规律的设计方法。而对于复杂变截面, 王庆林^[3]则提出一种应用超椭圆的参数化设计方法。李岳峰等^[4]在其基础上进行了改进, 但仅适用于方转圆截面变化。黄晨等^[5]利用 non-uniform rational B-splines(NURBS)曲线与三维造型软件结合的方法实现了型面的光滑过渡。为了实现参数化设计, 周慧晨等^[6]提出一种基于曲率控制的复杂进口形状的设计方法。为了抑制第二S弯的流动分离, Sun等^[7]在进气道内添加了内鼓包。谢文忠等^[8]提出了一种基于涡控原理的蛇形进气道设计方法。宋国磊^[9]研究了双S弯进气道造型特点, 总结了各设计参数变化对进气道气动性能的影响规律。

在旁通和排砂方面, 目前较为成熟的排尘砂设备是直升机上的涡旋管分离器(VTS)、整体式粒子分离器(IPS)和进气阻拦式过滤器(IBF)^[10-11]。针对涡桨发动机, 较多的是采用分叉式进气道。Barta等^[12]设计和开发了一种紧凑型分叉涡桨发动机进气道。陈晓等^[13]设计了亚声速带有腔室旁通的进气道并进行了相关气动性能实验和投掷外来物实验。周诗睿^[14]研究了螺旋桨滑流对带旁通的进气道气动性能的影响及流场结构。王利敏、米百刚等^[15-16]对比了带有腔室旁通和管状旁通进气道的优缺点, 并初步建立了涡桨飞机进气道排除外来异物的数值模拟方法。但是这类带旁通的分叉式进气道主要用于排出较大的鸟类、冰块等异物, 排砂则没有被关注。

因此, 为了提高涡桨发动机在沙尘环境下的工作能力, 本文设计了可以排砂的带旁通的双S弯进气道, 研究了双S弯的第一S弯长度、过渡截面面积、扫气比等对进气道气动性能和排砂性能的影响, 可为该类进气道的设计提供参考。

1 模型与算法

1.1 基准模型

本文研究对象是一种基于亚声速尾吊短舱布局无人机(图1)建立的进气道模型, 为满足排砂要求, 在双S弯进气道的基础上, 增设一旁通。图2为优化后的基准模型, 具体参数见图中标注, 图中 D_1 为进气道入口直径, L_1 为过渡截面中心到发动机中心轴线的偏距。进气道进口、出口及旁

通出口的截面为圆形, 第一S弯、第二S弯的连接过渡截面为椭圆, 第二S弯主管道中段添加内鼓包, 呈上下凹陷的类椭圆形状。

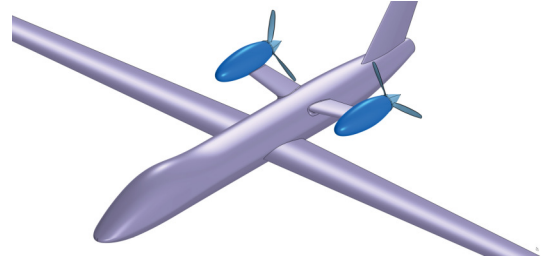


图1 尾吊短舱布局无人机

Fig. 1 Tail mounted unmanned aerial vehicle

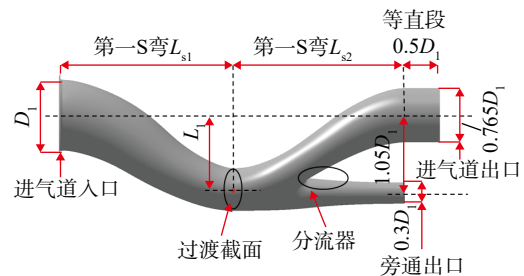


图2 进气道基准模型

Fig. 2 Benchmark model of inlet

双S弯进气道两段弯管之间的连接过渡截面是其重要几何构型, 对进气道内的流动特性和性能有重要影响。本文重点讨论了过渡截面面积与进口面积之比 α 以及扫气比 β 对带旁通的双S弯进气道的气动和排砂性能的影响。其中扫气比定义为旁通与主流道的流量之比。共设计了5个不同过渡截面面积比(下文简称为面积比)的进气道模型, 在基准模型基础上, 保持进气道径向宽度及下壁面最低点不变, 改变椭圆过渡截面的短半轴长度, 使其分别改变-10、5、5、10 mm, 与此同时, 过渡截面中心到发动机中心轴线的偏距 L_1 也会随之偏移, 偏距比 $\xi=L_1/D_1$, 具体参数变化如表1所示。

表1 短半轴变化后的无量纲面积比和偏距比

Table 1 Dimensionless area ratio and offset ratio after the alteration of semiminor axis

短半轴改变长度/mm	α	ξ
-10	0.478	1.100
-5	0.525	1.075
0	0.573	1.050
5	0.621	1.025
10	0.669	1.000

数值模拟状态是地面起飞状态,远前方来流参数:静温为 288.15 K,静压为 101 325 Pa,马赫数为 0.1,单位长度雷诺数为 2.33×10^6 。主流道质量流量为 2.578 kg/s 保持不变,扫气比无特殊说明情况下保持相同。

1.2 计算方法

物理模型采用 ICEM 软件生成多块结构化网格,由于模型左右对称分布,故选取模型的 1/2 作为计算域以减少计算量。网格在进气道进口及近壁面处做了加密处理,近壁网格 y^+ 在 1 左右。

计算软件为 FLUENT16.1。数值模拟采用基于有限体积法的 Navier-Stokes 方程求解器求解,湍流模型选用切应力输运(SST) $k-\omega$ 模型,无黏对流通量离散使用 flux-difference splitting(Roe-FDS)格式离散,采用 2 阶中心差分格式离散黏性通量。计算中采用了对称边界、压力远场、压力出口和无滑移固壁等边界条件(图 3),收敛准则为相关方程的残差均下降三四个数量级,且进气道出口截面马赫数、进口流量等保持不变。

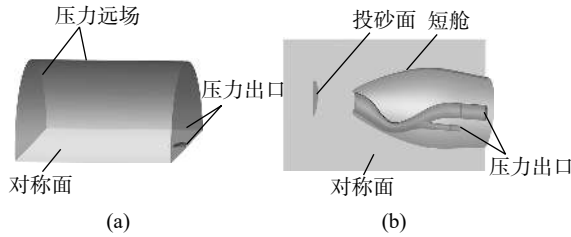


图 3 计算域及边界条件

Fig. 3 Computational domain and boundary conditions

使用基于拉格朗日(Lagrange)法的颗粒轨道模型计算砂粒轨迹,流体体积分分数远大于粒子体积分数,且分布稀疏,在计算过程中认为粒子不会对流场产生影响,可以简化忽略砂粒之间的碰撞、破碎等相互作用^[17]。砂粒的运动轨迹主要取决于自身重力、曳力以及与壁面的碰撞反弹^[18]。

在进气道进口前约 1/3 模型长度的位置设置投砂面,设置为面源投砂,并采用两种混合粒径标准砂,即实验粗砂尘(C 砂)和实验细砂尘(AC 砂),材料为球形 SiO_2 石英砂。粒子在壁面反弹的计算选择确定性反弹模型,并采用 Wake-man 等^[19]经大量实验拟合的 2024 铝合金表面的碰撞-反弹特性公式。

$$V_{t2}/V_{t1} = 0.988 - 0.0289\omega_1 + 0.000642\omega_1^2 - 3.53e^{-6}\omega_1^3 \quad (1)$$

$$V_{n2}/V_{n1} = 0.993 - 0.0306\omega_1 + 0.00047\omega_1^2 - 2.58e^{-6}\omega_1^3 \quad (2)$$

其中 ω_1 是入射角(rad), V_{n2} 、 V_{n1} 分别是入射和反弹后速度的法向分量, V_{t2} 、 V_{t1} 分别是入射和反弹后速度的切向分量。

1.3 算例校验

所设计的进气道主管道为 S 弯管道,其流动特性与弯管相近,故采用文献[20]中的 S 型扩压通道实验构型来校验本文三维流场计算方法的准确性,图 4、图 5 分别给出了实验结果与数值仿真结果的对比,其中 C_p 为压力系数, l 为中心线弧长与进气道入口直径之比, ϕ 为周向角度,可以看出两者在变化规律以及数值上均吻合良好。

带旁通的 S 弯进气道构型与直升机粒子分离器构型相似,都是利用惯性达到排砂目的,颗粒在管道内反弹特性也类似,故采用文献[21]中的

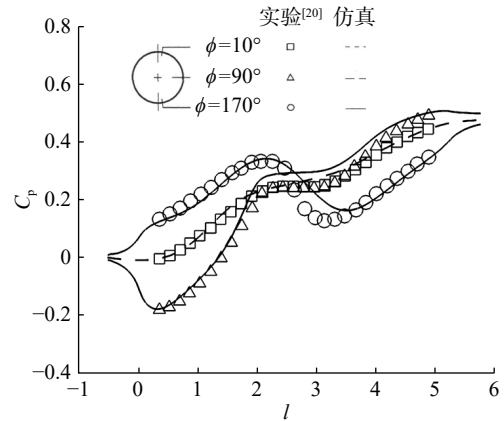


图 4 沿周向不同角度的压力系数分布

Fig. 4 Pressure coefficient distributions at different angles along the circumferential direction

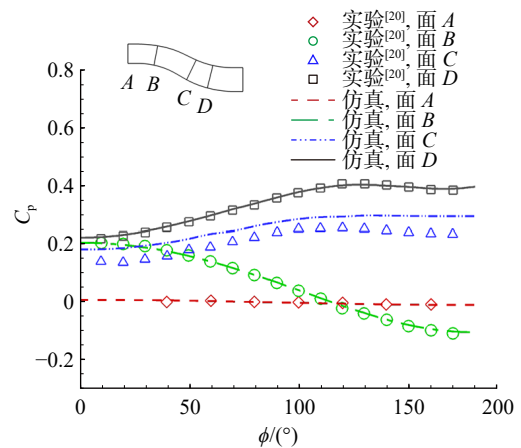


图 5 不同截面压力系数分布

Fig. 5 Pressure coefficient distributions on different sections

粒子分离器实验构型来校验本文投砂计算方法的准确性。表2列出了实验与仿真所得气动性能参数及两种典型砂尘分离效率的结果,图6给出了壁面沿程压力分布对比曲线,其中 l_1 为轴向距离与入口直径之比,可看出实验和仿真结果在数值及变化规律上均吻合良好。

由此可见,本文采用的数值方法有很高的可信度,可以对进气道内气相流场及砂尘运动进行有效的预测。

表2 仿真与实验所得性能参数对比表

Table 2 Performance parameters obtained from simulation and experiment

参数	实验 ^[21]	仿真
总压恢复系数	0.991 0	0.990 9
AC砂分离效率/%	77.7	83.7
C砂分离效率/%	91.4	98.2

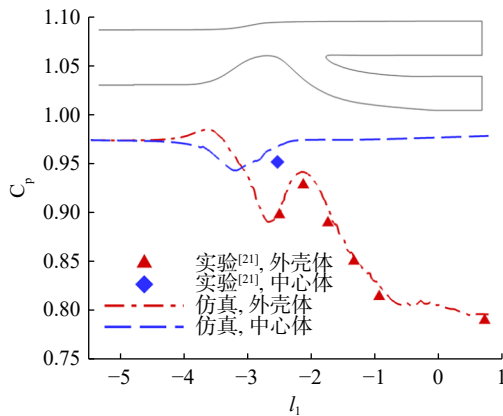


图6 壁面沿程压力分布

Fig. 6 Pressure distributions along the wall

1.4 关键参数定义

进气道气动性能和排砂性能参数如下。

1.4.1 总压恢复系数

$$\sigma = p_1^*/p_0^* \quad (3)$$

式中 p_0^* 为来流总压, p_1^* 为进气道出口截面总压的流量加权的平均值。

1.4.2 出口总压畸变指数

出口总压畸变指数 δ_{60} 反映流场总压周向分布的不均匀程度,定义如下:

$$\delta_{60} = \frac{(p_{60}^*)_{\min} - p_{av}^*}{q_{av}} \quad (4)$$

式中 $(p_{60}^*)_{\min}$ 是周向60°扇形面内平均总压的最小值, p_{av}^* 为截面平均总压, q_{av} 是截面平均动压。

1.4.3 砂粒分离效率

$$\eta = (m_2/m_0) \times 100\% \quad (5)$$

式中 m_0 为单位时间内旁通和主流道中所含砂粒质量之和, m_2 为单位时间内旁通排出的砂粒质量, η_{AC} 为AC砂分离效率, η_C 为C砂分离效率。

2 结果及分析

2.1 基准模型的设计

2.1.1 初始模型

本文所设计的进气道结构要求进出口位于同一轴线上,设计参数见表3。初始模型中进气道的入口、出口及旁通的出口截面都为圆形,拐点处过渡截面为椭圆。为保证发动机入口气流均匀,进气道真实出口截面沿流向轴向拉伸 $0.5D_1$ 等直段, L 为两弯管总长度。

表3 进气道主要设计参数

Table 3 Main design parameters of the inlet

参数	数值
进气道入口直径 D_1 /mm	200
进气道出口直径 D_2 /mm	153
旁通出口直径 D_3 /mm	60

双S弯进气道的两个弯道占比影响着进气道的局部弯度及整体型面,当第一S弯过于靠近进气道出口或入口会导致型面曲率变化剧烈,不利于进气道性能,故本文选取第一S弯的长度 L_{s1} 为 $0.4L$ 、 $0.45L$ 、 $0.5L$ 、 $0.55L$ 及 $0.6L$ 这5种方案进行研究。在设计时,保持过渡面的面积一定,进气道中心线变化及面积变化规律相同,旁通的出口大小和位置保持不变,旁通的进口与进气道主流管道相贯处的面积形状大致相同。

2.1.2 不同第一S弯长度比例对初始进气道模型性能的影响

从图7的性能参数变化曲线看出,当 L_{s1} 为 $0.45L$ 时,即拐点靠近进气道进口,此时的总压恢复系数为最大,达到0.981。随着 L_{s1} 增加,拐点逐渐右移,总压恢复系数呈递减的趋势。当 L_{s1} 为 $0.6L$ 时,拐点靠近进气道出口,此时的总压恢复系数低于0.94。出口总压畸变指数在第一S弯小于 $0.5L$ 的情况下相差不大,大于 $0.5L$ 后则陡然增大。由此看出在拐点的位置超过 $0.5L$ 时,进气道性能急剧恶化。

观察图8中的马赫数(Ma)和流线分布情况,图中 X 为流向坐标。从上而下,随着第一S弯占比增大,两个弯连接处的拐弯不断右移。靠近旁通的下壁面处,一直存在回流区,随着拐点右移,回流区的范围有稍微向上扩张的趋势。在分流器上方,当 L_{s1} 为 $0.4L$ 时,不存在流动分离现象,但

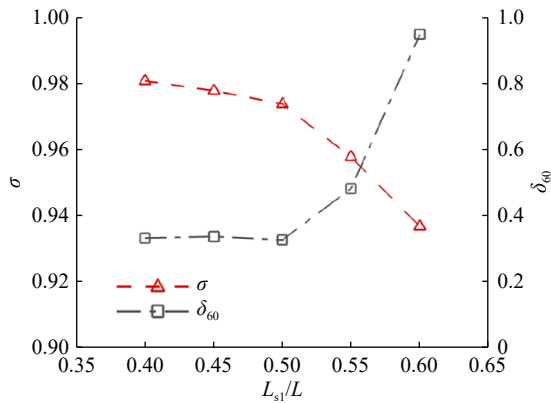


图7 进气道出口气动性能

Fig. 7 Outlet aerodynamic performance of the inlet

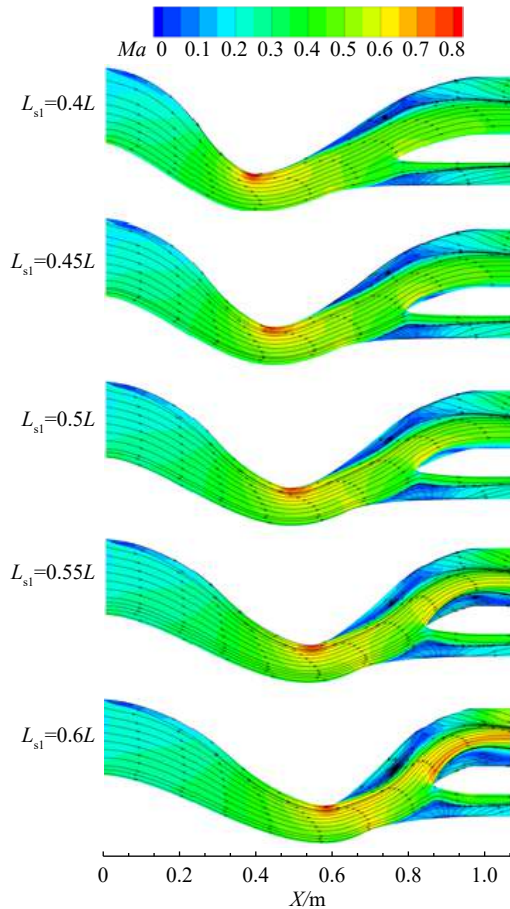


图8 对称面马赫数和流线分布

Fig. 8 Mach number contours and streamlines on symmetry plane

是随着长度增大,流动分离愈演愈烈,分离区域逐渐扩张。 L_{s1} 为 $0.5L$ 之前,分离涡在第二S弯与进气道主通道实际出口的偏折角下方;当 L_{s1} 为 $0.55L$ 时,分离涡已经跨越过整个偏折角,到达出口所在截面; L_{s1} 为 $0.6L$ 时,则直接占据约1/3的出口面积。在第二S弯管道的上壁面一直存在分离涡, L_{s1} 为 $0.4L$ 至 $0.5L$ 模型下的分离涡变化差异不是很明显,在 L_{s1} 为 $0.5L$ 之后的模型中,分离涡变大,进气道气动性能恶化。

进气道的气动性能随着 L_{s1} 的增大而恶化,但排砂效率随着 L_{s1} 的增大而增大(图9)。结合图10, L_{s1} 为 $0.5L$ 的模型的砂粒运动轨迹分析,可以看出AC细砂起始碰撞位置比C砂靠后,且大部分砂粒经过第一次反弹进入了主流道,但整体排砂性能较差,因此根据砂粒轨迹对型面进行修正。

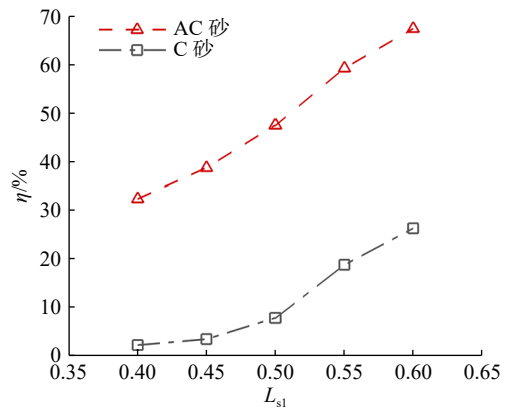


图9 各长度比下的排砂效率

Fig. 9 Sand separation efficiencies under different length ratios

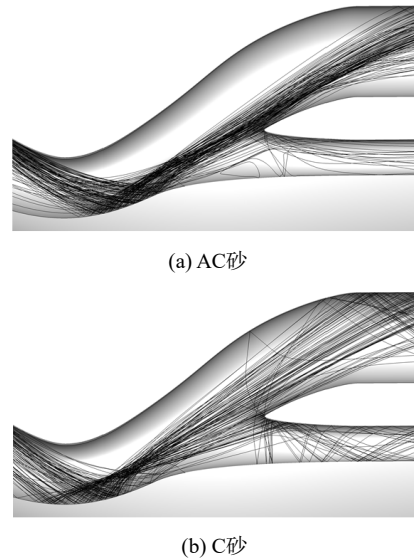


图10 砂粒运动轨迹($L_{s1}=0.5L$)

Fig. 10 Sand particle trajectories ($L_{s1}=0.5L$)

2.1.3 初始模型的型面优化

根据文中第2.1.2节中的结果,权衡排砂和气动性能两方面,选择 L_{sl} 为 $0.5L$ 的进气道模型型面加以优化。为了改善第二S弯上壁面流动分离,减小了偏距比,并在上壁面添加向内凹陷的鼓包。为了使砂粒在旁通上壁面发生碰撞,反弹进入旁通排出,此处将旁通的位置向左、向下移动,最终得到图11的基准模型的第二个S弯的型面。

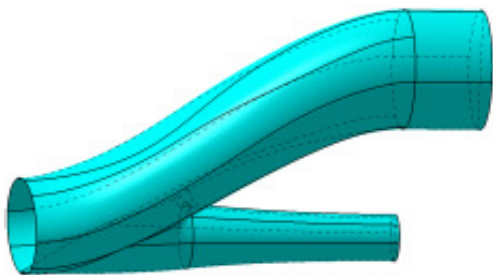


图11 优化后的基准模型部分型面

Fig. 11 Partial profile of the optimized benchmark model

2.2 不同面积比对进气道气动性能的影响

由图12可以看出,当面积比(α)越大时,气流在管道中的损失越小,总压恢复系数越大,出口总压畸变指数越小。且随着面积比增大,总压恢复系数的变化幅度越来越小,对比面积比较大模型($\alpha=0.621, 0.669$),其总压恢复系数相差只有0.0003。从图13中可以看出发生强烈的流动分离后,因较大的流动损失,总压恢复大幅降低,对比面积比较小模型($\alpha=0.478, 0.525$),总压恢复系数相差0.0155。在面积比递减时,其总压畸变保持增大的趋势,则说明气流在经过管道到达出口时,流动较为混乱,使得总压分布不均匀,但是在

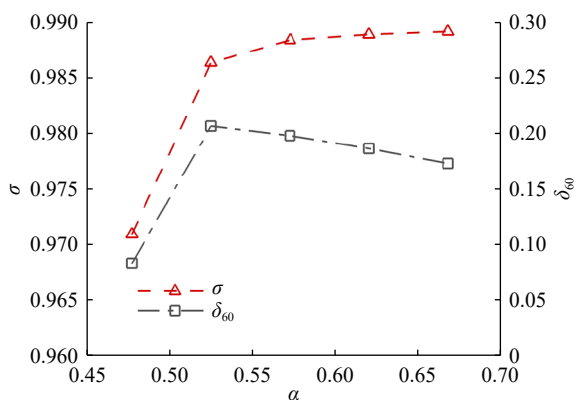


图12 不同面积比的进气道气动性能

Fig. 12 Inlet aerodynamic performance with different area ratios

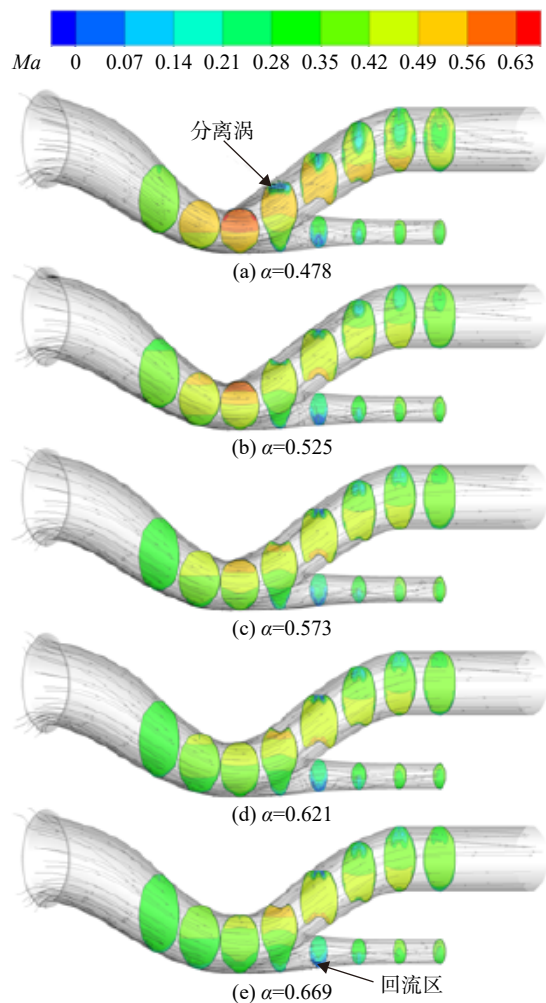


图13 进气道各截面马赫数及流线分布

Fig. 13 Mach number contours and streamlines on inlet sections

面积比为0.478的进气道中,虽然产生分离涡后气流损失大,但是出口气流的均匀性得到很好的改善,出口总压畸变指数减小到0.1以下。

2.3 不同面积比对进气道排砂性能的影响

从图14砂粒分离效率(η)看,C砂的排砂效率保持97%以上,而AC砂的分离效率差距较大。C砂的分离效率趋于稳定,波动幅度在1.3%,最高点是在 $\alpha=0.573$ 时达到98.95%。AC砂分离效率同样是先增后减的趋势,不同的是峰值点在 $\alpha=0.525$ 的位置,相同的是在面积比从0.621增大到0.669时,砂粒分离效率减少的幅度是最大的,约5%。

图15给出了AC砂在进气道后半段管道中的运动轨迹。从上至下,最明显的是砂粒在下壁面的第一次碰撞较为集中的位置随着面积比增大向右移动,这是由于过渡截面小的时候,偏距较大,使得砂粒在更低的位置被气流抛出,同

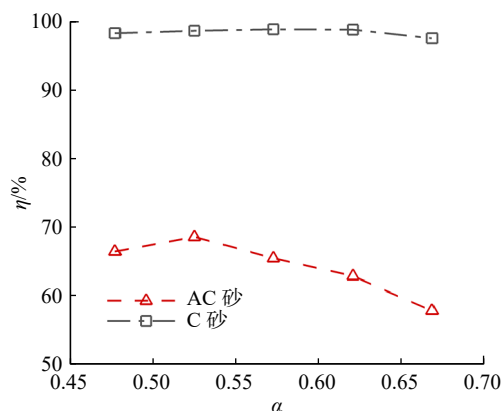


图 14 排砂效率

Fig. 14 Sand separation efficiencies

时拐弯处是一个高马赫区域, 气流流速较大, 附加给砂粒的力更大, 加上砂粒自身重力, 使得砂粒在下壁面第一次反弹的位置靠前。相对于 α 为 0.325, α 为 0.478 时, 砂粒第一次与壁面碰撞过于靠前, 经过反弹过后直接进入了主流道, 因此排砂效率更小。排砂效率在面积比继续增大而降低的原因是: 面积比较大时, 偏距减少, 气流偏折的角度小, 流速较低, 对砂粒的曳力较低, 且 AC 细砂中小粒径颗粒较多, 随流性强, 从而使更多的砂粒不与下壁面发生碰撞而直接进入主流道。

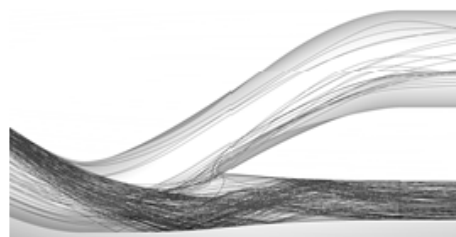
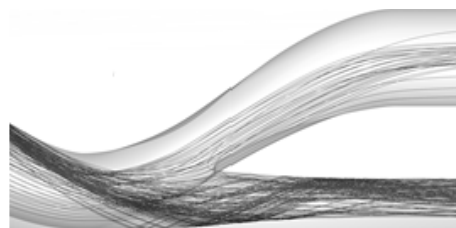
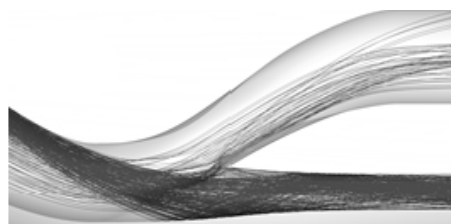
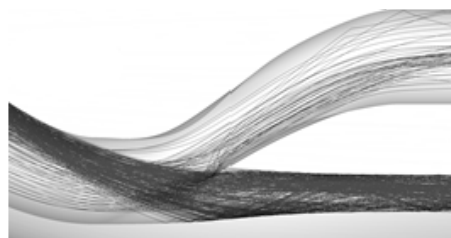
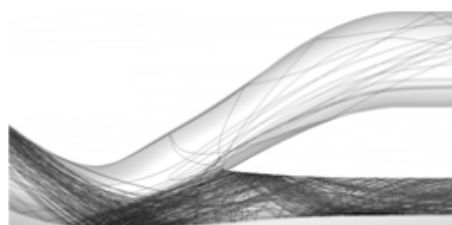
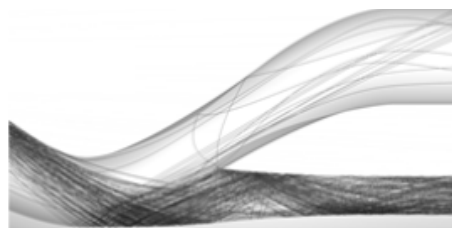
(a) $\alpha=0.478$ (b) $\alpha=0.525$ (c) $\alpha=0.573$ (d) $\alpha=0.621$ (e) $\alpha=0.669$

图 15 AC 砂粒轨迹

Fig. 15 Trajectories of AC sand particles

再观察图 16 的 C 砂在管道中的运动轨迹, 相较于 AC 砂, C 砂粒径较大的颗粒更多, 第一次壁面碰撞的起始点更靠前。C 砂的分离效率随着面积比增大先有一个增长的趋势的原因与 AC 砂是相同的, 因为第一次反弹位置过于靠前, 导致不再进入旁通。而继续增大面积比后, 分离效率降低的原因有两点: 一是流通面积大, 气流流速低, 偏距小, 气流偏折角度小, C 砂中小粒径砂粒随气流进入主流道, 不与下壁面发生任何碰撞; 二是一部分砂粒不再与下壁面发生碰撞, 而是撞在连接主流道和旁通的分流器上, 经过与第二 S 弯上壁面二次反弹再进入主流道中, 且过渡截面面积越大时, 这种情况增多, 从面积比为 0.669 的砂粒轨迹可以明显看出来。

(a) $\alpha=0.478$ (b) $\alpha=0.525$

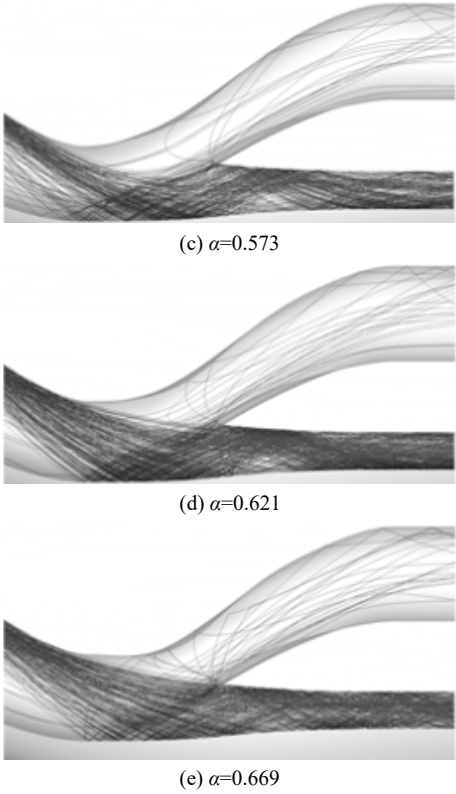


图 16 C 砂粒轨迹

Fig. 16 Trajectories of C sand particles

2.4 不同扫气比对进气道气动性能的影响

本节重点研究改变扫气比对进气道内的流动特征及对砂粒的分离效率的影响。其中主流道质量流量保持不变，扫气比变化范围为 10%~18%，表 4 给出了相应出口参数变化。可以看到，随着扫气比增大，旁通出口压力不断减小，主流道出口小幅波动但基本稳定。

图 17 可以看出当 $\alpha > 0.478$ 时，进气道总压恢复系数 σ 随着扫气比 β 增大呈现先略有增加后减少的趋势，在 β 为 14% 时，达到最大值 0.988 4，与最小值相差 0.001 1，差别不是很明显，说明改变扫气比，进气道内的损失基本不变，而 δ_{60} 一直增大，说明增大扫气比使得出口气流分布愈发不均匀。

表 4 不同扫气比下的出口参数变化

Table 4 Variations of outlet parameters under different scavenging flow ratios

扫气比/%	旁通质量流量/(kg/s)	主流道出口压力/Pa	旁通出口压力/Pa
10	0.127 9	91 278.6	96 560.2
12	0.158 3	91 296.4	94 648.7
14	0.182 7	91 347.7	92 251.0
16	0.205 8	91 258.5	90 326.8
18	0.229 2	91 295.8	86 864.8

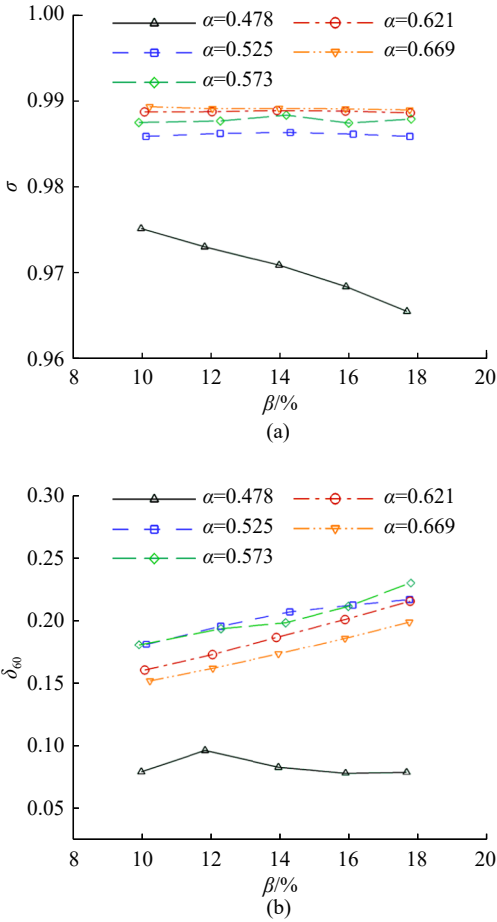
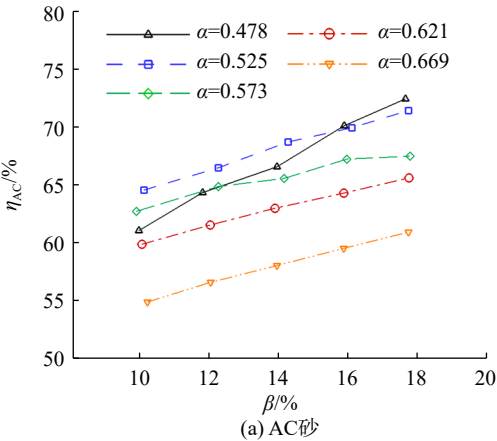


图 17 不同扫气比下的出口气动性能

Fig. 17 Outlet aerodynamic performance with different scavenging flow ratio

图 18 反映了扫气比对砂粒分离效率的影响规律，对于两种标准砂来说，增大扫气比都使得其分离效率增大，且对 AC 砂的影响大于 C 砂，AC 砂变化幅度在 11.4% 以内，C 砂变化幅度在 1.2% 以内。要使扫气比增大，出口背压值需不断减小，故扫气比无法无限增大。因此增大扫气比只在一定范围内增加砂粒分离效率。



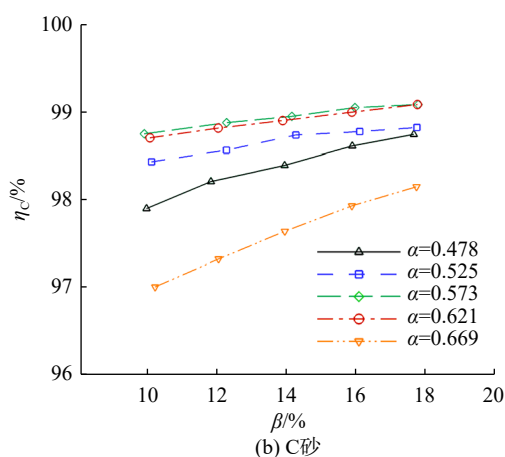
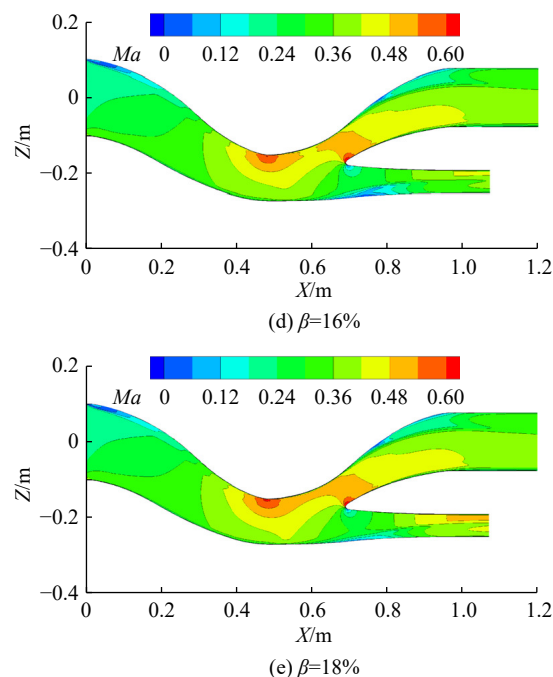


图18 不同扫气比下两种砂粒分离效率

Fig. 18 Separation efficiencies of two kinds of sand particles with different scavenge flow ratios

从图19面积比为0.573的进气道对称面马赫数分布可以看出,旁通通道中流速加快,马赫数随着扫气比增大而增大,且旁通下壁面的低速区在扫气比增大的过程中逐渐变小,改善了流场的流动品质。反观主流道的流场马赫数分布,因主

图19 对称面马赫数分布($\alpha=0.573$)Fig. 19 Mach number contours and streamlines on symmetry plane ($\alpha=0.573$)

流道出口质量流量保持不变,整体马赫数分布趋于一个相对稳定的状态。此外拐弯处马赫数呈现红色的区域是随着扫气比的提高而扩大的,因此改变扫气比影响过渡面处的气流速度。

3 结论

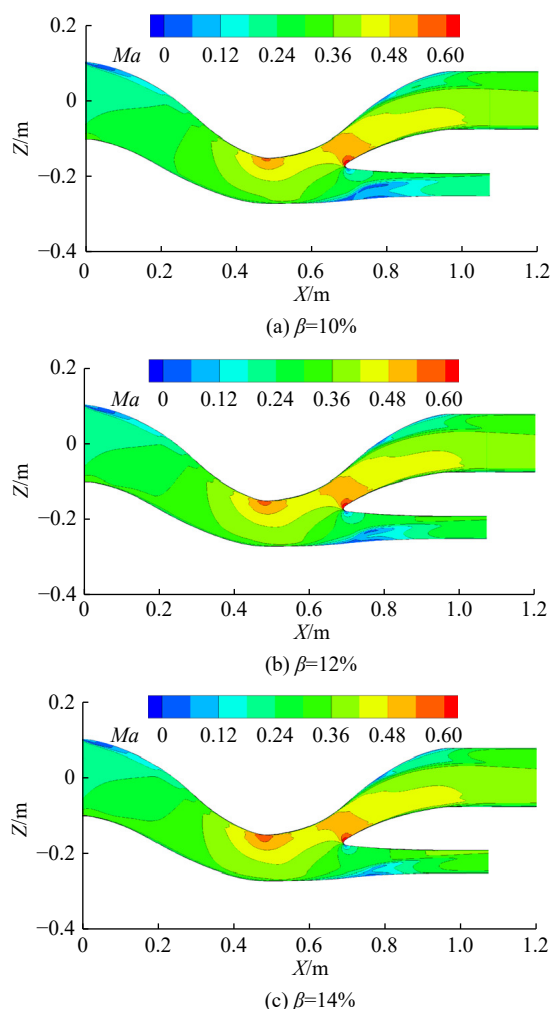
本文对第一S弯长度 L_{s1} 、不同过渡截面面积比 α 及扫气比 β 对带旁通双S弯进气道的气动性能和排砂性能的影响进行了数值模拟和分析,结论如下:

1) 对于初始双S弯进气道模型,第一S弯长度占比过小,气动性能良好但不利于排砂,过大则气动性能恶化但排砂性能提升。通过添加内凹陷的鼓包和改变旁通的型面,可改善流动分离,提高进气道的性能。

2) 基准模型的气动性能随着面积比减小,管道内损失增加,出口总压畸变增大。当面积比减小到0.478时,产生分离涡,总压恢复降低到0.9707,但是因分离涡远离出口,出口总压畸变指数减小到0.0792,出口气流品质提升。

3) 在排砂性能方面,随着过渡截面面积的递增,AC砂和C砂的分离效率都有一个先增后减的趋势,且面积比过大或者过小都不利于排砂。

4) 面积比为0.525的模型为最优,在14%的



扫气比下, 总压恢复系数为 0.986 4, 出口总压畸变指数为 0.207 1, AC 砂分离效率为 68.74%, C 砂分离效率 98.73%。

5) 增大扫气比能改善旁通下壁面回流区的流动。当主流道无分离涡时, 总压恢复系数变化幅度在 0.001 以内, 出口总压畸变指数大于 0.15 且递增; 有分离涡时, 总压恢复变化幅度约 0.01, 出口总压畸变指数数值稳定在 0.1 以内。在一定范围内增大扫气比对于排砂而言是有利的。

参考文献:

- [1] 时磊, 岳剑飞. 沙尘对直升机的危害及预防[J]. *科技资讯*, 2014, 12(13): 122-124.
SHI Lei, YUE Jianfei. Harm and prevention of dust on helicopters[J]. *Science and Technology Information*, 2014, 12(13): 122-124. (in Chinese)
- [2] LEE C C, BOEKICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 85-3073, 1985.
- [3] 王庆林. 超椭圆进气道的设计[J]. 洪都科技, 1990(4): 1-6.
WANG Qinglin. Design of super elliptical inlet[J]. *Hongdu Science and Technology*, 1990(4): 1-6. (in Chinese)
- [4] 李岳锋, 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.
LI Yuefeng, YANG Qingzhen, SUN Zhiqiang. Design of super elliptical S-shaped inlet and analysis of aerodynamic performance[J]. *Computer Simulation*, 2011, 28(3): 82-85. (in Chinese)
- [5] 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.
HUANG Chen, XIE Wenzhong, JING Jianpeng. Design of vortex controlled serpentine inlet based on NURBS curve[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(10): 2355-2363. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] SUN S, TAN H J. Flow characteristics of an ultracompact serpentine inlet with an internal bump[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(2): 04017089.1-04017089.11.
- [8] 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.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Vortex-controlled design research for serpentine inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(10): 1806-1814. (in Chinese)
- [9] 宋国磊. 飞翼布局无人机双S弯进气道设计及流动控制技术应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
SONG Guolei. Double S-shaped inlet design and flow control investigation for all-wing aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [10] 李立国, 王锁芳. 直升机发动机的进气防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [11] 付焱晶. 直升机发动机进气防护装置研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2011.
FU Yanjing. Research on intake protection device of helicopter engine[D]. Shenyang: Northeastern University, 2011. (in Chinese)
- [12] BARTA A B, BENNETT W A, VITTAL B R, et al. Design and development of a compact bifurcated turboprop inlet[R]. AIAA 91-2017, 1991.
- [13] 陈晓, 李潞龙, 马若龙. 带有腔室旁通道的进气道气动性能试验研究[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(3): 42-45, 107-108.
CHEN Xiao, LI Lulong, MA Ruolong. Experimental experimental study on gasdynamic performance of intake with plenum bypass[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1994, 9(3): 42-45, 107-108. (in Chinese)
- [14] 周诗睿. 螺旋桨与进气道的气动干扰研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
ZHOU Shirui. Research on aerodynamic interference of propeller and inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [15] 王利敏, 张彦军, 米百刚, 等. 涡桨飞机发动机进气道排除异物特性数值研究[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(2): 264-271, 278.
WANG Limin, ZHANG Yanjun, MI Baigang, et al. Numerical simulation on excluding foreign objects from engine inlet of turboprop aircraft[J]. *Advances in Aeronautical Engineering*, 2020, 11(2): 264-271, 278. (in Chinese)
- [16] MI Baigang, ZHAN Hao. Numerical simulation on rigid foreign object exclusion in the turboprop engine intake system with a bypass duct[J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 61920-61933.
- [17] 车得福, 李会雄. 多相流及其应用[M]. 1版. 西安: 西安交通大学出版社, 2007: 505-517.
- [18] 胡霄乐. 细弯管内多粒径颗粒的气固两相流动规律分析[D]. 杭州: 浙江工业大学, 2015.
HU Xiaole. Analysis of gas-solid two-phase flow with multi-sized particles in a thin elbows[D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2015. (in Chinese)
- [19] WAKEMAN T, TABAKOFF W. Measured particle rebound characteristics useful for erosion prediction[C]//Proceedings of Gas Turbine Conference. London: ASME, 1982: 83-95.
- [20] STEVEN R, THEODORE H. A study of the compressible flow through a diffusing S-duct[R]. NASA Technical Memorandum 106411, 1994.
- [21] DUFFY R J, SHATTUCK B F. Integral engine inlet particle separator: Volume II design guide[R]. USAAMRDL-TR-75-31B, 1975.

(编辑: 陈 越)