

内置输出轴套肘弯式排气管气动性能优化

丁金涛^{1,3}, 张靖周^{1,2}, 单 勇^{1,2}, 张丽娜³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 教育部进排气系统技术重点实验室, 南京 210016;

3. 中国航空工业集团公司 金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106)

摘 要: 分析了带输出轴的肘弯式排气管直扩压段扩张角度($\alpha=4^\circ\sim 28^\circ$)、弯曲段弯曲角度($\beta=55^\circ\sim 75^\circ$)和下壁面引导线 F 值($F=0.15\sim 0.75$)这三个决定性结构参数对其气动性能的影响; 基于响应面模型和多目标遗传算法进行了排气管气动性能优化。结果表明: 弯曲排气管内的流动损失主要来源于弯曲管内侧回流、中心套管和支板绕流尾迹涡, 排气管中偏转气流和内置构件复杂绕流的耦合流动是其气动损失物理机制。在给定的参数范围内, 单一结构参数对排气管总压损失和静压恢复的影响规律均具有很强的非单调变化。相较单因素分析中的特定优选模型($\alpha=16^\circ$ 、 $\beta=60^\circ$ 和 $F=0.6$), 多目标优化后的排气管具有更大的直扩压段扩张角度($\alpha=18.36^\circ\sim 18.95^\circ$)和更小的弯曲段下壁面引导线 F 值($F=0.39\sim 0.48$), 弯曲角度基本相当($\beta=60.2^\circ\sim 65^\circ$), 排气管的流通能力得到进一步提升。

关 键 词: 肘弯式排气管; 流动损失; 气动性能; 代理模型; 多目标优化

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Aerodynamic optimization for elbow-type exhaust duct with a built-in output shaft tube

Ding Jintao^{1,3}, Zhang Jingzhou^{1,2}, Shan Yong^{1,2}, Zhang Lina³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory of Inlet and Exhaust system Technology,

Ministry of Education, Nanjing 210016, China;

3. Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Nanjing 211106, China)

Abstract: Numerical simulations were performed for the internal flow inside an elbow-type exhaust duct with a built-in output shaft tube. Given the constrained condition relating to the section contours and locations of inlet and outlet, three geometric parameters were mainly considered to illustrate their individual effect on the aerodynamic performances respectively, including straight diffuser angle ($\alpha=4^\circ\sim 28^\circ$), bent angle ($\beta=55^\circ\sim 75^\circ$) and lower guide line F value ($F=0.15\sim 0.75$) of the exhaust duct. Furthermore, an optimization and sensitivity analysis was made by using the response surface methodology and multiobjective genetic algorithm. The results showed that the flow losses mainly originated from the recirculating flow near inner-side bent section, the wake vortices behind the central

收稿日期: 2025-10-14

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0009-0053)

作者简介: 丁金涛(1989—), 男, 博士生, 研究领域为进排气系统设计。E-mail: dingjintao@nuaa.edu.cn

通信作者: 张靖周(1964—), 男, 教授, 博士, 研究领域为传热传质。E-mail: zhangjz@nuaa.edu.cn

引用格式: 丁金涛, 张靖周, 单勇, 等. 内置输出轴套肘弯式排气管气动性能优化[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250386. Ding Jintao, Zhang Jingzhou, Shan Yong, et al. Aerodynamic optimization for elbow-type exhaust duct with a built-in output shaft tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250386.

tube and struts. The flow deflection inside the bent duct and the cross flow around built-in components were coupled together to form very complicated flow fields and flow loss mechanisms. Within the present scope, non-monotonous influencing role behaved clearly for each individual geometric effect on the total pressure loss coefficient and the static pressure recovery coefficient. Compared with the specifically preferred situation obtained from single-factor analysis ($\alpha=16^\circ$, $\beta=60^\circ$ and $F=0.6$), the optimized elbow-type exhaust duct had a greater straight diffuser angle ($\alpha=18.36^\circ\text{—}18.95^\circ$) and smaller lower guide line F value ($F=0.39\text{—}0.48$), with nearly consistent bent angle ($\beta=60.2^\circ\text{—}65^\circ$). It improved the aerodynamic performances effectively.

Keywords: elbow-type exhaust duct; flow losses; aerodynamic performance; surrogate model; multi-objective optimization

排气管是飞行器和推进系统的一个关键关联部件,虽然其结构相对简单,但构型和布局却呈现多样性,以适应飞行器和发动机一体化设计的需求。排气管的气动和结构设计对飞行器和发动机的总体性能乃至可靠性具有重要的影响^[1-2],对于涡轴发动机而言,排气管往往具有扩压的功能结构特征,以降低动力涡轮出口背压,从而提升动力涡轮膨胀比,增加发动机的功率输出。同时,排气系统还是直升机的重要红外辐射源,从红外抑制的需求出发,排气管往往还需要与红外抑制器引射混合管协同设计^[3-5]。

受直升机安装布局约束以及红外隐身的需求,涡轴发动机排气管大多呈弯曲构型,非对称的结构特点导致排气管内部流场具有高度的三维流动复杂性。尤其是,为适应直升机动力传输系统的布局方式,排气管的内部流动通道往往具有极不规则的复杂变化特征。譬如,对于动力后输出的布局,受到输出轴传动机构安装空间的制约,涡轴发动机排气管或者呈现由环形过渡为腰果形截面的“裤衩”状分叉构型,如图 1(a)所示^[6-7];或者在弯曲排气管内部安置套管,将动力输出轴穿过排气管而保持原有的排气口向一侧偏转的“肘弯”状构型,如图 1(b)所示^[8]。由于排气管内置套管及其联接支板不仅对排气流通截面形成堵塞效应,而且还加剧了流场的复杂性,因此带来排气管内部更复杂的流动局部分离、出口气流速度不均匀等诸多不利影响。

面向涡轴发动机或直升机用弯曲排气管的气动设计,国内外研究人员结合实际应用开展了大量针对性的研究,涉及排气管过渡段型面、喷口形状和弯角等关键结构参数^[9-14]以及进口气动参数^[15-18]对其内部流动特性的影响。相对于常规的弯曲管道内部流动,内置传动轴套管肘弯式排气

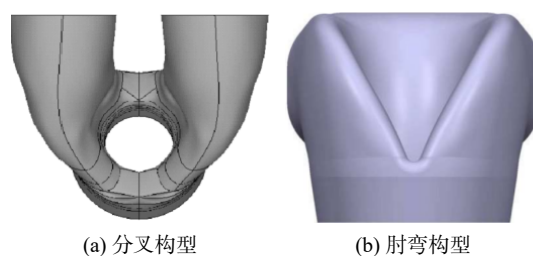
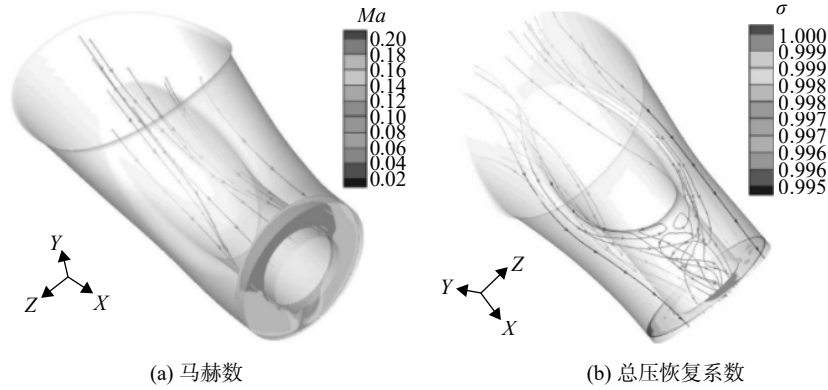


图 1 动力后输出涡轴发动机排气管

Fig. 1 Exhaust ducts of the turboshaft engine with rear-output

管的内部流动不仅存在着因流道弯曲而形成的三维效应,而且还伴生着因流通截面局部堵塞而诱发的局部流动分离效应,导致其流场结构更加复杂,类似情形在直升机动力前输出布局方式的进气管道中也存在^[19-21]。汪明生等人^[22]针对带输出轴的直升机埋入式弯曲进气管道流场进行了研究,进气管道内部流动如图 2 所示(图中 Ma 和 σ 分别是马赫数和总压恢复系数),研究结果表明输出轴流通堵塞所引起的背风侧强分离和迎风侧转弯损失是导致流场严重畸变的主导诱因,进而提出了基于流道型面改进设计的气动优化策略。Ding 等人^[23]针对带输出轴的肘弯式排气管内部流动流场进行了数值模拟,较为系统地分析了排气管出口宽高比、出口-进口面积比和弯曲角度等结构参数对其气动性能的影响规律,并提出了相应的结构参数优选趋向。然而,鉴于影响排气管气动性能的因素众多且相互关联,多参数的耦合影响机制以及多目标的优化分析仍有待深入开展。

目前,基于多目标的优化设计方法在排气管结构设计中已得到广泛应用^[24-27],从而能够在特定的设计空间中明确最优的结构参数、达成排气管气动性能最优化的设计目标。本文针对某型涡轴发动机带输出轴的肘弯式排气管设计需求,在前期研究的基础上^[23],进一步开展排气管关键

图 2 前输出涡轴发动机进气道内部流动^[22]Fig. 2 Internal flow of the inlet for the turboshaft engine with front-output^[22]

结构参数的优化设计研究, 阐明其改善气动性能的流动机制, 以期为该特定构型非轴对称排气管的设计提供基础。

1 物理模型

1.1 基准排气管结构

带输出轴的肘弯式排气管结构如图 3 所示, 包括环形直扩压段、弯曲段、中心套管和联接支

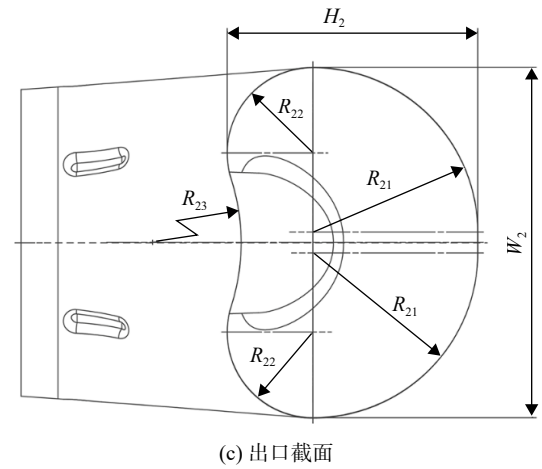
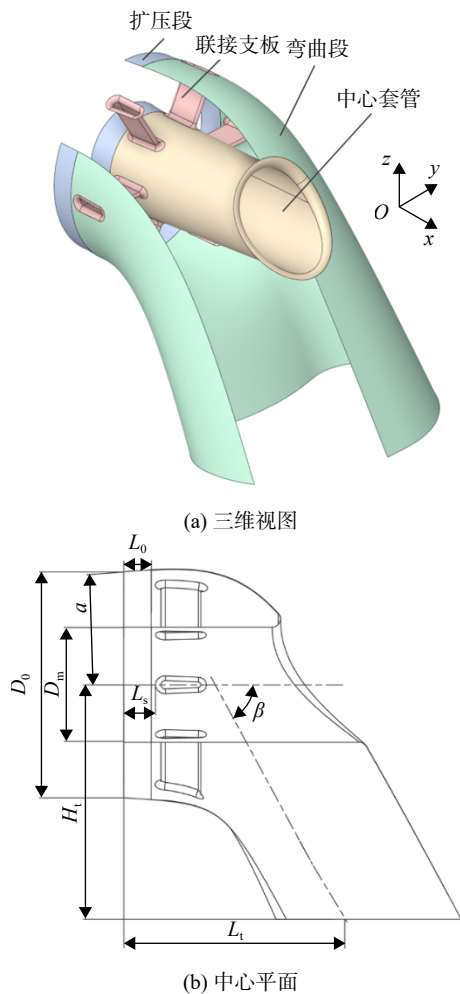


图 3 排气管结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of exhaust duct

板, 末级涡轮后的高温燃气经环形直扩压段扩压、再由弯曲段转向后排出。其主要几何参数包括: ①直扩压段: 进口外径 D_0 、进口内径或中心套管直径 D_m 、环形直扩压段轴向长度 L_0 、直扩压段扩张角度 α ; ②弯曲段: 弯曲角度 β 、排气口中心距离进口截面的轴向长度 L_1 、径向高度 H_1 、支板前缘距离进口截面的轴向安装位置 L_s ; ③出口截面: 排气口呈腰果状, 其外络矩形截面的长度为 H_2 、宽度为 W_2 , 腰形出口的各段圆弧半径依次为 R_{21} 、 R_{22} 和 R_{23} 。

需要指出, 排气管轴向长度 L_1 定义为扩压器进口截面距离腰果形出口截面圆弧半径 R_{21} 和 R_{22} 圆心连线与中心线的交点, 见图 1(c) 所示。腰果形出口截面的外络长度 H_2 为圆弧半径寸 R_{21} 和 R_{22} 之和, 圆弧半径间的关系为 $R_{21}=0.5R_{22}$, $R_{23}=1.5R_{22}$ 。直扩压段扩张角度 α 的定义为扩压段外壁面与中心轴线之间的夹角。弯曲段弯曲角度 β 的定义为弯曲段出口流向与中心轴线之间的

夹角。

6 个支板沿周向均布在排气管进口位置,与中心套管和弯曲段之间通过大圆角过渡连接;中心套管与弯曲段之间也通过大圆角过渡连接。排气管的外廓型面主要由环形扩压段和弯曲段决定。弯曲段型面以参数可控的 F 值曲线构建流道引导线,如图 4(a)所示。 F 值曲线为二次多项式曲线,表达式为: $ax^2+bx+cxy+dy^2+ey+f=0$, F 值定义为线段 DE 与线段 CD 的长度比值,如图 4(b)所示。因此,可以通过定义曲线的起点、终点的坐标和斜率,以及 F 值求得曲线。对于本文的弯曲段下引导线,定义其起点为扩压段外流道出口截面下象限点,终点为弯曲段出口截面内侧中心点,起始端夹角为直扩压段扩张角度 α ,终止点夹角为弯曲段弯曲角度 β ,并结合 F 值可确定下引导线曲线;同样,定义弯曲段上引导线的起点为扩压段外流道出口截面上象限点,终点为弯曲段出口截面外侧中心点,并结合 α 、 β 和 F 值,确定上引导线曲线;将上、下引导线等弧长划分成若干段,并上下各点用直线连接,通过各直线的中点拟合出同样为 F 值的弯曲段流道中心线;进一步地,再结合 F 值确定左、右引导线的曲线。基于进出口截面型线和 4 条引导线,采用 NURBS (non-uniform rational B-splines) 曲面技术生成弯曲段型面。

基准排气管结构参数如表 1 所示,需要说明

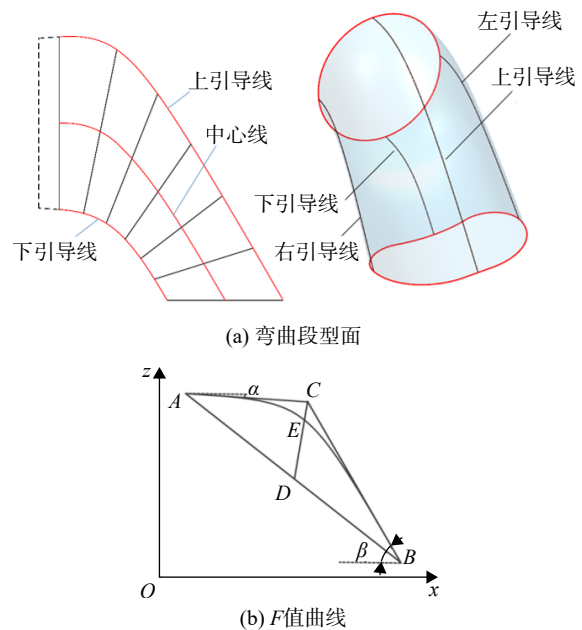


图 4 排气管型面示意图
Fig. 4 Schematic diagram of exhaust duct profile

的是,排气管进口面积(A_0)依照环形进口定义(见图 1(a))。为统一描述起见,从排气管进口沿气流方向看,垂直投影的上下部分定义为上、下壁面,水平投影的左右部分定义为左、右壁面。

表 1 基准排气管结构参数
Table 1 Geometric parameters in baseline exhaust duct

参数	数值
D_m/D_0	0.510
L_0/D_0	0.121
$\alpha/(^\circ)$	4
L_s/D_0	0.164
L_l/D_0	0.95
H_l/D_0	1.05
R_{21}/D_0	0.529
R_{22}/D_0	0.265
R_{23}/D_0	1.058
A_2/A_0	1.3
W_2/H_2	1.65
F	0.6
$\beta/(^\circ)$	60

1.2 单因素关键参数范围

考虑到排气管安装空间的布局约束,主要包括排气管轴向长度、进口和出口型面,本文在维系基准排气管轴向长度、进口和出口型面不变的情形下,选取排气管流道型面的三个关键结构参数,即直扩压段扩张角度 α 、弯曲段弯曲角度 β 和弯曲段下引导线 F 值作为设计变量,各参数的取值范围如表 2 所示。

表 2 排气管设计变量
Table 2 Selected design variables for current exhaust duct

参数	设计范围	取值
扩张角度 $\alpha/(^\circ)$	4~28	4, 10, 16, 22, 28
弯曲角度 $\beta/(^\circ)$	55~75	55, 60, 65, 70, 75
下引导线 F	0.15~0.75	0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75

2 研究方法

2.1 数值计算方法

采用 ANSYS Fluent 计算软件对排气管内部流场进行数值模拟。借鉴已有的非轴对称排气管流动数值研究^[28-30],本文选用 realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,采用二阶迎风的运输方程离散格式以及压力和速度的 SIMPLE(semi-implicit method for pres-

sure-linked equations) 耦合算法。将能量方程残差小于 10^{-6} 、其他方程残差小于 10^{-4} 作为数值收敛准则。文献 [23] 已经对本文数值计算方法的适用性进行详细论述, 在此不再赘述。

整个计算域由排气管域和远场域组成。考虑到排气管出口的流动没有完全发展, 在排气管下游建立远场区域, 远场区域直径和长度分别为 $8D_0$ 和 $15D_0$ 。主流进口采用均匀压力入口, 总压和总温分别为 111 460 Pa 和 765 K, 考虑到发动机涡轮后气流的强湍流特性, 其湍流度设为 10%; 远场区域边界设置为压力出口, 给定压力为 101 325 Pa、温度为 288 K; 壁面采用无滑移绝热壁面边界条件。

采用混合网格对计算域进行网格划分, 排气管区域用四面体网格, 远场区域用六面体网格, 如图 5(a) 所示。排气管近壁面处的网格局部加密处理, 保证近壁面第一层网格 $y^+ \approx 30$ 。使用不同数量网格系统进行了网格无关性验证, 图 5(b) 为不同网格数的排气管进出口压差和出口马赫数对

比。当网格数量达到 633.5 万后, 进出口压差 Δp 和出口马赫数 Ma 基本不再变化。本文最终选取 633.5 万网格数进行数值模拟。

2.2 气动性能综合评价参数

本文使用三个性能参数评估排气管气动性能, 包括总压损失系数 C_{tp} 、静压恢复系数 C_{sp} 和动压系数 C_{dp} 。

$$C_{tp} = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{d1}} \quad (1)$$

$$C_{sp} = \frac{p_{s2} - p_{s1}}{p_{d1}} \quad (2)$$

$$C_{dp} = \frac{p_{d1} - p_{d2}}{p_{d1}} \quad (3)$$

式中 p_t 、 p_s 和 p_d 分别为质量加权平均的总压、静压和动压; 下标 1 和 2 分别代表排气管进口和出口截面。

静压恢复系数是动压系数和总压损失系数的差值, 说明排气管的静压恢复性能不仅受排气管总压损失的影响, 还受到可以转化为排气管出口静压的流体动能大小的影响。静压恢复系数越大, 表明排气管总的能量损失越小。

2.3 多目标优化设计

以总压损失系数最小化和静压恢复系数最大化作为优化目标, 采用基于代理模型的多目标优化设计方法开展设计分析。首先根据设计目标因子和水平数选择试验设计方法, 本文采用响应曲面法的经典 Box-Behnken 试验设计方法 (BBD) 实现采样和分析, 通过回归方程解决多变量问题^[31]。三因素三水平的 BBD 示意如图 6 所示, 共有 5 个中心点和 12 个立方体边线中点。

基于响应面模型 (response surface model, RSM)^[32]

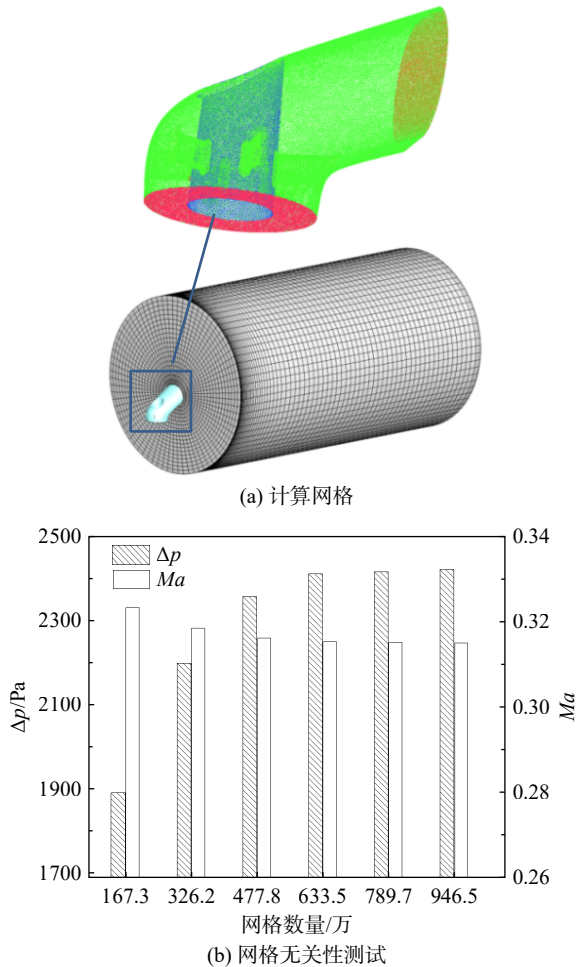


图 5 计算网格及其无关性测试

Fig. 5 Computational meshes and independence test

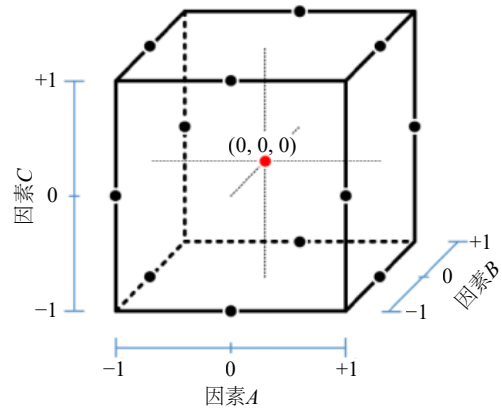


图 6 Box-Behnken 设计示意图

Fig. 6 Schematic diagram of Box-Behnken design

建立排气管设计参数与设计目标之间的近似代理模型。通过改进非支配排序遗传算法(NSGA-II),对非轴对称排气管进行以低总压损失和高静压恢复为目标的多目标优化设计。

3 结果与分析

3.1 基准排气管内部流动特征

本节针对基准排气管,分析其内部流动的基本流场特征。

图 7 示出了典型截面的马赫数分布云图以及基于速度染色的基准排气管内部流场局部区域的流线。可见,在带输出轴套和联接支板的弯曲排气管中,呈现非常复杂的三维流动以及涡系结构。由于排气管的弯曲构型,气流发生沿排气通道的流动偏转,导致上壁面区域的进口流速低、下壁面区域的进口速度高,同时在进口环形截面形成二次环流。同时,内置的中心套管对弯曲混合管上侧的气流流动形成扰流,并与支板绕流形成相干。由于排气管进口附近的支板对气流形成的相对攻角差异显著,导致周向上不同位置处的支板所诱导的局部流动分离涡具有较大的差异,上方

的两支板的气流绕流虽相对平顺,但与中心套管迎风面存在显著的相干作用进而生成局部涡流(Vortex 1);两侧支板对进口附近的气流偏转流动影响最为显著,在其下游诱导出尺度较大的分离涡(Vortex 2);对于下方的支板,气流绕流虽也相对平顺,但与下壁面弯曲侧诱导的局部流动形成相干,生成局部涡流(Vortex 3),并与下壁面靠近出口区域的局部流动分离区(Vortex 5)相融合;同时,内置的中心套管背风侧存在着气流绕流柱体诱导的尾迹分离区,尤其在邻近排气管壁面处生成尺度较大的角涡(Vortex 4)。上述主要的涡系结构充斥着排气管内部流场,导致其流动过程及其损失机制的复杂性。

沿着排气管通道选取 6 个截面(如图 8 所示),其中,截面 I_0 为排气管入口,截面 I_1 为环形扩压段出口,截面 I_5 为排气管出口截面,截面 I_2 、 I_3 和 I_4 与环形扩压段出口截面 I_1 分别呈 15° 、 35° 和 60° 的夹角。同时,沿着中心套管通道选取两个截面分析支板和中心套管周围的流场特征,截面 Z_1 为位于 10% 支板高度的环面,截面 Z_2 为 80% 支板高度的环面。

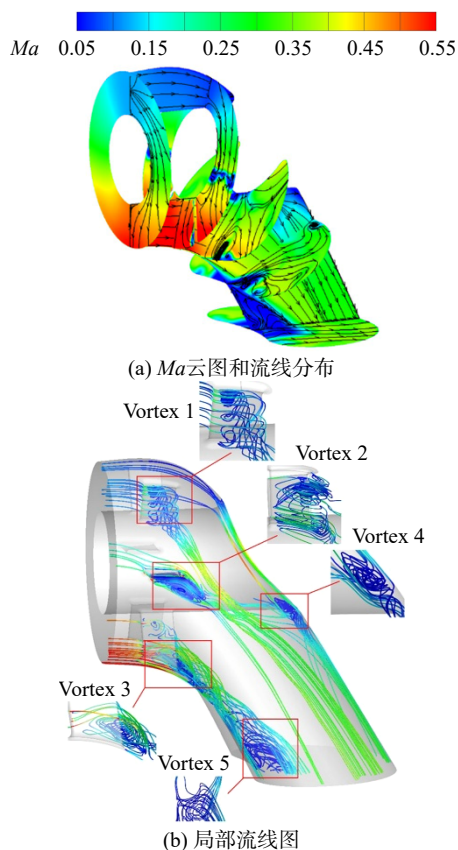


图 7 基准排气管内部局部流动特征

Fig. 7 Local flow features inside baseline exhaust duct

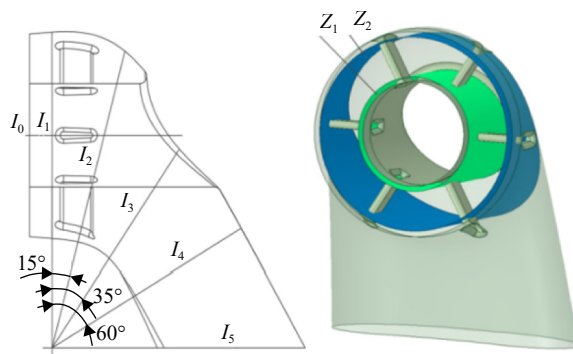
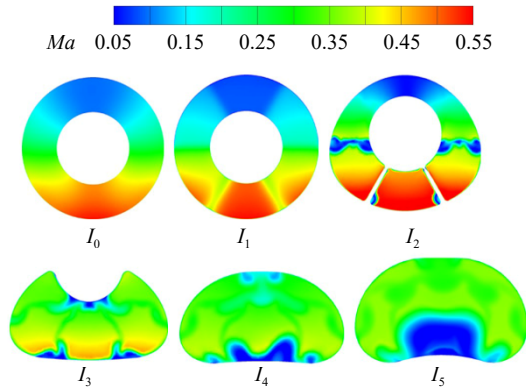
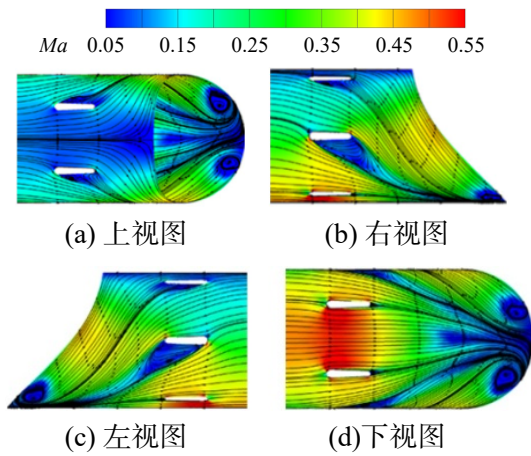
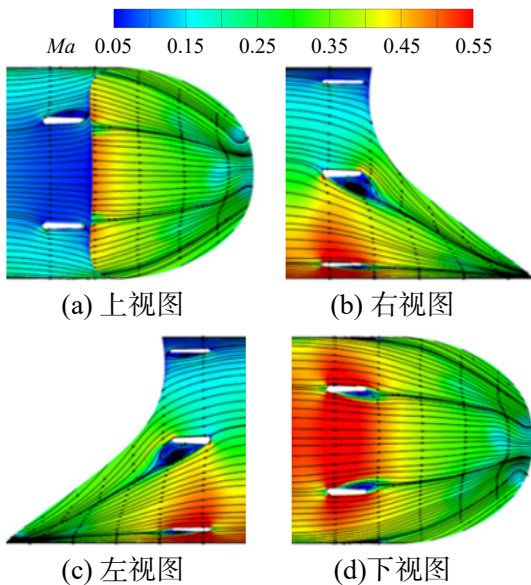


图 8 典型截面示意图

Fig. 8 Schematic diagram of typical sections

图 9~图 11 分别示出了基准排气管典型截面上的马赫数云图和流线分布。如图 9 所示,排气从截面 I_0 开始流过中心套管,直至截面 I_3 都存在明显的上壁面区域流速低、下壁面区域流速高的流动特征;从截面 I_2 和 I_3 上可以看到,流体在中心套管下方、支板根部以及弯曲管下壁存在局部低速区,源于流动分离效应;在排气管弯曲后产生的下壁面区域二次流动作用下,从 I_4 截面开始呈现与排气管进口截面相反的马赫数分布特征。在截面 Z_1 ,如图 10 所示,排气绕流中心套管在上部两个支板(上视图)、中部两个支板(右视图和

图 9 基准排气管 $I_0 \sim I_5$ 截面上的马赫云图Fig. 9 Mach number contours on $I_0 \sim I_5$ sections for baseline exhaust duct图 10 基准排气管 Z_1 截面上的流线分布Fig. 10 Streamlines on section Z_1 for baseline exhaust duct图 11 基准排气管 Z_2 截面上的流线分布Fig. 11 Streamlines on section Z_2 for baseline exhaust duct

左视图)下游产生小尺度的局部流动分离,形成尾迹分离区;中部两个支板的分离涡向下游运动并与中心套管末端的分离涡相融合,形成两个对向的旋转涡;底部两个支板(下视图)下游并未产生明显的流动分离。在截面 Z_2 ,如图 11 所示,排气套管上部两个支板(上视图)未形成流动分离,中部的两个支板(右视图和左视图)尾缘下游均存在明显的分离涡,但尺度较 Z_1 截面变小;底部两个支板(下视图)下游的分离涡也并不明显。

由此可见,在带套管的肘弯式排气管中,因套管和支板的存在,导致排气的流动发生强烈的扰流而形成强烈的三维效应,在其下游诱导出局部流动分离,并与弯曲管道的流动偏转形成耦合,带来复杂的流场结构以及流动损失机制。

3.2 单一因素的影响规律

在保持排气管弯曲段弯曲角度 $\beta=60^\circ$ 和下引导线 $F=0.6$ 的情形下,改变排气管环形直扩压段扩张角度,如图 12 所示,随着环形直扩压段扩张角度的变化,弯曲段壁面导引线的曲率发生改变,进而引起排气管流道截面形状的变化。扩张角度的增大,导致弯曲段下侧壁面的前端曲率变化趋急但后端趋缓,上侧壁面的外凸加剧。在排气管出口恒定的条件下,弯曲段沿程截面的流通截面面积将得以增大。

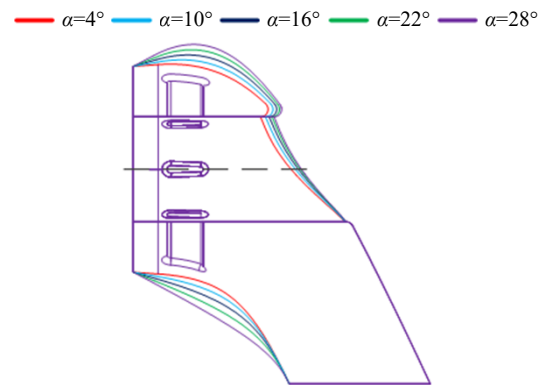


图 12 不同扩张角度的排气管型面

Fig. 12 Profiles of exhaust duct with different diffuser angles

图 13 显示了不同环形直扩压段扩张角度下的排气管典型截面马赫数分布。在恒定的主流进口总压下,不同环形直扩压段扩张角度对排气管进口截面(I_0)的速度分布影响很小。当 α 达到 22° 时,在 I_1 截面的下侧和上侧均已出现流动分离的迹象,过度的扩张导致下壁面的前端曲率显著加剧,从而引起流动分离点前移,导致流动分离区域变大;同时,弯曲段上侧壁面附近也会因过度

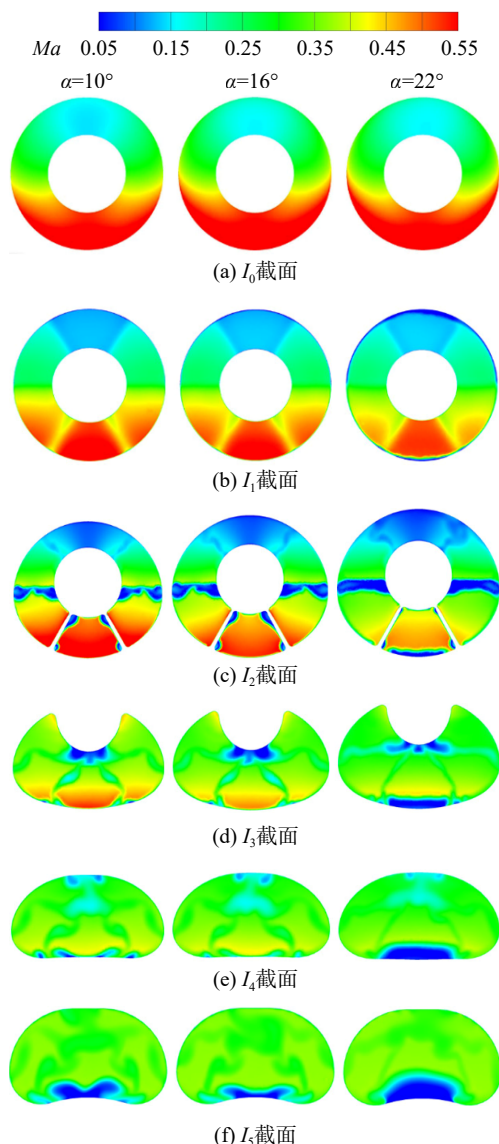


图 13 不同扩张角度的排气管局部流场

Fig. 13 Local flow fields of exhaust ducts with different diffuser angles

扩张而诱导出分离涡。在 I_2 截面, 随着扩张角度的增加, 流动截面积增大导致通道峰值速度下降, 绕掠下侧支板的流动局部涡流尺度有所降低, 但同时左右两侧支板的局部流动影响则有所增强。过度扩张引起的排气管下侧壁面附近的流动分离在下游各截面均明显呈现。注意到, 在 I_5 截面, $\alpha=10^\circ$ 的扩张角度所引起的排气管下侧壁面附近流动分离要强于 $\alpha=16^\circ$ 的情形, 这是由于, 在一定的扩张角度下, 随着扩张角度的增大, 弯曲段下侧壁面的前端曲率变化趋急但后端趋缓, 使得下侧壁面的流动附壁得以改善而削弱流动分离效应。

图 14 示出了扩压段扩张角度对排气管气动性能的影响。可见, 在 $\alpha=4^\circ\sim 28^\circ$ 范围内, 随着扩

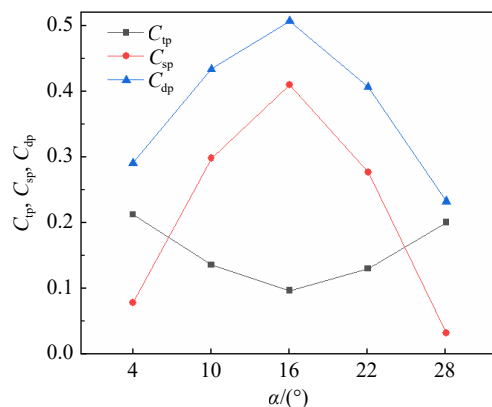


图 14 直扩压段扩张角度对排气管气动性能的影响

Fig. 14 Effects of straight diffuser angle on aerodynamic performance of exhaust ducts

压段扩张角度的增大, 总压损失系数先减小后增大, 静压恢复系数、动压系数先增大后减小。在所研究的 5 个扩张角度下, $\alpha=16^\circ$ 具有最好的气动性能。

在保持排气管环形直扩压段扩张角度 $\alpha=4^\circ$ 和下引导线 $F=0.6$ 的情形下, 改变排气管弯曲段弯曲角度, 如图 15 所示。随着弯曲段弯曲角度的增大, 弯曲段下侧壁面的前端曲率变化趋缓但后端趋急, 上侧壁面导引线整体后移, 中心套管的长度增加。同时, 支板外廓根部位置有一定调整。在排气管出口恒定的条件下, 弯曲段沿程截面的流通截面面积将得以增大。

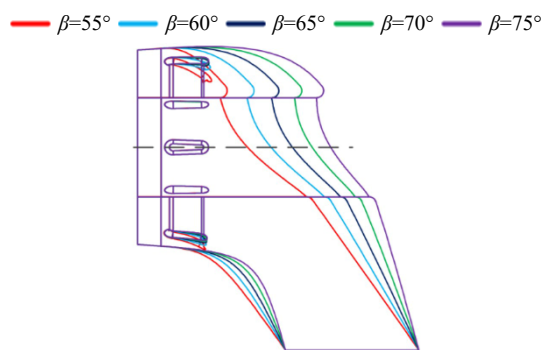


图 15 不同弯曲角度的排气管型面

Fig. 15 Profiles of exhaust duct with different bent angles

图 16 显示了不同弯曲段弯曲角度下典型截面上的马赫数分布。可见, 在恒定的主流进口总压下, 不同弯曲段弯曲角度对排气管进口截面 (I_0) 的速度分布具有较显著的影响。在小的弯曲角度 $\beta=55^\circ$ 时, 由于排气管上侧壁面导引线整体前移, 上端的进气气流容易触壁而影响其流通能力, 而大的弯曲角度则使得进口气流的发展得以平缓, 因此在 I_0 截面的分布相对均匀。尽管小弯曲角

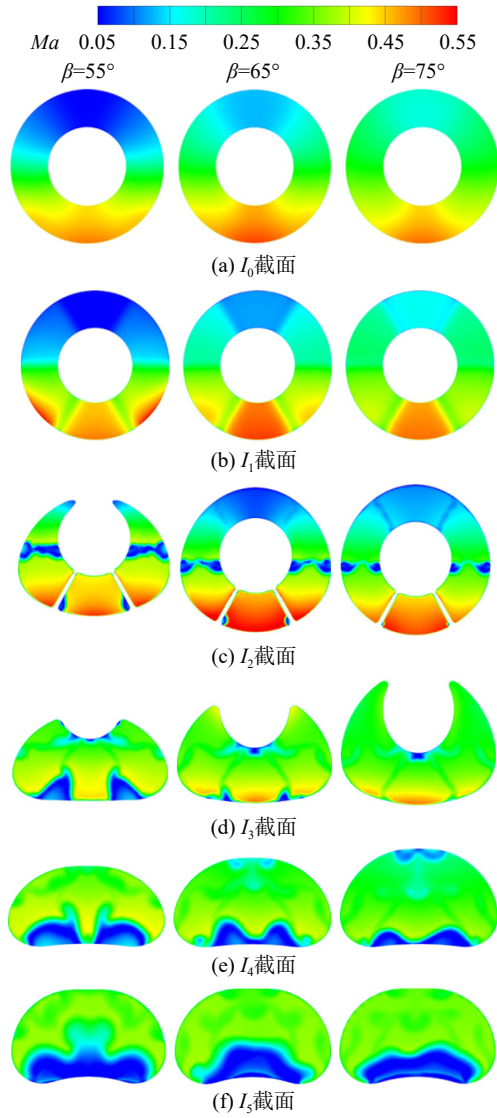


图 16 不同弯曲角度的排气管局部流场

Fig. 16 Local flow fields of exhaust ducts with different bent angles

度的排气管进口速度有所降低,但由于下侧壁面前端曲率变化加剧,因此,在 I_3 截面更易于生成位于展向的两个低速流动分离区域。而大弯曲角度的排气管,虽然其在 I_3 截面的流动相对平顺,但在 I_4 截面其上侧出现局部流动分离的迹象,同时中心套管增长也导致中心管处圆柱绕流后的流动分离有所增强。因此,排气管弯曲角度对流动的影响同样具有很强的非单调变化规律。

图 17 示出了弯曲段弯曲角度对排气管气动性能的影响。可见,在 $\beta=55^\circ\sim 75^\circ$ 范围内,除 $\beta=55^\circ$ 之外,排气管总压损失系数与弯曲角度的关联性并不显著,然而就动压系数和静压恢复系数而言,存在着一个较优的排气管弯曲角度 $\beta=60^\circ$ 。

在保持排气管环形直扩压段扩张角度 $\alpha=4^\circ$ 和弯曲段弯曲角度 $\beta=60^\circ$ 的情形下,改变排气管

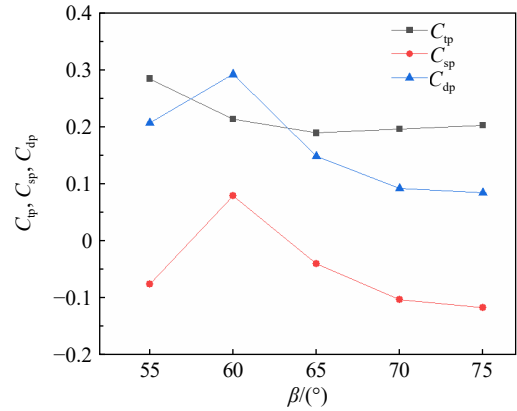
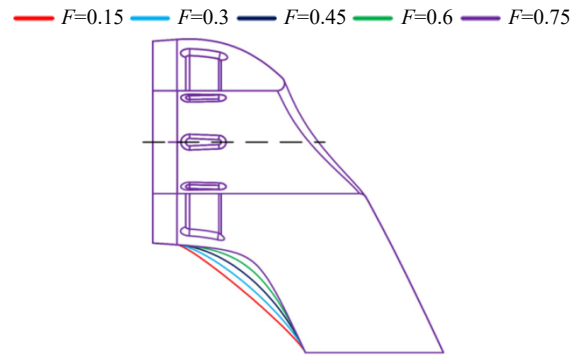


图 17 弯曲角度对排气管气动性能的影响

Fig. 17 Effects of bent angle on aerodynamic performance of exhaust ducts

弯曲段下壁面导引线 F 值,如图 18 所示。随着 F 值的增大,弯曲段下侧壁面的前端曲率变化趋急但后端趋缓。与单一改变环形直扩压段扩张角度或弯曲段弯曲角度的排气管型面沿程变化不同,弯曲段下导引线 F 值变化主要影响弯曲段下端的内侧型面,在排气管出口恒定的条件下,弯曲段沿程截面的流通截面面积随 F 值增大而逐渐减小。

图 18 不同下导引线 F 值的排气管型面Fig. 18 Profiles of exhaust duct with different lower guide line F -values

由于单一改变排气管下壁面导引线 F 值几乎不影响弯曲段上端的内侧型面,在恒定的主流进口总压下,不同下壁面导引线 F 值对排气管进口截面(I_0)的速度分布影响很小。图 19 显示了不同导引线 F 值下典型截面上的马赫数分布。在小的壁面导引线 $F=0.15$ 时,弯曲段下侧壁面的前端曲率变化趋急,更易导致气流流动分离;但是,在排气管沿程下游,大的壁面导引线 F 值则会因弯曲段下侧壁面的前端曲率变化趋急而引发强的流动分离。因此,排气管下壁面导引线 F 值对流动也呈现出非单调的影响规律。

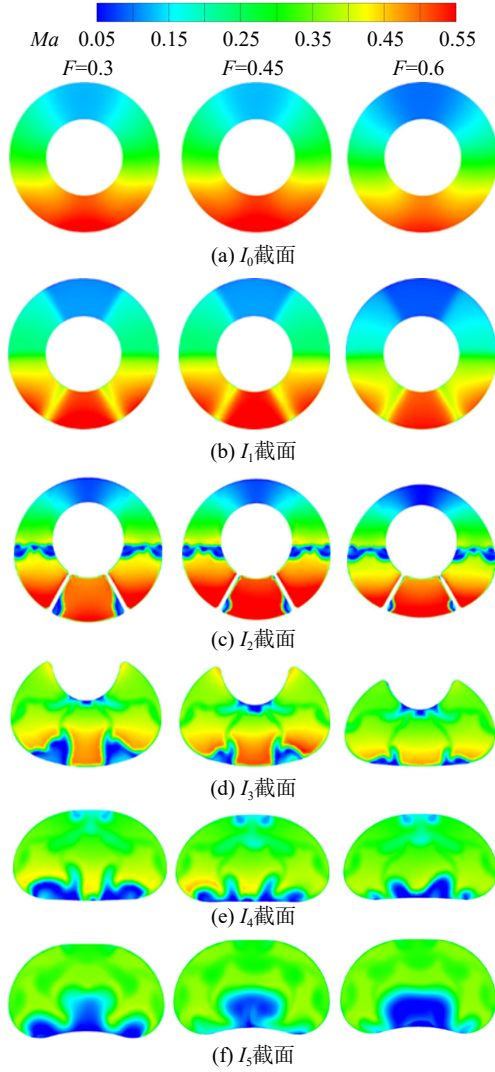


图 19 不同导引线 F 值下的排气管局部流场
Fig. 19 Local flow fields of exhaust ducts with different F -values

图 20 示出了下导引线 F 值对排气管气动性能的影响。可见, 在 $F=0.15 \sim 0.45$ 范围内, 排气管总压损失系数与弯曲角度的关联性并不显著, 在 $F=0.45$ 之后则随着 F 值增大而增加; 就动压系数和静压恢复系数而言, 存在着一个较优的下导引

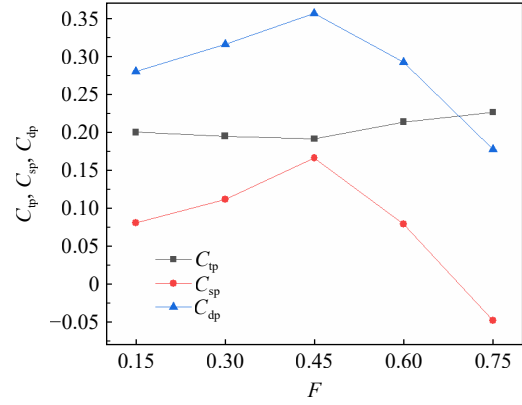


图 20 下导引线 F 值对排气管气动性能的影响
Fig. 20 Effects of lower guide line F -value on aerodynamic performance of exhaust ducts

线 F 值, 即 $F=0.45$ 。

3.3 多目标优化分析

由上述分析可知, 单一影响因素对排气管气动性能具有强的非线性影响, 因此, 必须依靠多目标优化方法才能获得最优的结构设计参数。本文在前述单一影响因素分析的基础上, 在保证排气管轴向长度、进出口截面参数及位置不变的基础上, 选取直扩压段扩张角度 α 、弯曲段弯曲角度 β 和弯曲段下导引线 F 值作为设计变量, 将总压损失系数 C_{tp} 和静压恢复系数 C_{sp} 作为两个独立的目标函数。两个目标函数的构建如下:

$$\begin{aligned} \min C_{tp} &= f_1(\alpha, \beta, F) \\ \max C_{sp} &= f_2(\alpha, \beta, F) \\ \text{s.t. } 4^\circ &\leq \alpha \leq 28^\circ \\ 55^\circ &\leq \beta \leq 75^\circ \\ 0.15 &\leq F \leq 0.75 \end{aligned} \quad (4)$$

通过 BBD 方法建立三因素三水平正交试验表, 通过数值模拟获得排气管总压损失系数和静压恢复系数, 如表 3 所示。通过 RSM 得到总压损失系数和静压恢复系数的二次多项式函数如下:

$$\begin{aligned} C_{tp} &= 1.60231 - 0.007442\tilde{A} - 0.040737\tilde{B} - 0.411778\tilde{C} - 0.000205\tilde{A}\tilde{B} - 0.000472\tilde{A}\tilde{C} + 0.0049\tilde{B}\tilde{C} + \\ &\quad 0.000568\tilde{A}^2 + 0.000318\tilde{B}^2 + 0.094444\tilde{C}^2 \\ C_{sp} &= -0.857372 - 0.011278\tilde{A} + 0.042718\tilde{B} + 0.36375\tilde{C} + 0.000762\tilde{A}\tilde{B} + 0.018417\tilde{A}\tilde{C} + 0.000333\tilde{B}\tilde{C} - \\ &\quad 0.001252\tilde{A}^2 - 0.000472\tilde{B}^2 - 0.583889\tilde{C}^2 \end{aligned} \quad (5)$$

式中 $\tilde{A}$ 、 $\tilde{B}$ 、 $\tilde{C}$ 为三个独立的自变量。

对 RSM 的评价主要包括因子显著性和近似模型拟合度评价。表 4 和表 5 分别给出了总压损失系数和静压恢复系数的方差分析 (ANOVA) 结果, 其中 SS(sum of squares) 为平方和, DOF(degree of freedom) 为自由度, MS(mean square) 为均

方, F 统计值越大说明该因子对目标变量的影响越大, 当显著性概率 P 值大于 0.05 时说明该因子是不显著的^[27]; 近似模型的拟合度评价指标中, 决定系数 R^2 是线性回归模型的拟合度量, R^2 越大说明观测数据与拟合值之间的差异越小, 调整 R^2 表示变量平均值周围变化值的度量, 预测 R^2 表示模

表 3 总压损失系数和静压恢复系数计算结果

Table 3 Calculation results of total pressure loss coefficient and static pressure recovery coefficient

序号	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	F	C_{tp}	C_{sp}
1	10	60	0.3	0.128	0.359
2	16	65	0.3	0.085	0.403
3	22	60	0.6	0.099	0.421
4	22	60	0.3	0.105	0.396
5	16	55	0.3	0.119	0.416
6	16	60	0.45	0.091	0.432
7	22	65	0.45	0.087	0.418
8	22	55	0.45	0.132	0.392
9	16	65	0.6	0.091	0.398
10	16	60	0.45	0.091	0.432
11	10	55	0.45	0.14	0.378
12	16	60	0.45	0.091	0.432
13	10	65	0.45	0.12	0.312
14	16	60	0.45	0.091	0.432
15	16	60	0.45	0.091	0.432
16	16	55	0.6	0.11	0.41
17	10	60	0.6	0.123	0.318

表 4 总压损失系数的 ANOVA 结果

Table 4 ANOVA results for total pressure loss coefficient

变异来源 (source)	SS	DOF	MS	F 统计值	P 值
回归模型整体 (model)	0.005 1	9	0.000 6	131.82	<0.000 1
α	0.001 0	1	0.001 0	229.65	<0.000 1
β	0.001 7	1	0.001 7	411.17	<0.000 1
F	0.000 0	1	0.000 0	6.05	0.043 5
$\alpha\beta$	0.000 2	1	0.000 2	35.33	0.000 6
αF	0.000 1	1	0.000 1	0.17	0.693 5
βF	0.000 1	1	0.000 1	12.61	0.009 3
α^2	0.001 8	1	0.001 8	397.52	<0.000 1
β^2	0.000 3	1	0.000 3	62.14	<0.000 1
F^2	0.000 0	1	0.000 0	4.44	0.073 1
残差 (residual)	0	7	0		
失拟项 (lack of fit)	0	3	0		
纯误差 (pure error)	0	4	0		
校正总和 (corrected total)	0.005 1	16			

决定系数 R^2 为 0.994 1, 调整 R^2 为 0.986 6, 预测 R^2 为 0.906 1

型预测的新数据变化量的度量。从表中可以直观看出, 二次 RSM 的 P 值小于 0.000 1, 同时 R^2 和调整 R^2 的差值小于 0.2, 表明本文采取的分析方法是有效的。根据 F 统计值的数值, 对排气管总压损失系数重要影响排序前三的因素依次是: β 、 α^2 、 α , 对静压恢复系数重要影响排序前三的因素依

表 5 静压恢复系数的 ANOVA 结果

Table 5 ANOVA results for static pressure recovery coefficient

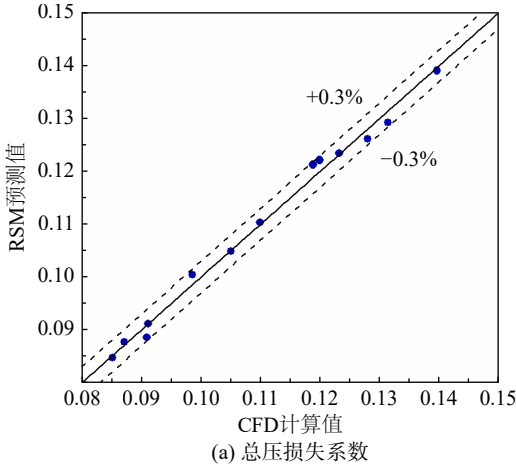
变异来源 (source)	SS	DOF	MS	F 统计值	P 值
回归模型整体 (model)	0.022 7	9	0.002 5	223.34	<0.000 1
α	0.008 4	1	0.008 4	741.97	<0.000 1
β	0.000 5	1	0.000 5	45.06	0.000 3
F	0.000 1	1	0.000 1	7.89	0.026 2
$\alpha\beta$	0.002 1	1	0.002 1	184.94	<0.000 1
αF	0.001 1	1	0.001 1	97.31	<0.000 1
βF	0	1	0	0.022 1	0.885 9
α^2	0.008 6	1	0.008 6	757.98	<0.000 1
β^2	0.000 6	1	0.000 6	52.03	0.000 2
F^2	0.000 7	1	0.000 7	64.35	<0.000 1
残差(residual)	0.000 1	7	0		
失拟项 (lack of fit)	0.000 1	3	0		
纯误差 (pure error)	0	4	0		
校正总和 (corrected total)	0.022 8	16			

决定系数 R^2 为 0.996 5, 调整 R^2 为 0.991 1, 预测 R^2 为 0.944 5

次是: α^2 、 α 、 $\alpha\beta$ 。

图 21 对比了排气管总压损失系数、静压恢复系数的 CFD 计算值和 RSM 预测值的差异。总压损失系数、静压恢复系数的计算值和预测值的误差分别在 $\pm 0.3\%$ 、 $\pm 0.4\%$ 范围内, 说明本文所建立的 RSM 能够准确反映几何参数 α 、 β 、 F 对排气管气动性能的影响。

基于 NSGA- II 遗传算法, 开展排气管多目标优化设计, 设置遗传代数为 100, 每代的种群数为 60, 交叉概率为 0.9, 迭代得到 Pareto 解。图 20 和图 21 分别给出了样本以及优化得到的 Pareto 解在设计空间和目标空间上的分布。从图 20 可以



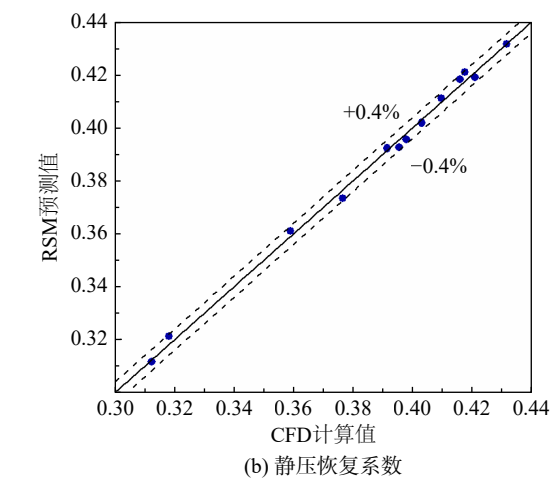


图 21 CFD 计算值和 RSM 预测值对比

Fig. 21 Comparison between CFD calculated values and predicted values of response surface model

看出,排气管的三个优化参数向一个区域聚集。[图 21](#) 所示的 Pareto 前端最优解为设计人员提供了多种选择,按“重要性等级”分配给优化的两个目标函数,即 C_{tp} 和 C_{sp} 。[表 6](#) 给出了优化得到的 Pareto 解设计参数的取值范围。

表 6 优化的设计参数取值范围	
Table 6 Range of optimized design parameters	
参数	取值范围
$\alpha/(^{\circ})$	18.36~18.95
$\beta/(^{\circ})$	60.2~65
F	0.39~0.48

为了验证优化结果的可靠性,在 Pareto 解集中选择了两个 Pareto 解进行验证,分别为 Opt-A 和 Opt-B。[表 7](#) 给出了 Opt-A、Opt-B 的 CFD 计算值和 RSM 预测值,其相对误差均在 2% 范围内,吻合度较好。同时,[表 7](#) 列出了依据各单一结构因素分析确定的优选模型 Ref-1、Ref-2 和 Ref-3,其中 Ref-2 即本文的基准模型。可见,内置输出轴套肘弯式排气管的结构构型对气动性能影响很大,仅依赖单一结构因素的分析很难获得较为理想的气动设计方案。譬如,与 Ref-1~Ref-3 中相对最优的特定模型 Ref-1 相比,通过多目标优化得到的 Opt-A 总压损失系数减小了 10.5%,静压恢复系数提高了 7.3%。

表 7 优化设计点的气动性能							
Table 7 Aerodynamic performance at the optimized design points							
模型	参数			C_{tp}		C_{sp}	
	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	F	CFD 计算值	RSM 预测值	CFD 计算值	RSM 预测值
Ref-1	16	60	0.6	0.095		0.412	
Ref-2	4	60	0.6	0.213		0.079	
Ref-3	4	60	0.45	0.191		0.165	
Opt-A	18.74	62.39	0.473	0.085	0.084	0.442	0.436
Opt-B	18.36	60.25	0.468	0.090	0.089	0.434	0.438

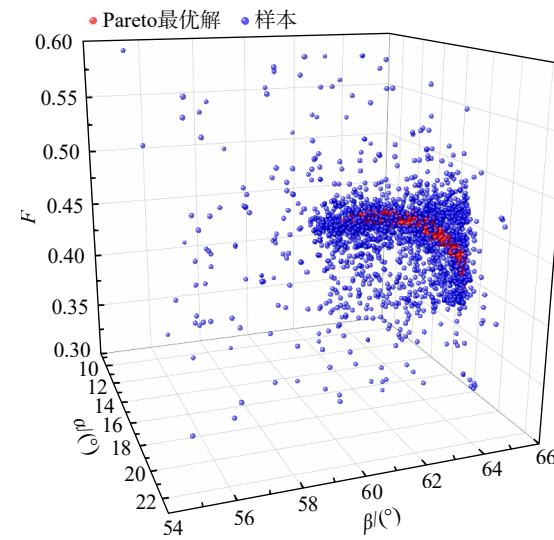


图 22 粒子在设计空间上的分布

Fig. 22 Distribution of particles in the design space

[图 24](#) 示出了 Opt-A 的排气管内部流场,与基准排气管流场分布对比分析可以看出,优化后的

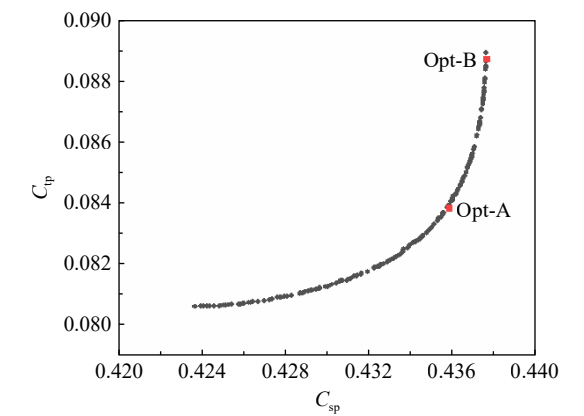


图 23 Pareto 最优解

Fig. 23 Pareto optimal solution

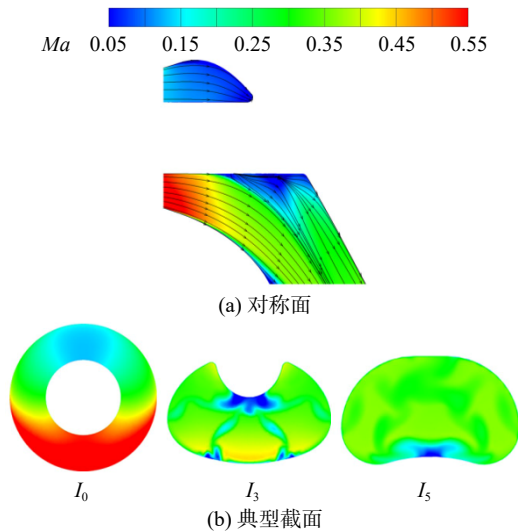


图24 Opt-A排气管的局部流场

Fig. 24 Local flow fields of Opt-A exhaust duct

排气管环形直扩压段扩张角度增大和下壁面引导线 F 值减小的几何型面变化使得其下壁面分离区域大幅减小, 进而使得排气管总压损失降低; 另外, 弯曲段弯曲角度适当增加的几何型面变化使得排气管外廓型面有所增大, 其流通能力大幅增强, 进而使得动压系数提高; 而在总压损失降低和动压提高的综合作用下, 排气管静压恢复能力也大幅提高。

4 结 论

针对带输出轴的涡轴发动机肘弯式非轴对称排气管, 采用数值模拟方法研究了排气管内部流动特征, 分析了排气管环形直扩压段扩张角度 α 、弯曲段弯曲角度 β 和下壁面引导线 F 值三个结构参数对气动性能的单因素影响, 并开展了基于代理模型的多目标优化设计工作。主要研究结论如下:

1) 在带套管的肘弯式排气管中, 流动损失主要来源于弯曲管内侧回流、中心套管和支板绕流尾迹涡; 排气管内置套管和支板诱导出的局部流动分离与弯曲管道的流动偏转形成耦合, 带来复杂的流场结构以及流动损失机制。

2) 单因素分析结果表明排气管环形直扩压段扩张角度 α 、弯曲段弯曲角度 β 和下壁面引导线 F 值对排气管气动性能的影响具有很强的非单调变化规律, 存在着一个较优的值使得排气管总压损失较小而静压恢复较大。

3) 通过建立响应面模型, 得到影响排气管总压损失系数的排序前三的因素依次为 β 、 α^2 、 α ,

对静压恢复系数影响因素排序依次为 α^2 、 α 、 $\alpha\beta$ 。残差分析进一步证实了本文所建立响应面模型的合理性。

4) 相较单因素分析中的优选模型, 多目标优化后的排气管具有较大的环形直扩压段扩张角度和较小的弯曲段下壁面引导线 F 值, 弯曲角度基本相当或略有增加。优化后的排气管几何型面变化可以有效减小下壁面的流动分离区域、改善流通能力, 技术支撑了工程设计。

参考文献:

- [1] Otter J J, Christie R, Goulos I, et al. Parametric design of non-axisymmetric separate-jet aero-engine exhaust systems[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 93: 105186.
- [2] 高翔, 李密, 王定奇. 发动机进排气系统对飞机气动特性影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(5): 1000-1008
gao Xiang, Li Mi, Wang Dingqi. Numerical study on the influence of aero-engine intake and exhaust system on aerodynamic characteristics of aircraft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(5): 1000-1008. (in Chinese)
- [3] Toulmay F. Internal aerodynamics of infrared suppressors for helicopter engines[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1988, 33(4): 4-14.
- [4] Mahulikar S P, Prasad H S S, Potnuru S K. Infrared signature suppression of helicopter engine duct based on "conceal and camouflage"[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 613-618.
- [5] Zhang Jingzhou, Pan Chengxiong, Shan Yong. Progress in helicopter infrared signature suppression[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(2): 189-199.
- [6] 姜卫星, 李立国, 高潮. 非轴对称波瓣喷管引射器的特性实验研究[J]. *南京航空航天大学学报(自然科学版)*, 1996, 28(3): 344-349
jiang Weixing, Li Ligu, Gao Chao. Experimental study of the performance of an ejector with a non axisymmetrically lobed nozzle[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition)*, 1996, 28(3): 344-349. (in Chinese)
- [7] 刘将辉, 李本威, 贺孝涛, 等. 某型直升机发动机尾喷管前转接段模态分析[J]. *海军航空工程学院学报*, 2012, 27(2): 161-165
liu Jianghui, Li Benwei, He Xiaotao, et al. Mode analysis of reset section before the nozzle of some certain type of engine of helicopter[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2012, 27(2): 161-165. (in Chinese)
- [8] Farber S, Ghaly W. Pressure loss modeling of non-symmetric gas turbine exhaust ducts using CFD[R]. ASME GT2009-59856, 2009.
- [9] Bottenheim S, Birk A M, Poirier D J. Performance of a longitudinal circular-to-slot gas turbine exhaust duct with a 90 degree bend [R]. ASME GT2004-53373, 2004.
- [10] Gra'sel J, Demolis J, Mohr H, et al. Multi-objective design optimisation of a diffuser-ejector exhaust duct for helicopter engines[R]. ASME GT2010-22588, 2010.
- [11] 唐正府, 张靖周, 单勇. 波瓣喷管-狭长出口弯曲混合管引射混合特性分析[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(6): 978-982
tang Zhengfu, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Investigation on ejecting and mixing characteristics of lobed nozzle with curved mixing duct and slot exit[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(6): 978-

982. (in Chinese)
- [12] Pan Chengxiong, Shan Yong, Zhang Jingzhou. Parametric effects on internal aerodynamics of lobed mixer-ejector with curved mixing duct[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(6): 061504.
- [13] Maqsood A, Birk A M. Wall pressure and temperature distribution in bent oblong exhaust ejectors[R]. ASME GT2017-63250, 2017.
- [14] 郑祺, 张靖周. 导流片对大形状比出口弯曲混合管引射性能影响的数值研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(4): 540-547
- zheng Zhen, Zhang Jingzhou. Numerical study on effects of guide baffles on pumping performance of curved mixing duct with a large-aspect-ratio outlet[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2020, 52(4): 540-547. (in Chinese)
- [15] Loka M, Robichaud M, Di Bartolomeo W, et al. Aerodynamic optimization of the exhaust-ejector system on the tiltrotor using Navier-Stokes analysis[R]. AIAA-2000-0986, 2000.
- [16] Cunningham M H, Birk A M, Di Bartolomeo W. Importance of inlet total pressure conditions in evaluating performance of non-symmetric gas turbine exhaust ducts[R]. ASME GT2002-30499, 2002.
- [17] Maqsood A, Birk A M. Improving the performance of a bent ejector with inlet swirl[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, 130(6): 061201.
- [18] Sun Xiaolin, Ma Shan. Influences of key parameters on flow features in the curved ducts with equal area[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2022, 236(11): 5954-5967.
- [19] 韩东, 郭荣伟, 万大为. 带前输出轴直升机进气道侧滑特性[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(2): 119-122
- han Dong, Guo Rongwei, Wan Dawei. Characteristics of helicopter inlet with front output shaft at yawed flight[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(2): 119-122. (in Chinese)
- [20] 谢永奇, 余建祖, 高红霞, 等. 某型直升机进气舱流场数值仿真[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(5): 728-732
- xie Yongqi, Yu Jianzu, Gao Hongxia, et al. Numerical simulation of airflow field of helicopter inlet cabin[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(5): 728-732. (in Chinese)
- [21] 杨永飞. 某型直升机机身及进气道气动特性分析[J]. *直升机技术*, 2008(3): 103-106
- yang Yongfei. Aerodynamic characteristic analysis about a fuselage/intake of some helicopter[J]. *Helicopter Technique*, 2008(3): 103-106. (in Chinese)
- [22] 汪明生, 黄国平, 傅鑫, 等. 带输出轴的直升机进气道设计改进[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(12): 2756-2762
- wang Mingsheng, Huang Guoping, Fu Xin, et al. Study of modifying helicopter inlet containing output shaft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(12): 2756-2762. (in Chinese)
- [23] Ding Jintao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Parametric design and aerodynamic performance of non-axisymmetric exhaust nozzles[J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2025, 61: 103529.
- [24] Wang Hongtao, Zhu Xiaocheng, Du Zhaohui. Aerodynamic optimization for low pressure turbine exhaust hood using Kriging surrogate model[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2010, 37(8): 998-1003.
- [25] Schaefer P, Hofmann W H, Gieß P A. Multiobjective optimization for duct and strut design of an annular exhaust diffuser[R]. ASME GT2012-69211, 2012.
- [26] Yang J D, Chen T W, Li J, et al. Aerodynamic optimization design of exhaust hood diffuser for steam turbine with three-dimensional Reynolds-averaged navier-stokes solutions[R]. ASME 2014-GT-25299, 2014.
- [27] Zhang Xuyong, Shan Yong, Zhang Jingzhou. Optimization and sensitivity analysis of double serpentine nozzles within confined layouts by response surface methodology[J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2023, 43: 102002.
- [28] Cunningham M H. Flow in non-symmetric gas turbine exhaust ducts [D]. Kingston, Canada: Queen's University, 2002.
- [29] Sadasivan S, Arumugam S K, Aggarwal M C. An alternative numerical model for investigating three-dimensional steam turbine exhaust hood[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2020, 13(2): 639-650.
- [30] Dong Yuxuan, Li Zhigang, Li Jun. Investigations on the aerodynamic performance of a gas turbine exhaust diffuser with the modified shell profile[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(12): 121021.
- [31] 孙啸林. 低可探测 S 弯喷管设计及性能评估方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018
- Sun Xiaolin. Investigation on design method and performance estimation of low observable S-shaped nozzle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [32] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6(2): 182-197.

(编辑: 秦理曼)