

文章编号:1674-8190(2017)02-219-07

扩压式双 S 隐身进气道设计和流场分析

李建华,包晓翔,刘凯,李锋

(中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

摘要:采用扩压式双 S 隐身进气道能够提高飞行器的隐身特性和综合性能。针对保形短程、高隐身、大偏距的亚音速隐身无人机进气道,以保形入口、中间控制面和出口截面为约束并结合多项式对中心线和面积、截面形状进行控制,实现对保形进口截面形状和弯曲形式复杂的双 S 隐身进气道的快速设计;在此基础上,研究中心线曲率、面积分布和中间截面形状等参数对进气道性能的影响。结果表明:双 S 进气道流场特性复杂,第二 S 弯处顶部的分离和空间二次涡引发的流场畸变的综合控制是设计的重点,通过截面参数约束并结合多项式能够对双 S 进气道内的流场品质进行控制;在中心线曲率、扩张角和多项式参数等配制上应该朝利于第二 S 弯流场稳定的方向靠近。

关键词:双 S 进气道;短程扩压;总压恢复系数;畸变指数

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.02.015

Investigation on the Design and Flow Characteristics of Diffusing Double-S Inlets

Li Jianhua, Bao Xiaoxiang, Liu Kai, Li Feng

(Rainbow UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Diffusing double-S inlets are of particular interest in the aircraft design due to their ability of reducing the radar signature and drag. Surface composition of the compact and offset bend double-S inlet can be quickly accomplished with a polynomial central line, along with complex conformal intake, midsection and outlet shape. Six ducts are created and multi-parameters which include centerline curvature, area ratio and middle-cross-sectional shape are analyzed utilizing that method to study their effects on duct performance. Results indicate the approach of a polynomial central line and cross-sectional shape is effective in the double-S inlet design and that there are more complex flow structures in the double-S inlet compared with that in the S-duct inlet. Great emphasis should be placed on the control to the flow separation lying about the second S-bend and flow distortion arose by eddy, those parameters of central line curvature, expansion angle and polynomial should be chosen to beneficial the flow stability of the second S-bend.

Key words: double-S inlet; compact diffuser; total pressure recovery; flow distortion index

0 引言

现代无人飞行器普遍追求外形一体化设计、具有简单紧凑的结构形式和高电磁隐身性能,为此,其进气道设计逐渐趋于非常规化和多样化,各种非

传统的设计技术不断得到尝试和应用,例如,进口与机身保形^[1]、采用超短扩压器、采用大偏距单 S 形或双 S(蛇形)进气道、无边界层隔道^[2]、狭缝式进口^[3-4]和背负式安装设计等。

超短程扩压式 S 形进气道是隐身飞机的重点发展方向之一,采用该形式的进气道,除了能够提高飞行器的隐身性能外,还有利于减小气动阻力、缩短飞行器的总长度,使得飞行器更加紧凑、质量更轻,从而大幅提高飞行器的综合性能。然而, S

收稿日期:2017-01-11; 修回日期:2017-03-25

通信作者:包晓翔,baoxiaoxiang@foxmail.com

形进气道内的流场特性十分复杂,主要表现在:在大曲率弯曲段,由于存在强逆压梯度,会导致出现流动分离;严重的横向流压力梯度将诱导产生二次流,二次流与管壁附面层相互干扰,继而可能诱发脱体涡;由于流动分离和二次流及其诱导脱体涡的共同作用,会导致严重的压力损失和流动畸变。

20 世纪 70~80 年代,国外就对 S 形进气道的流场特性进行了广泛研究。例如,1982 年, J. P. Sullivan 等^[5]对某 S 形进气道进行流场研究,发现在进气道第一弯段底部产生了严重的二次流动流场,且第一弯段产生的二次流发展到出口截面处更强; C. C. Lee 等^[6]在对 S 形进气道流场特性深刻理解的基础上,开展了隐身飞机短程和大偏距 S 形隐身进气道的设计,提出利用中心线和面积分布规律来控制分离和二次流特性,结果表明利用此方法能够得到满意的进气道性能。国内对 S 形进气道流场特性的研究起步稍晚。20 世纪 80 年代,林麒麟等^[7]针对 S 形进气道内的流场特性开展了一系列研究,包括扩压程度、侧偏距、截面形状等参数对进气道性能的影响等。总体而言,国内大多数关于 S 形隐身进气道的研究均沿用了 C. C. Lee 等^[6]提出的基于涡流控制的设计思想。

目前,多数研究均基于单 S 形隐身进气道,但受飞机规模等因素的限制,考虑对发动机的遮挡,需要把进气道设计成双 S 形(蛇形进气道)。研究表明,双 S 进气道在大流量条件下分离和掺混严重^[8],故需要对双 S 进气道内的流场进行流动控制。S. Sun 等^[9]针对某双 S 进气道的试验发现,在气流分离和截面二次流的共同作用下,进气道出口截面的上方存在较大的低压区,其周向畸变高达 11.7%,远超过一般发动机的承受范围。

本文结合某型无人机的基本约束,进行双 S 隐身进气道的设计,在实现对保形进口截面形状和弯曲形式复杂进气道的快速设计的基础上,研究中心线曲率、面积分布、中间截面形状和前后 S 段长度分布等参数对进气道性能影响;通过对第二 S 弯顶部分离和空间二次涡的综合控制提高进气道性能,进而完成进气道的初步设计。

1 数值计算方法及其验证

数值计算程序采用有限体积法对雷诺平均三维 Navier-Stokes 方程进行离散,无黏对流通量采

用 Roe 格式进行裂解,黏性通量采用二阶中心差分格式进行离散。为了能够准确模拟进气道的分离流动,根据 B. A. Ahribi 等^[10]对 S 形进气道的数值模拟结果,湍流模型采用 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport) 模型。为了验证数值方法的有效性,选用 G. J. Harloff 等^[11]所采用的 S 形进气道模型进行验证,该模型已在 ONERA R4MA 进行了风洞试验,具有比较完整的试验数据。数值模拟采用半模,网格数量约为 100 万,根据文献^[10]的研究结果,控制第一层网格间距使进气道壁面处最大 $y^+ \approx 1$,入口为压力进口边界(给定总压和总温)、出口边界为压力出口,调节出口压力使进气道流量与试验模型一致(半模质量流量为 1.213 5 kg/s)。试验数据与数值模拟的对比如图 1 所示,可以看出:CFD 数值模拟的上下壁面压力分布和试验趋势一致,表明本文所采用的数值方法对 S 形进气道进行模拟是适用的。

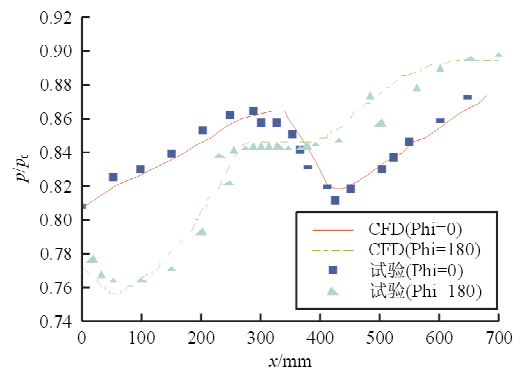


图 1 壁面压力和进口总压比值试验和模拟对比
Fig. 1 Comparison of the ratio of wall static pressure to inlet total pressure between test and numerical simulation

2 设计过程及结果分析

考虑某型无人机的总体空间约束及其配置动力参数,本文在来流马赫数为 0.6,飞行高度为 10 km 环境下,分析不同中心线曲率、面积分布、中间截面形状等参数对双 S 进气道流场特性和性能的影响,进而完成对进气道的初步设计。

2.1 设计方法和方案描述

无人机外形一体化及隐身等方面的需求给现有的进气道型面生成方法带来了极大困难,传统的皮托式、S 弯进气道设计方法难以完成对上述复杂

变截面进气道的设计,也不便于对内通道沿程的面积规律、扩散角规律和截面形状等进行分析和控制。因此,亟需对该类进气道的设计方法进行研究,以满足气动、隐身及总体布局等多方面的约束要求。

国内外对单 S 形进气道中心线和面积分布的研究已较为成熟。例如, C. C. Lee 等^[6]提出 S 形进气道三条中心线和面积分布的构造方法;屠秋野等^[12]构造了不同的中心线方程以研究其对流场特性的影响;周慧晨等^[3]则利用高阶多项式方程实现了复杂截面的生成,但其基于入口和出口型面以及构造多项式的复杂型面的设计方法仍存在缺陷,对中间过渡型面的控制偏弱。而现有研究对双 S 进气道约束条件的研究不足。双 S 进气道前后 S 内的流场特性差异较大,需要引入新的约束条件并构造新的多项式以满足进气道的设计要求。

本文结合单 S 进气道中心线和面积分布的研究成果,在复杂截面设计方法^[3]的基础上,考虑飞机总体设计和隐身要求,引入中间控制截面,并通过调整中间截面参数达到对中心线、面积分布和截面型面进行控制的目的;同时,将构建高阶多项式的方法扩展到对复杂变截面形状、中心线曲率以及面积分布的综合控制,能够快速生成和调整进气道外形,即把已有的成熟 S 型进气道设计技术拓展到复杂型面的双 S 进气道设计。

具体设计方法如下:

(1) 构建高阶多项式(以五阶为例)。

$$y = Ax^5 + Bx^4 + Cx^3 + Dx^2 + Ex + F$$

$$0 \leq x = x_s/L_s \leq 1$$

$$0 \leq y = y_s/Y_s \leq 1$$

约束条件由(0,0)、(1,1)、 (x_m, y_m) 条件给定,(0,0)、(1,1)分别为入口和出口约束条件,控制点 (x_m, y_m) 决定线型的形状。

根据流场特性和进气道外形控制的需要,可以构造更高阶的多项式,对于阶数大于约束条件的多项式,可以通过给定多项式常数进一步控制曲线的线形,例如,利用不同多项式系数 A 得到的线型如图 2 所示。

若控制参数 (x, y) 不同,则构造出的高阶多项式对应的物理意义不同,例如, y 为垂直位置、面积和截面某点的曲率(x 对应为轴向位置坐标、中心线位置以及截面的周向位置),则多项式分别实现

对中心线、截面面积和截面形状的控制。利用该方法能够轻易实现常规单 S 进气道的“前急后缓、前后缓急相当以及前缓后急”的中心线曲率和面积分布控制。

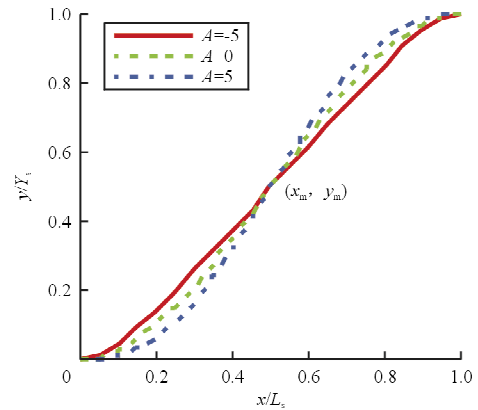


图 2 控制规律曲线

Fig. 2 Shape of transformation curve

针对截面形状、面积规律以及中心线分布的需要,通过应用不同曲线阶数和多项式常数,便可实现对截面形状、面积规律以及中心线分布的综合设计,可为下一步进行进气道性能的分析奠定基础。复杂变截面进气道效果图如图 3 所示。

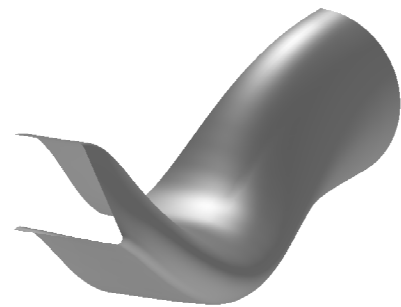


图 3 复杂进气道效果图

Fig. 3 Complex diffuser model

(2) 考虑与气动布局的融合,本文设计的进气道入口形状为梯形,总体空间约束为进气道的长度和侧偏距,根据隐身全遮挡的要求,确定中心线最低点高度的位置。据此,由中间给定位置截面给出控制点的约束条件;由进气道入口保形截面、中间截面和出口截面的位置、面积和形状组成约束来控制进气道形状;通过改变中间截面的参数并结合多项式形式完成对复杂进气道的综合设计。

通过不同的中间控制截面参数(如表 1 所示)

生成不同的进气道,本文共完成了六个进气道的设计。表 1 中,控制点位置表示控制截面所处的轴向位置;控制面面积比表示相对于入口面积扩张的比例,即 $(S_{mid}-S_{in})/(S_{out}-S_{in})$;第一/第二 S 弯侧偏距表示中间截面前/后段 S 弯对出口直径的比值。

表 1 进气道参数分布

Table 1 Duct parameters of different schemes

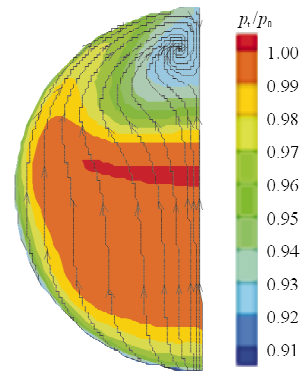
方案	控制点位置	控制面面积比	第一/第二 S 弯侧偏距	控制面形状
1	0.56	0.220	0.80/0.35	2:1 椭圆
2	0.50	0.220	0.80/0.35	2:1 椭圆
3	0.50	0.220	0.80/0.35	2:1 椭圆
4	0.50	0.492	0.80/0.35	2:1 椭圆
5	0.44	0.492	0.60/0.35	2:1 椭圆
6	0.44	0.492	0.52/0.27	3:1 椭圆

注:方案 3 第二 S 段中心线线型由方案 2 的“前急后缓”变成“前缓后急”。

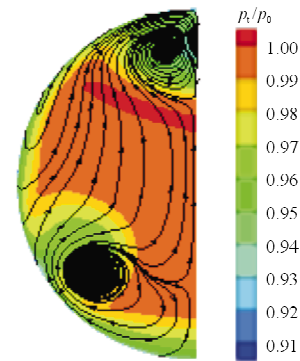
2.2 设计结果分析

以无人机所需最大流量作为计算要求,对上述六种进气道设计方案进行数值模拟,入口为压力进口边界(按照高度为 10 km,来流马赫数为 0.6 给定总压和总温)、出口边界为压力出口,调节出口压力使进气道流量与发动机工作流量一致(本文为 20 kg/s)。

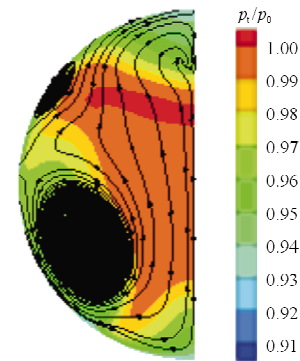
采用总压恢复系数和周向畸变指数(含总压畸变指数 DC60)并结合流场特性对进气道进行分析。不同方案出口处的总压分布及表面流线如图 4 所示,方案 1 的对称面压力分布及表面流线如图 5 所示,方案 5 和方案 6 中间截面的压力分布如图 6 所示。



(b) 方案 3



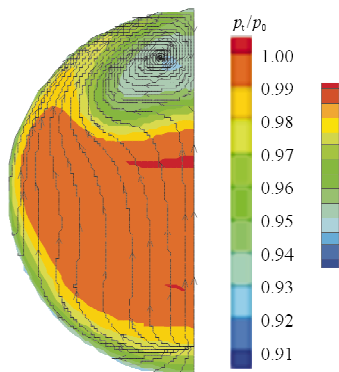
(c) 方案 5



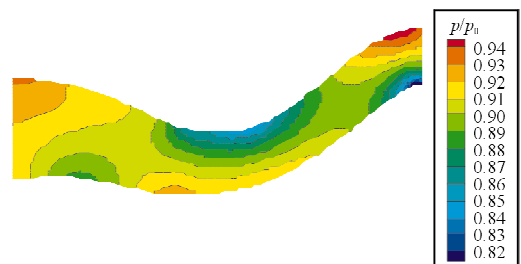
(d) 方案 6

图 4 出口总压分布及表面流线

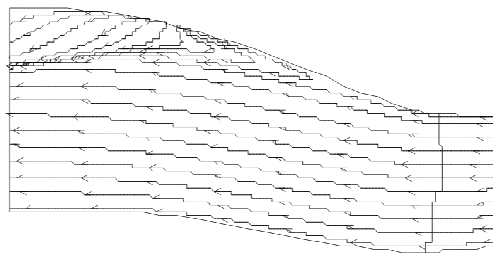
Fig. 4 Total pressure contours and flow streamlines at exit plane



(a) 方案 1



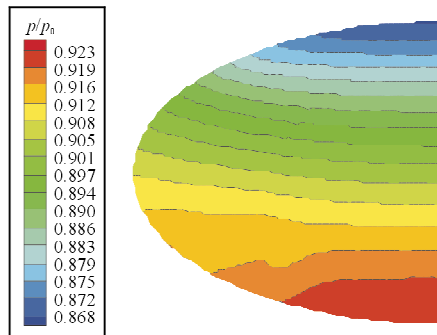
(a) 对称面压力分布图



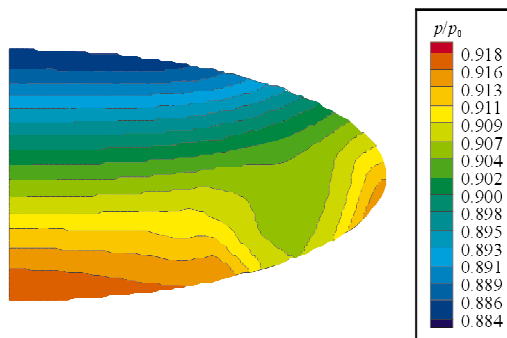
(b) 表面流线图

图 5 方案 1 对称面压力分布及表面流线

Fig. 5 Pressure contours and flow streamlines on symmetry plane of scheme 1



(a) 方案 5



(b) 方案 6

图 6 中间截面压力分布

Fig. 6 Pressure contours on middle control plane

从图 4~图 6 可以看出:

(1) 方案 1 在第一段 S 弯的作用下中间截面上下表面存在压差,最低压出现在上表面对称面处,同时具有周向压差,具备类似单 S 进气道底部出现强对涡的条件;受到第二段 S 弯上抬曲率和主流的影响,下游下表面低压未能使其底部涡进一步发展,反而在上表面因沿流线方向曲线扩张而使流速降低,形成低速气流或分离流,加之周向压力梯度的存在,侧向气流向对称面低速气流进行补充,

并在主流作用下向下发展形成集中涡流,即双 S 进气道第二 S 弯上壁面易产生严重的分离和强集中涡的原因;方案 1 的对称面表面流线虽然具有回流区,但其流谱和常规分离流不同,并未形成完整的循环,而是出现流体“源”不断发出,表明在进气道对称面的两侧不断有流体向此区域补充。随着中心线曲率、面积和前后 S 段长度分布参数的改变,进气道内的流场也发生相应的改变。

(2) 方案 3 的第二 S 段中心线曲率由“前急后缓”变为“前缓后急”,使其出口顶部的漩涡得到加强。

(3) 针对方案 1 出口顶部漩涡较强导致周向畸变过大,其进气道底部也未像单 S 进气道那样发生分离及强二次涡等问题,通过减小第二 S 段扩张角(相应地增大第一 S 段扩张角,改变面积分布)、减小第二 S 段中心线曲率、同时减小第一 S 段侧偏距等方式来改变流场特性,形成方案 2、方案 4 和方案 5。相对于方案 1,方案 2、方案 4 和方案 5 出口顶部的漩涡得到改善,总压恢复系数得到提高,周向畸变降低,但方案 5 底部侧下方出现漩涡流动。

(4) 为了进一步研究进气道参数对流场特性和进气品质的影响,中间控制截面由 2 : 1 的椭圆变为 3 : 1 的椭圆,截面高度变窄对隐身遮挡更加有利,进气道侧偏距适当缩小形成方案 6。在中间截面和侧偏距的综合作用下,方案 6 的进气道出口顶部的漩涡进一步改善,同时底部二次流也进一步得到加强。

(5) 虽然方案 5 和方案 6 出口截面顶部和底部具有涡共存流场的形态,但二者的流场特性差异明显,方案 5(包括方案 1~方案 4)因中间截面上下压差以及第二 S 段顶部曲率的影响,形成以进气道顶部漩涡为主的流场形态,随着涡强度的减弱,以及中间截面下游底部低压造成的周向压差的作用,逐步诱导出底部的二次涡流,形成以顶部为主、底部涡同时存在流场形态;方案 6 由于侧偏距减小等因素,顶部涡流场得到改善,但其截面形状却造成上下表面存在压差的区域增大、在侧向底面的周向压差以及前方底角涡流的共同影响下,底部主体涡得到加强,形成以底部二次流为主,顶部和底部涡共存的流场形态,其形成机理更接近单 S 进气道。

不同方案 60° 角内平均总压分布(质量平均)随周向的分布情况如图 7 所示,可以看出:方案 1~方案 4 最低总压出现在顶部涡流控制区域,方案 5 底部二次流逐渐发展,方案 6 底部的二次涡已经强于顶部,最低总压也由底部二次涡控制。

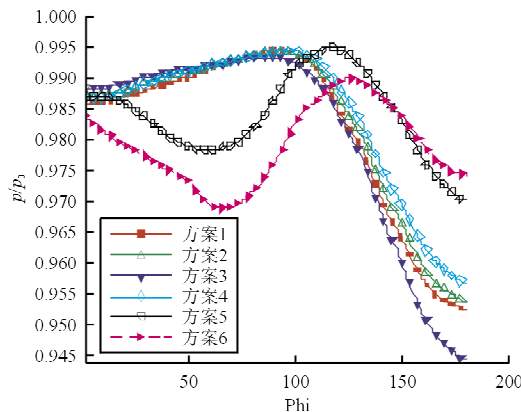


图 7 不同方案 60° 角平均总压分布
Fig. 7 60 degrees average total pressure

单 S 进气道受曲率和周向压力的影响,主要在进气道出口底部形成很强的对涡结构^[6]。本文数值研究结果表明,双 S 进气道和单 S 进气道的流场特性存在较大差异,在某些参数匹配下,双 S 进气道出口底部仍存在强对流涡;但受第二段 S 弯的顶部曲率及周向横流影响,在进气道顶部会较易出现分离并形成集中对流涡,严重时还会诱发二次流,呈现多组对涡的复杂流场特性,从而影响进气道性能。

不同方案的性能评价结果如表 2 所示。

表 2 进气道性能计算结果
Table 2 Performance of different diffusers

方案	总压恢复系数/%	周向畸变指数	畸变指数(DC60)
1	98.68	3.51	0.55
2	98.72	3.43	0.54
3	98.70	4.37	0.67
4	98.73	3.13	0.49
5	98.70	1.69	0.26
6	98.22	1.37	0.24

从表 2 可以看出:虽然初步设计方案的进气道均具有较高的总压恢复系数,但方案 1~方案 4 由于存在强顶部涡,影响其周向畸变指数,尤其是方案 3 畸变指数(DC60)高达 0.67;方案 5 在中心线型、面积分布以及侧偏距等综合参数控制下,顶

部涡流场情况得到改善,周向畸变指数降低;方案 6 在顶部和底部涡共存作用下,周向畸变指数进一步降低,但底部二次涡的增强影响了总压恢复系数。

综上所述,相对于单 S 进气道,双 S 隐身进气道的影响参数更多、流场特性更加复杂;但单 S 进气道成熟的基于涡流控制的设计思想对双 S 进气道仍适用,利用此方法对双 S 进气道尤其是在第二 S 弯顶部分离和空间二次涡(包括顶部和底部涡流)的控制上,能够提高进气道的综合性能。

3 结 论

(1) 以进气道保形入口、中间控制截面以及出口的位置、面积和形状为约束,运用多项式对中心线、面积以及截面形状设计技术,能够快速实现对保形进口截面和弯曲形式复杂的隐身双 S 进气道的设计。

(2) 双 S 进气道设计时受影响参数多,流场特性更加复杂,通过截面参数约束并结合多项式形式对复杂进气道综合设计,能对第二 S 弯处顶部的分离流和二次流特性进行控制。

(3) 第二 S 弯的存在对第一 S 弯流场起到“稳定”作用,在中心线曲率、扩张角和多项式参数等配置上可以朝利于第二 S 弯流场稳定的方向靠近。

参考文献

- [1] Collie W V, Burgun R, Heinzen S N, et al. Advanced propulsion system design and integration for a turbojet powered unmanned aerial vehicle[R]. AIAA-2003-0415, 2003.
- [2] 谭慧俊, 郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值模拟研究与实验验证[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 540-545.
Tan Huijun, Guo Rongwei. Numerical simulation investigation and experimental validation of a top-mounted divertless inlet and its validation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 540-545. (in Chinese)
- [3] 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 Huiichen, 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)
- [4] 张航, 谭慧俊, 李湘萍. 类 X-47 狭缝式进气道的流动特征与工作性能[J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2243-2249.
Zhang Hang, Tan Huijun, Li Xiangping. Flow structure

- and performance characteristics of X-47-like Slot-shaped inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(12): 2243-2249. (in Chinese)
- [5] Sullivan J P, Murthy S N B, Davis R, et al. S-shaped duct flows[R]. Office of Naval Research Contract Number N-78-C-0710, USA; 1982.
- [6] Lee C C, Boedicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[J]. AIAA-85-3073, 1985.
- [7] 林麒, 郭荣伟. 大攻角下矩形变圆形截面的 S 形进气道的内流特性[J]. *空气动力学学报*, 1989, 7(2): 220-226.
Lin Qi, Guo Rongwei. Flow characteristics in an S-shaped rectangular round diffuser at high incidence[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1989, 7(2): 220-226. (in Chinese)
- [8] 李勇, 刘有云, 杨以民. 某型无人机进气道地面总压畸变与发动机匹配性分析[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛文集(下册), 2014.
Li Yong, Liu Youyun, Yang Yimin. Matching analysis about the total pressure distortion of the unmanned aircraft intake duct and the Aero-engine[C]//The Sixth China Aviation Institute of Youth Science and Technology Forum(2), 2014. (in Chinese)
- [9] Sun S, Guo R W. Numerical analysis and experimental validation of a submerged inlet on the plane surface[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2005, 18(3): 199-205.
- [10] Ahribi B A, Sreenivas K, Webster R S. Computational investigation of compressible flow in a diffusing S-duct[J]. AIAA-2013-3601, 2013.
- [11] Harloff G J, Reichert B A, Wellbron S R. Navier-Stokes analysis and experimental data comparison of compressible flow in a diffusing S-duct[J]. AIAA-92-2699, 1992.
- [12] 屠秋野, 胡伟瀚, 陈劭. S 形进气道中心线方程构造及其影响的研究[J]. *航空工程进展*, 2013, 3(4): 376-380.
Tu Qiuye, Hu Weihang, Chen Jie. S-shaped intake central line equation construction and study of its implications[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 3(4): 376-380. (in Chinese)

作者简介:

李建华(1977—),男,高级工程师。主要研究方向:无人机总体、气动设计。

包晓翔(1990—),男,工程师。主要研究方向:无人机总体、隐身设计。

刘 凯(1979—),男,高级工程师。主要研究方向:无人机总体设计。

李 锋(1961—),男,研究员。主要研究方向:空气动力学、飞行器总体设计。

(编辑:马文静)