

# 亚声速无人机背部 S 弯进气道设计与试验

安佳宁

(中国人民解放军 92419 部队, 辽宁兴城 125106)

**摘要:** 为了优化亚声速无人机进气道的性能, 完成了 1 种背部 S 弯进气道设计。通过合理控制中心线形状和截面积变化率完成了内型面设计, 利用内、外流场耦合仿真得到了该进气道的最佳工作点和速度、迎角、侧滑角特性。数值仿真结果表明: 总压恢复系数达到 0.97 以上。利用试制的玻璃纤维进气道与发动机进行了地面静止吸气状态下的匹配试验, 试验结果表明: 在地面静止吸气状态下发动机稳定工作裕度和熄火特性均满足设计要求, 推力损失小于 0.032。

**关键词:** S 弯进气道; 总压恢复系数; 畸变指数; 数值模拟; 匹配试验; 航空发动机

**中图分类号:** V211.7

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.02.009

## Design and Test of S-shaped Inlet at Back of Subsonic Unmanned Aerial Vehicle

AN Jia-ning

(Unit 92419 of PLA, Xingcheng Liaoning 125106, China)

**Abstract:** In order to optimize the inlet performance of the subsonic Unmanned Aerial Vehicle (UAV), a kind of S-shaped inlet at back was designed. The interior surface design was accomplished by reasonably controlling the change rate of centerline shape and cross-sectional area. The optimum working point, velocity, angle of attack and sideslip characteristics of the inlet were obtained by the coupling simulation of internal and external flow field. The numerical simulation results show that the total pressure recovery coefficient is above 0.97. Using the glass fiber inlet and the engine, the matching test was carried out under the static inspiratory condition of the ground. The test results show that the stable operating margin and flameout characteristics of the engine meet the design requirements under the static inspiratory condition of the ground, and the thrust loss is less than 0.032.

**Key words:** S-shaped inlet; total pressure recovery coefficient; distortion index; numerical simulation; matching test; aeroengine

## 0 引言

无人机进气道设计是无人机气动设计的重要组成部分<sup>[1]</sup>, 其性能的优劣直接影响无人机用涡喷发动机的性能。对无人机进气道设计的基本要求有 3 点: 尽可能高的总压恢复系数; 尽可能小的进气畸变; 足够的空气流量。同时应保证高质量的进口流场、小的飞行阻力和满足隐身性的要求<sup>[2]</sup>。S 弯进气道可以提高无人机的隐身性能, 并有效减小机身截面积, 从而减小飞行阻力, 因此在以喷气式发动机为动力装置的无人机上得到了广泛应用<sup>[3]</sup>。S 弯进气道在无人机的布置方式受多种因素影响, 当强调无人机机动性时

多使用腹部进气; 当强调隐身性能时多使用背部进气。采用两侧进气方式对以降落伞加气囊回收的无人机有利。亚声速无人机在设计中受回收系统限制, 多采用背部进气。某高亚声速无人机的平飞设计点为小迎角状态, 没有机动性要求, 背部进气可以满足飞行包线范围的使用要求, 而且可以最大限度减小飞行阻力, 因此在该无人机中采用背部后置式亚声速 S 弯进气道<sup>[4-5]</sup>。

进行进气道研制时一般应通过风洞试验进行性能测试。为了节约研制成本, 缩短研制周期, 在研制无人机的过程中取消了进气道风洞试验, 采用“理论设

收稿日期: 2018-12-20

作者简介: 安佳宁(1985), 男, 硕士, 工程师, 从事无人机动力系统设计相关工作; E-mail: ajn0909@163.com。

引用格式: 安佳宁. 亚声速无人机背部 S 弯进气道设计与试验 [J]. 航空发动机, 2020, 46(2): 51-55. AN Jianing. Design and test of S-shaped inlet at back of subsonic unmanned aerial vehicle [J]. Aeroengine, 2020, 46(2): 51-55.

计→仿真计算→试制进气道样件→进气道与发动机匹配试验”的流程。

本文按照该流程对无人机进气道进行详细设计,由于采用了背部进气方式且位置较靠后,机身对进气道的遮挡作用不能忽略,因此。利用CFD仿真软件对进气道进行内外流场耦合仿真计算,分析了进气道性能;利用由玻璃纤维复合材料制造的进气道样件与选用的涡喷发动机进行地面试车台匹配性开车试验。

## 1 进气道型面设计

S弯进气道型面设计包括:(1)决定横向压力梯度的进气道中心线变化率设计;(2)决定扩压比的面积变化率设计;(3)决定偏航和大迎角下进气性能的唇口设计;(4)避免大量附面层进入进气道的隔道设计。受无人机空间条件的限制只能采用较大偏距、较短扩压段的S弯进气道,如图1所示。为了提高总压恢复系数,降低进气畸变,采用先急后缓的中心线变化率,如图2所示。为了控制出口气流的分离,使出口气流更加均匀,选用缓急适中的面积变化率,如图3所示。附面层隔道的厚度由进气道入口到机头的长度决定,根据经验,其值取为进气道入口到机头长度的0.9%,隔道形状选取尖劈形状,尖劈夹角选择 $45^{\circ}$ [6]。在唇口截面设计时,内外唇口分别采用大小不同的1/4椭圆,其中内唇口椭圆长轴为24 mm,短轴为12 mm,外唇口椭圆长、短轴均为内唇口长度的2倍。最终设计结果为进口喉道采用长宽比为2的长圆型。内扩压器部分的长度为 $3.968D$ ( $D$ 为进气道出口当量直径),进、出口中心偏距为 $2.133D$ ,根据当量扩张角不大于 $5^{\circ}$ 的原则,面积扩张比确定为1.21。



图1 进气道外形

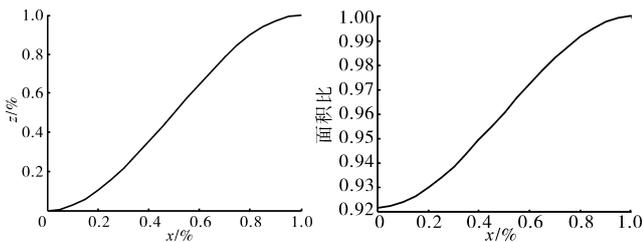


图2 进气道中心线变化率

图3 进气道截面变化率

## 2 进气道仿真计算

为了获得更准确的进气道性能,必须进行无人机内

外流场耦合仿真,仿真采用3维可压缩雷诺平均N-S方程,湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型。采用有限体积法格式进行离散。在每个物理时间步长内,采用当地时间步长以加速收敛。将无人机进气道及其周围流场作为计算域进行网格划分,计算域长、宽分别设为参考长度的40、10倍,计算网格生成如图4~7所示。进气道采用多块结构网格,其余部分采用非结构混合网格,共约600万网格单元,在进气道的唇口等型面变化剧烈的区域进行网格适当加密。根据壁面函数法确定的 $y^+$ 绘制近壁面网格。边界采用压力远场边界条件,进气道出口边界采用压力出口边界条件,出口界面的质量流量惟一给定,在迭代收敛过程中,通过调整出口处的平均静压,逐步逼近给定的质量流量。计算域边界设为压力远场边界条件,壁面为黏性无滑移绝热固壁[7-8]。计算马赫数为 $0.3 \sim 0.7$ ,迎角为 $-2^{\circ} \sim 8^{\circ}$ ,侧滑角为 $0^{\circ} \sim 6^{\circ}$ 。

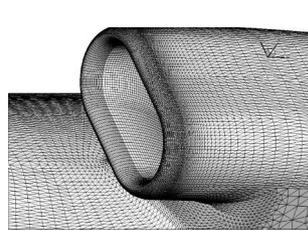


图4 进气道进口处网格

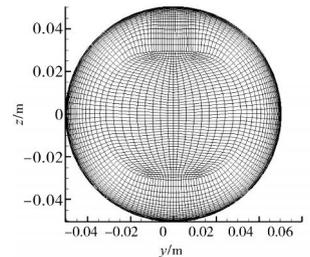


图5 进气道出口处网格

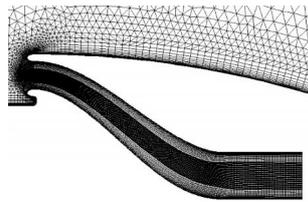


图6 进气道对称面网格

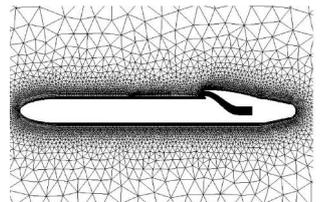


图7 整机对称面网格

## 3 进气道与发动机匹配试验

在地面静态自然吸气状态下进气道总压恢复系数最小,进气畸变最大[9-12]。为了验证进气道流量与发动机所需流量的匹配性,根据台架试验数据分析,评判无人机在地面时进气道与发动机的气动相容性,以及通过加减速试验和熄火试验,判定发动机稳定工作裕度是否能够确保飞行安全,进行进气道与发动机的匹配性试验[13-15]。试验件采用1:1真实的进气道与发动机进行地面联合试验。进气道采用玻纤复合材料制成,将进气道唇口、进气道2部分分别成型后黏接形成进气道组件,其中进气道采用分段阳模一次性成

型,保证了内型面的加工精度。进气道通过法兰盘与涡喷发动机进气端面连接,如图 8 所示。试验主要内容包

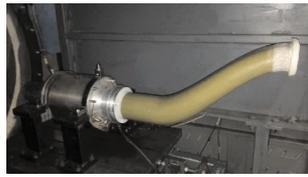


图 8 试验现场

括:(1)在不同转速状态下发动机的推力及耗油率节流特性;(2)完成发动机瞬态工作情况,包括熄火试验,瞬态急推杆(0.5 s)和瞬态急拉杆(0.5 s)试验,考核发动机与进气道匹配工作稳定性。在试验过程中,监测发动机各关键转速振荡情况,以及发动机排气温度、压气机压比、进口流量和点熄火性能,根据上述试验结果,判断发动机推力等关键参数是否达到设计指标。试验参数录取是在恒转速情况下进行的,转速呈阶梯型增加,试验时按物理转速给定发动机转速,测试发动机对应状态下的推力、耗油率、压气机转速及排气温度。试验后,根据试验时的大气压力和大气温度,折合计算标准状态下发动机的转速及推力等关键参数。

## 4 结果分析

### 4.1 仿真结果分析

#### 4.1.1 飞行速度对进气道性能影响

整个仿真计算过程按照高度为 0、3、5 km 和马赫数为 0.3、0.5、0.7 共计 9 个飞行状态点进行仿真。由于无人机设计飞行迎角为 0°,因此重点对  $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$  下的数据进行分析。在地面静止状态下进气道的抽吸性能参数见表 1,进气道出口总压恢复系数为 0.9772,进气道出口总压畸变指数(DC60)为 0.126,周向畸变指数为 1.28%。在地面自然吸气无冲压的情况下,总压恢复系数明显小于有速度的状态,而且进气畸变较大。

表 1 马赫数对进气道性能的影响

高度 / km	Ma	总压恢复系数	周向畸变指数 / %
0	0	0.9772	1.280
	0.3	0.9863	1.030
	0.5	0.9868	1.100
	0.7	0.9857	1.180
3	0.3	0.9848	0.855
	0.5	0.9860	0.924
5	0.3	0.9838	1.420
	0.5	0.9858	1.130
	0.7	0.9864	0.960

从表中可见,在高度为 0 km、 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时,总压恢复系数随着马赫数的提高而增大,并在  $Ma=0.5$  时达到最大,然后略微减小,在其他高度下均随着马赫数提高而增大,总体而言,总压恢复系数均大于 0.97,可见马赫数对进气道的总压恢复系数影响很小。进气畸变随马赫数的变化较为多样,但其最大值小于 1.3%,且变化也较小,故马赫数对进气畸变影响也较小。在高度为 5 km 时,随着飞行速度的增加,进气道出口流场畸变逐渐减弱,总压恢复系数逐渐增大,说明进气道的效率随飞行速度的增加而提高。

#### 4.1.2 高度对进气道性能的影响

对不同高度下  $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ ,飞行马赫数分别为 0.3、0.5 时的进气道性能进行了分析,其结果如图 9 所示。从图中可见,在相同马赫数下随着高度的增加,总压恢复系数逐渐减小,但是减小幅度很小。

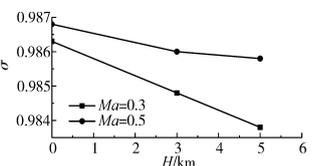


图 9 在不同高度下总压恢复系数的变化

#### 4.1.3 迎角对进气道性能的影响

对海平面下总压恢复系数随迎角的变化进行分析,其变化趋势如图 10 所示。从图中可见,无人机在  $-2^\circ$  迎角时总压恢复系数最大,随着迎角的增加总压恢复系数逐渐减小,但仍大于 0.985,变化量较小,对进气道性能几乎无影响。侧滑角为  $0^\circ$ 、迎角分别为  $-4^\circ, 0^\circ, 8^\circ$  时进气道出口处总压和对称面马赫数分别如图 11~16 所示。从图中可见,在进气道出口顶端有分离现象发生,而且随着迎角的增大,分离区范围逐渐扩大。

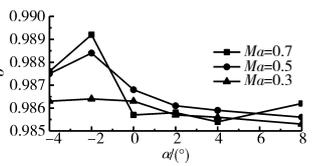


图 10 进气道出口处总压恢复系数随迎角的变化

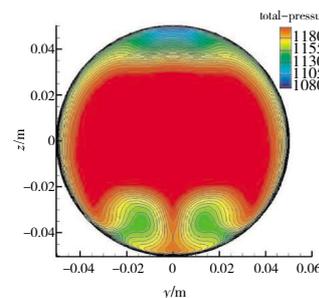


图 11  $\alpha=-4^\circ, \beta=0^\circ$ 时进气道出口处总压

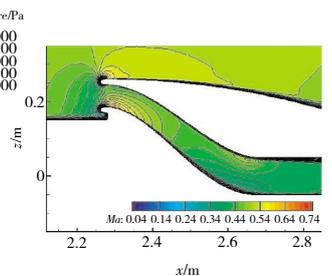


图 12  $\alpha=-4^\circ, \beta=0^\circ$ 时进气道对称面马赫数

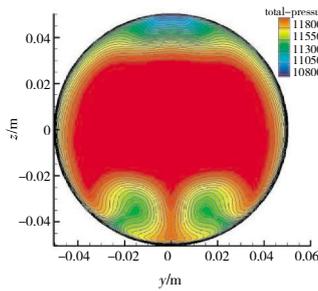


图 13  $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$  时进气道出口处总压

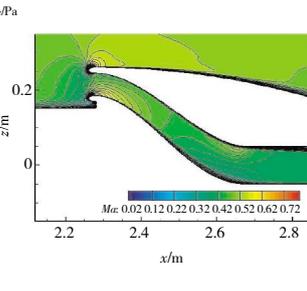


图 14  $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$  时进气道对称面马赫数

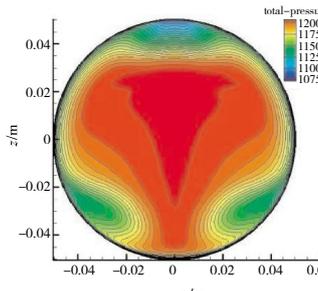


图 15  $\alpha=8^\circ, \beta=0^\circ$  时进气道出口处总压

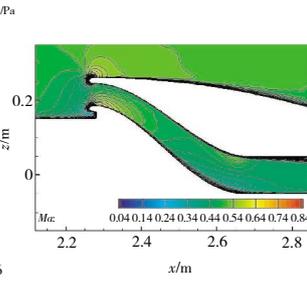


图 16  $\alpha=8^\circ, \beta=0^\circ$  时进气道对称面马赫数

#### 4.1.4 侧滑角对进气道性能的影响

对 3, 5 km 高度下总压恢复系数随侧滑角的变化进行分析, 其变化趋势如图 17 所示。从图中可见, 无人机在 3 km、 $4^\circ$  迎角时总压恢复系数随侧滑角增加而增大, 在其他状态下变化很小, 总体而言, 在  $4^\circ$  侧滑角范围内, 总压恢复系数均大于 0.975, 即侧滑角对进气道的性能影响较小。

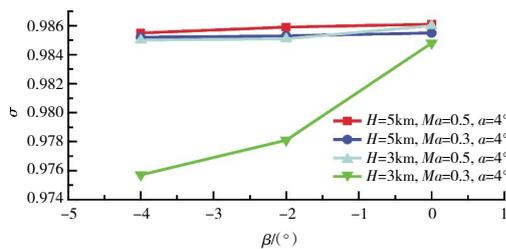


图 17 进气道出口处总压恢复系数随侧滑角的变化

#### 4.2 匹配试验结果分析

发动机加减速及熄火试验数据曲线如图 18 所示。从图中可见, 在发动机急减速的过程中(大车至慢车状态), 转速曲线平滑, 即发动机工作稳定, 无油门骤减带来的转速波动; 在慢车至空中慢车、空中慢车至大车这 2 段急加速上升曲线中, 转速曲线同样平滑无异常。因此发动机在进气道匹配条件下的稳定工作裕度满足工作要求。从发动机熄火特性曲线可见, 在发动机油门骤减过程中, 发动机转速降至 20000

r/min 以下(低于发动机稳定工作低限—慢车 35000 r/min), 随后, 随油门增加, 转速成功回调至慢车, 发动机在全过程中工作稳定, 熄火裕度安全可靠。发动机工作温度虽然有所上升, 但完全满足工作要求, 无超温危险。在熄火状态下发动机工作稳定, 加减速满足实际使用需求。在试验中使用 3 台发动机进行推力损失测试。根据试验时的大气压力和大气温度, 折合成标态条件下发动机的推力进行计算。进气道损失带来的推力平均衰减为 3.19%, 略大于理论计算的 2.23%, 但仍满足推力衰减不大于 5% 的指标要求。

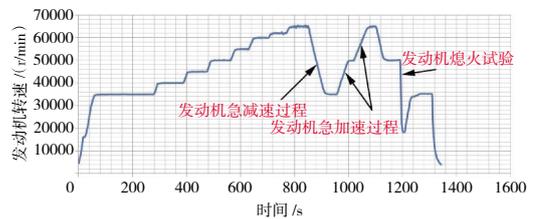


图 18 发动机加减速及熄火试验数据

#### 5 结束语

本文介绍了按照“理论设计→仿真计算→试制进气道样件→进气道与发动机匹配试验”流程进行某无人机进气道详细设计的过程。完成了某亚声速无人机进气道的设计, 进行了内外流场耦合仿真, 得到了进气道的相关性能参数。在整个飞行包线范围内, 进气道均具有较高的总压恢复系数和较小的进气畸变, 从总压恢复系数来看, 在各高度上, 除了超出无人机最大飞行速度的马赫数 0.7 外, 在马赫数 0.5 时总压恢复系数最大, 因此进发匹配点的马赫数为 0.5。利用试制的玻璃纤维进气道进行进气道与发动机匹配试验, 结果表明进气道空气流量满足发动机进气流量需求, 进气道性能满足设计指标要求。已经完成的无人机试飞试验初步验证了所设计的进气道性能满足发动机进气需求, 下一步将按照无人机极限指标考核要求对进气道性能进行进一步分析。

#### 参考文献:

[1] 祝小平. 无人机设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 80-85.  
 ZHU Xiaoping. Unmanned aircraft systems design manual[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 80-85. (in Chinese)  
 [2] 郁新华, 刘斌, 陶于金, 等. 背负式进气道设计及其气动性能研究[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(2): 270-273.  
 YU Xinhua, LIU Bin, TAO Yujin, et al. Top-mounted inlet design and its aerodynamic performance [J]. Journal of Northwestern Polytechnical

- University, 2007, 25(2): 270-273. (in Chinese)
- [3] 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)
- [4] 田晓平, 潘鹏飞, 田琳. 某型无人机S型进气道流动特性研究[J]. 工程与试验, 2017, 57(1): 36-40.  
TIAN Xiaoping, PAN Pengfei, TIAN Lin. Study on flow characteristic of S-duct inlet of a UAV [J]. Engineer and Test, 2017, 57(1): 36-40. (in Chinese)
- [5] 赵霞, 朱宇. 一种紧凑无人机进气道设计和流动控制研究[J]. 飞机设计, 2012, 32(6): 1-5.  
ZHAO Xia, ZHU Yu. Design and analysis of a compact UAV duct and flow control using vortex generator [J]. Aircraft Design, 2012, 32(6): 1-5. (in Chinese)
- [6] 马高建. 一种无人机S弯进气道设计与气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.  
MA Gaojian. Design and aerodynamic study of an S-shaped inlet of the UAV [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [7] 郁新华. 一种飞翼布局无人机M形进气道设计及其特性[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 629-634.  
YU Xinhua. Design and aerodynamic performance of a M shaped inlet on flying wing UAV [J]. ACTC Aerodynamic Sinica, 2013, 31(5): 629-634. (in Chinese)
- [8] 蒋武根, 彭云晖, 李博. 一种两侧布局的亚声速无人机进气道流场特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2549-2555.  
JIANG Wugen, PENG Yunhui, LI Bo. Flow field characteristics of a side-mounted subsonic inlet of unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2549-2555. (in Chinese)
- [9] 康磊. 亚音速进气道的优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.  
KANG Lei. Optimization design of subsonic inlet [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006. (in Chinese)
- [10] 姬金祖, 武哲, 刘战合. S弯进气道隐身设计中弯度参数研究[J]. 西安电子科技大学学报(自然科学版), 2009, 36(4): 746-750.  
JI Jinzu, WU Zhe, LIU Zhanhe. Research on the curvature parameter in the S-shaped inlet's stealth [J]. Journal of Xidian University, 2009, 36(4): 746-750. (in Chinese)
- [11] 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.  
LI Yuefeng, YANG Qingzhen, SUN Zhiqiang. Design of super-elliptic S-shaped inlet and analysis of aerodynamic performance [J]. Computer Simulation, 2011, 28(3): 82-85. (in Chinese)
- [12] 刘雷, 宋彦萍, 陈焕龙, 等. S弯进气道优化对其内流场及性能影响研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 1(1): 50-54.  
LIU Lei, SONG Yanping, CHEN Huanlong, et al. Investigation on effect of S-shaped inlet optimization to internal flow characteristic and aerodynamic performance [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 1(1): 50-54. (in Chinese)
- [13] 陈慧杰. 某型无人机涡喷发动机空中停车故障分析[J]. 兵器装备工程学报, 2017(7): 78-81.  
CHEN Huijie. Failure analysis of a turbojet engine of UAV power off during flight [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017(7): 78-81. (in Chinese)
- [14] 甘文彪, 周洲, 许晓平, 等. S弯进气道优化设计及分析[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1317-1324.  
GAN Wenbiao, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. S-duct inlet optimal design and analysis [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1317-1324. (in Chinese)
- [15] 陶德桂, 王成军. 小型涡喷发动机故障分析及控制系统改进[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 25-29.  
TAO Degui, WANG Chengjun. Failure analysis and control system improvement of small turbo-jet engine [J]. Aeroengine, 2016, 42(4): 25-29. (in Chinese)

(编辑: 刘静)