

文章编号:1000-8055(2011)11-2549-07

一种两侧布局的亚声速无人机 进气道流场特性

蒋武根¹, 彭云晖¹, 李 博²

- (1. 中国人民解放军总参谋部第六十研究所, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对一种两侧布局的亚声速无人机进气道进行了气动设计和数值模拟研究,得到了该进气道的工作特性. 结果表明,进气道唇口、两侧管道的汇合段、以及发动机轮毂对进气道流场和性能影响较大,发动机轮毂能改善进气道出口流场品质,降低流场畸变. 在所有状态下,该进气道的总压恢复系数大于 0.97,畸变指数小于 0.15,满足发动机的工作要求.

关 键 词: 亚声速进气道; 无人机; 数值模拟; 总压恢复系数; 畸变指数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Flow field characteristics of a side-mounted subsonic inlet of unmanned aerial vehicle

JIANG Wu-gen¹, PENG Yun-hui¹, LI Bo²

- (1. The 60th Research Institute of General Staff Department,
The Chinese People's Liberation Army, Nanjing 210016, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A side-mounted subsonic inlet of unmanned aerial vehicle (UAV) was designed and the flow field was simulated. The characteristics of the inlet were obtained. The results show that, the inlet lip, the junction of the duct and the engine hub have great influence on the flow field and characteristics of the inlet. The engine hub can improve the quality of the flow field at the exit of the inlet and reduce the distortion index. The total pressure recovery coefficient of the inlet is more than 0.97 and the distortion index is less than 0.15. The inlet meets the requirements of the engine at all states.

Key words: subsonic inlet; unmanned aerial vehicle (UAV); numerical simulation; total pressure recovery coefficient; distortion index

降落伞已广泛应用于无人机(unmanned aerial vehicle,简称 UAV)的回收,用降落伞回收无人机具有操作简单、能加快研制进度、节省研制经费等优点^[1]. 对于采用降落伞回收的无人

机,腹部进气道在回收时易损坏,背部进气道又与降落伞舱干涉,可行的进气方案是采用两侧布局.

当前,国外高速无人侦察机和作战飞机多采

收稿日期:2011-07-21; 修订日期:2011-09-14

作者简介:蒋武根(1962—),男,江苏吴江人,高级工程师,硕士,研究方向为无人机设计.

通讯作者:彭云晖(1978—),男,江西都昌人,工程师,博士后,研究方向为航空发动机设计. E-mail: peng_yun_hui@163.com

用背负式和腹部进气方案,两侧布局方案由于在偏航的状态下总有一侧的进气道会受到机身的不利影响而应用较少^[2],国内外针对两侧进气布局方案的亚声速进气道的相关文献不多.南京航空航天大学内流研究中心在进气道方面开展了较深入广泛的研究,然而在亚声速进气道方面大多是针对单一进口的S弯进气道^[3-6];文献[2]的进气道是两侧布局,但适用的是双发动机;文献[7]的进气道是单发两侧布局,但计算时没有考虑机身.

对于单发两侧布局的进气方案,由于进气道内存在两侧管道气流的混合,容易形成尾流区及二次涡,使流动具有一定的复杂性^[8],实验研究难度较大且不易测量,需要借助数值仿真的手段进行分析.本文对一种两侧布局的单发动机亚声速无人机进气道进行了气动设计和流场数值仿真,研究了该类进气道的气动特性.

1 物理模型

图1给出了本文研究的无人机三维造型(不含机尾部分),进气道为两侧布局,出口接单台发动机.进口位于机翼下方,进口横截面为椭圆形,椭圆长轴位于高度方向,长短轴比为2:1.进气道进、出口中心位于同一水平面,即进气道中心线为二维曲线.

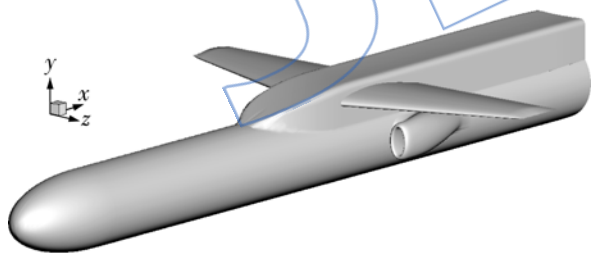


图1 无人机三维造型

Fig. 1 Three-dimensional configuration of the UAV model

进口段面积收缩比为1.22,扩压段面积扩张比为1.41,进气道出口直径与中心体直径比为1.535.设计马赫数下,进口速度比 $\lambda_0 : \lambda_1 = 1.66$,流量系数 $\phi = 0.74$.

2 数值方法

数值计算采用基于有限体积法的全黏性三维N-S(Navier-Stokes)方程,对流项选用了二阶

MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)格式^[9-10]插值,湍流模型采用的是考虑压力梯度、物面引射和流动分离的改进的B/L(Baldwin/Lomax)模型^[11].B/L模型的准确度和可靠性得到了计算与实验数据的验证^[12-14],对附体流动的计算,其精度并不比更复杂的二方程模型差^[15].对于设计良好的进气道来说,其流场中一般不存在流动分离,因此B/L模型可以较好地模拟进气道的内流流场.

计算中涉及到的边界条件包括压力远场、压力出口和无滑移固壁三类边界条件.空气按理想气体定比热容计算,分子黏性采用Sutherland公式计算.计算收敛准则为:残差下降3个数量级,同时进气道出口流量已经稳定.

计算采用结构化网格,图2给出了三维计算域,远场网格半径为弹身直径的15倍.图3给出了进气道进口附近的固壁表面网格,网格总数为378万,当计算无侧滑角状态时只计算对称的一半流场以节省计算机时.

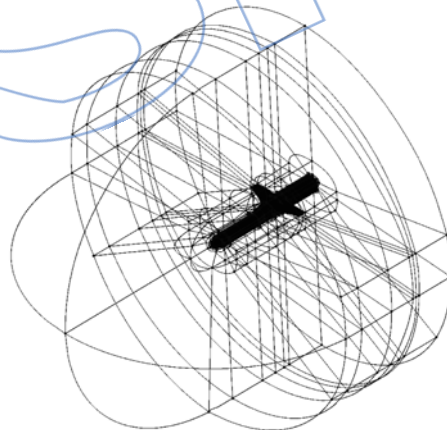


图2 三维网格计算域

Fig. 2 Three-dimensional computational grid domain

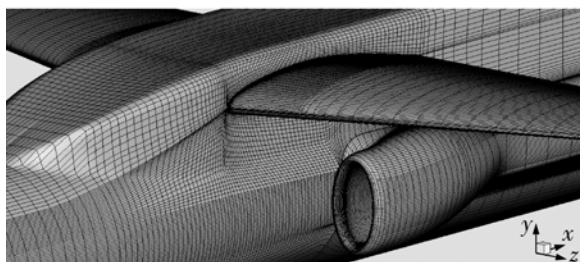


图3 进气道进口附近网格

Fig. 3 Computational grid near the entrance of the inlet

3 进气道气动型面设计改进

3.1 原型进气道缺陷

该进气道原型在气动设计上存在较大不足,原方案唇口剖面型线为两段相切的 $1/4$ 圆弧,内唇口圆弧半径为 4 mm ,外出口圆弧半径为 10 mm .图 4 给出了进气道在水平剖面内的型线,由图可以看出,原型面下唇口型面转折剧烈,易引起分离,且汇合段两侧气流夹角太大,气流汇合损失大.

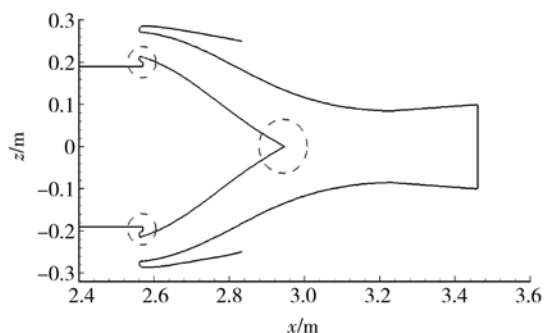


图 4 进气道水平剖面型线

Fig. 4 Inlet profile in horizontal plane

图 5 给出了原型进气道在飞行马赫数为 0.72 、攻角 $\alpha=0^\circ$ 、侧滑角 $\beta=0^\circ$ 时水平剖面内的流场马赫数等值图.由图可以看出,原型面下唇口出现了大分离,导致整个流道流态紊乱,进气道在发动机匹配点附近的畸变指数 D_{c60} 为 0.244 ,总压恢复系数 σ 只有 0.918 ,性能很差.

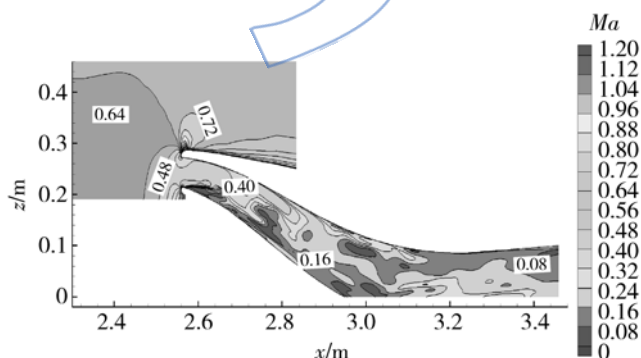


图 5 原型进气道水平剖面流场马赫数等值图

Fig. 5 Mach number contours of the prototype inlet in horizontal plane

3.2 唇口及汇合角改进

为了解决唇口分离问题同时又不影响内部结构空间,将进口面前移,唇口剖面型线改为两段相切的 $1/4$ 椭圆,内唇口椭圆半长轴长为 20 mm ,半

短轴长为 8 mm ;外唇口椭圆半长轴长为 40 mm ,半短轴长为 16 mm .

图 6 给出了唇口改进后在飞行马赫数为 0.63 、攻角 $\alpha=0^\circ$ 、侧滑角 $\beta=0^\circ$ 时进气道水平剖面流场马赫数等值图.从图中可见唇口改进后流场有很大改善,唇口处无分离,但汇合段分离较严重.且 $\alpha=0^\circ$, $\beta=8^\circ$ 时背风一侧的进气道(图 7 中上方)发生了严重的气流分离,整个流道几乎完全堵塞,仅迎风一侧通道有气流流通, D_{c60} 为 0.52 ,大大超过了容许的畸变值.

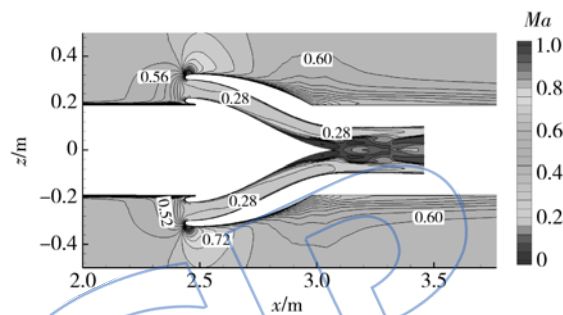


图 6 进气道水平剖面流场马赫数等值图
($\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)

Fig. 6 Mach number contours of the inlet in horizontal plane
($\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)

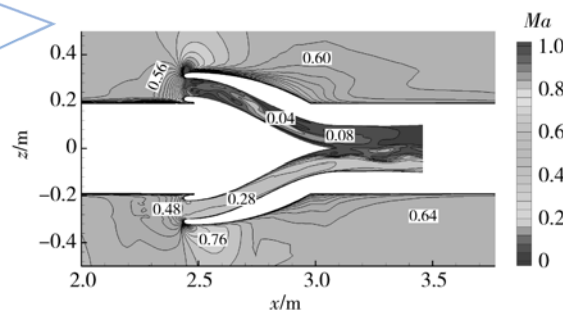


图 7 进气道水平剖面流场马赫数等值图
($\alpha=0^\circ$, $\beta=8^\circ$)

Fig. 7 Mach number contours of the inlet in horizontal plane
($\alpha=0^\circ$, $\beta=8^\circ$)

3.3 汇合段改进

该进气道原始方案中进气道进口至汇合面的截面形状都是椭圆形(见图 8),因此在汇合面处两侧椭圆管道相贯相交,所形成的汇合段型面较复杂,不但大大增加了网格生成的难度,而且形成了复杂的三维流动.因此,将汇合截面改成两个半圆设计,即管道截面形状由进口的椭圆形逐渐过渡到汇合面的半圆形,合成一个圆形(见图 9).改

进后,不仅提高了网格质量,而且明显改善了汇合段的角区流动。

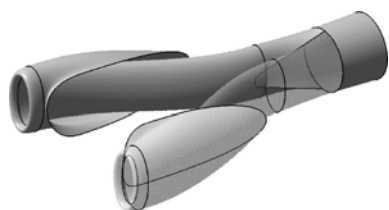


图8 原型进气道内管道汇合段

Fig. 8 Junction of the prototype inlet duct

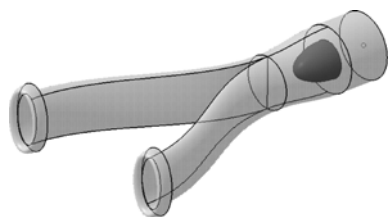


图9 改进后的进气道内管道汇合段

Fig. 9 Junction of the modified inlet duct

4 计算结果及分析

4.1 中心轮毂的影响

进气道出口为发动机进口截面,发动机存在中心轮毂,不同型号的发动机其轮毂大小长短也不同.如中心轮毂前伸入进气道出口截面,进行进气道流场仿真时,应计入轮毂的影响,否则会带来较大差异。

图10给出了进气道内管道网格.图11给出了进气道出口中心轮毂表面网格,从图中可以看出轮毂的位置,在轮毂上方斜向 45° 方向有一剖面为翼型的电缆通道.计算网格节点总数为394万。

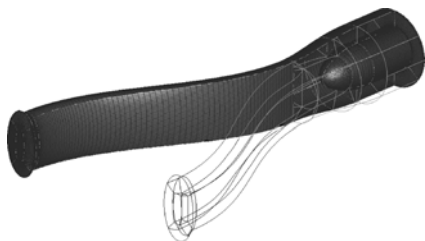


图10 进气道内管道网格

Fig. 10 Grid of the inlet duct

图12给出了飞行马赫数为0.625,攻角 $\alpha=0^\circ$,侧滑角 $\beta=0^\circ$,进气道出口有、无中心轮毂时进气道水平剖面流场马赫数等值图对比.无轮毂时,进气道出口中心存在一低压区, $D_{c60}=0.3528$,其他攻角、侧滑角状态下 D_{c60} 也都大于0.3.而有轮

毂时,流场中无明显低压区,且由于流道面积收缩,气流加速,轮毂表面为顺压力梯度,附面层不易分离,出口流场品质明显改善.进气道性能见4.2节。

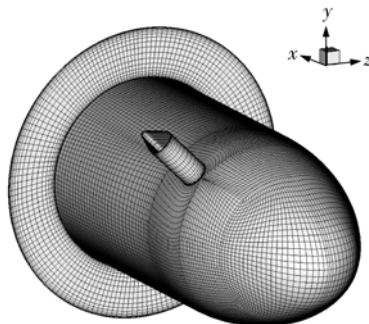
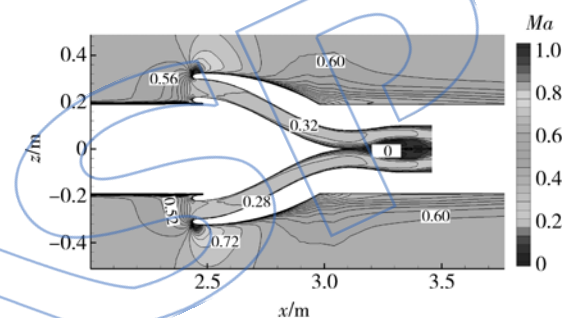
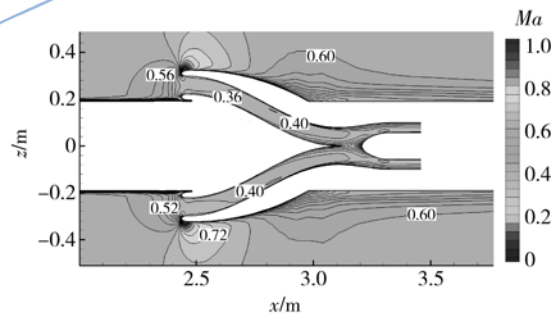


图11 进气道出口中心轮毂表面网格

Fig. 11 Surface grid of hub at the exit of the inlet



(a) 进气道出口无中心轮毂



(b) 进气道出口有中心轮毂

图12 有、无中心轮毂进气道水平剖面流场马赫数等值图($\alpha=0^\circ$, $\beta=8^\circ$)

Fig. 12 Mach number contours of the inlet with and without hub in horizontal plane ($\alpha=0^\circ$, $\beta=8^\circ$)

4.2 流量特性

该进气道巡航状态下飞行攻角为 2° ,进气道/发动机匹配马赫数为0.323.图13给出了飞行马赫数为0.6时进气道的性能曲线,可以看出,在进气道出口马赫数为0.208~0.466的范围内,随着出口马赫数的增大(即发动机换算转速增加、换算流量增加),进气道总压恢复系数 σ 由0.9870

减小至 0.9745, σ 略有下降; 而畸变指数 D_{c60} 则先急剧下降而后缓慢上升, 在匹配点附近畸变值最小, D_{c60} 最大值为 0.0749, 最小值为 0.0200。在整个范围内进气道性能均满足发动机要求, 进气道/发动机匹配点性能为 $\sigma=0.9803$, $D_{c60}=0.0216$ 。图 14、图 15 分别给出了设计点进气道水平剖面

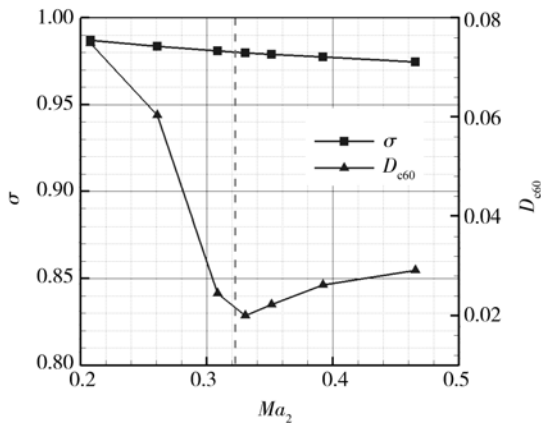


图 13 进气道设计点性能曲线

Fig. 13 Inlet performance at design point

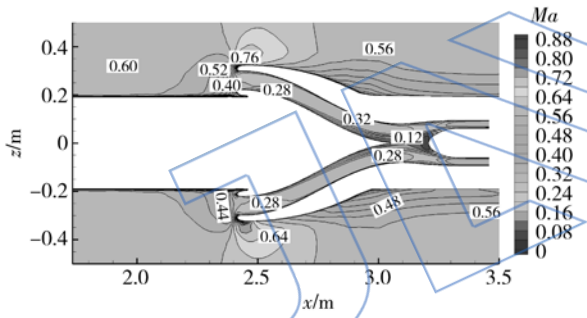


图 14 设计点进气道水平剖面流场马赫数等值图

Fig. 14 Mach number contours of the inlet in horizontal plane at design point

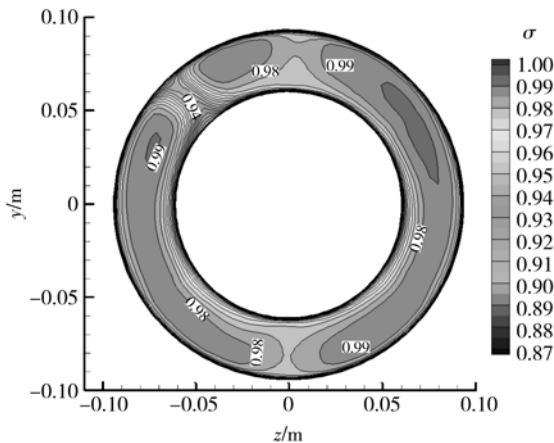


图 15 进气道出口总压恢复系数等值图

Fig. 15 Contours of total pressure recovery coefficient of the inlet at exit plane

流场马赫数等值图和进气道出口总压恢复系数等值图。

4.3 攻角特性

图 16 给出了飞行马赫数为 0.48 时进气道的攻角性能曲线。可以看出, 在攻角为 $0^\circ \sim 8^\circ$ 范围内, 进气道总压恢复系数 σ 变化不大, 保持在 0.98 左右; 畸变指数 D_{c60} 均小于 0.08, 且设计点为 2° 攻角时畸变最小, 表明该进气道对攻角不敏感。

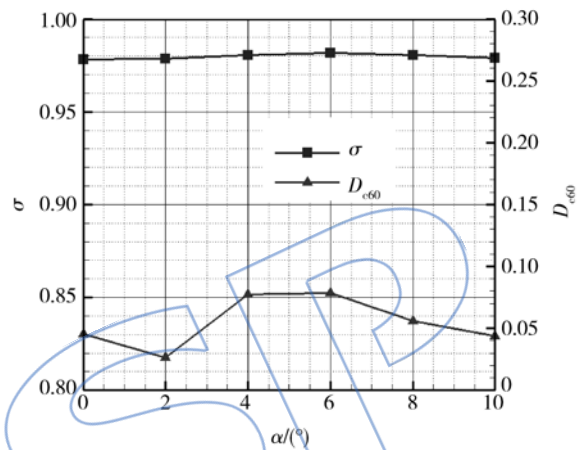


图 16 进气道攻角性能曲线

Fig. 16 Inlet performance at angle of attack

4.4 典型状态性能

图 17 给出了飞行马赫数为 0.48 时, 进气道分别在最大攻角 $\alpha=10^\circ$ (侧滑角 $\beta=0^\circ$) 和最大侧滑角 $\beta=8^\circ$ (攻角 $\alpha=2^\circ$) 两个典型状态下的性能曲线, 这两个状态为飞行中进气道性能最恶劣点。可以看出, 随着进气道出口马赫数的增大, 两者的进气道总压恢复系数 σ 缓慢降低, 且 σ 均大于 0.97;

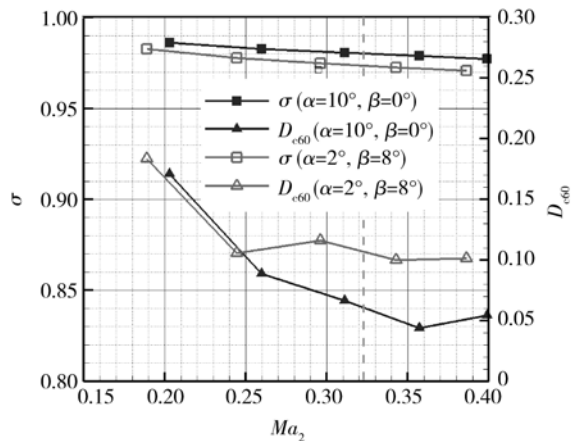


图 17 典型状态下进气道性能曲线

Fig. 17 Inlet performance at typical state

畸变指数 D_{c60} 的下降呈先急后缓的趋势,且匹配点 D_{c60} 均小于 0.11. 比较可以发现, $\alpha=2^\circ, \beta=8^\circ$ 组合状态的 σ 略低、 D_{c60} 较大,但仍满足发动机要求,表面该进气道设计是成功的。

图 18、图 19 分别给出了 $\alpha=2^\circ, \beta=8^\circ$ 时,进气道水平剖面流线和马赫数等值图及出口总压恢复系数等值图。可以发现,进气道内无流动分离,出口流场较均匀,畸变满足要求。

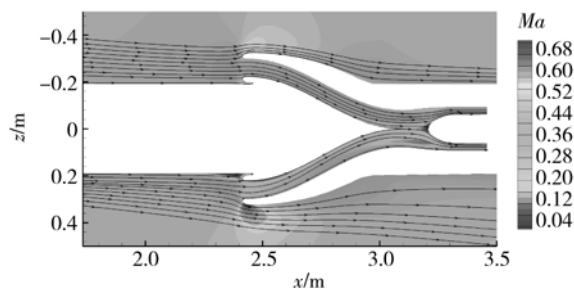


图 18 进气道水平剖面流线和马赫数等值图
($\alpha=2^\circ, \beta=8^\circ$)

Fig. 18 Streamline and Mach number contours of the inlet in horizontal plane ($\alpha=2^\circ, \beta=8^\circ$)

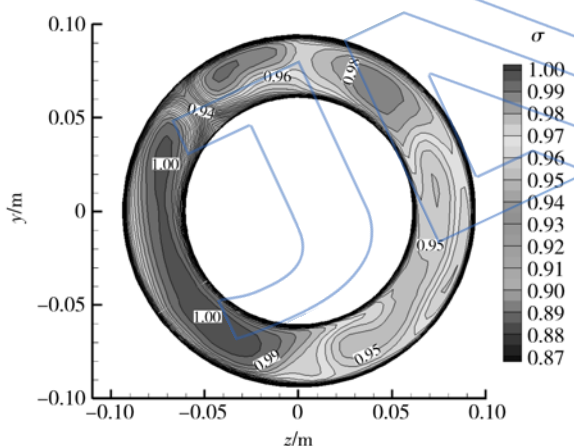


图 19 进气道出口总压恢复系数等值图
($\alpha=2^\circ, \beta=8^\circ$)

Fig. 19 Contours of total pressure recovery coefficient of the inlet at exit plane ($\alpha=2^\circ, \beta=8^\circ$)

5 结 论

对一种两侧布局的亚声速无人机进气道进行了气动设计和数值模拟研究,通过对该进气道工作特性分析可以得出如下结论:

1) 亚声速进气道设计时应注意唇口设计,不应使唇口处产生气流分离;

2) 两侧进气管道在汇合段处气流夹角不宜过大,过渡段型面不应形成复杂流动;

3) 有、无轮毂对比表明,发动机中心轮毂能使进气道出口气流均匀,畸变减小;

4) 该进气道性能满足发动机的工作要求。

参考文献:

- [1] 李光超,马晓平. 无人机伞降回收运动分析[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 25-28.
LI Guangchao, MA Xiaoping. Parachute landing recovery motion analysis for unmanned aerial vehicle[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 25-28. (in Chinese)
- [2] 马高建,郭荣伟. 无人机两侧式布局的 S 弯进气道设计与实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(2): 146-150.
MA Gaojian, GUO Rongwei. Design and experiment of bilateral type S-shaped inlet of UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2): 146-150. (in Chinese)
- [3] 李其毅,郭荣伟,付强. 一种高亚声速弹用 S 弯进气道设计及其特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(2): 108-113.
LI Qitao, GUO Rongwei, FU Qiang. Design and performance of S-shaped inlet for high subsonic missiles[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 34(2): 108-113. (in Chinese)
- [4] 万大为,郭荣伟,艾清,等. 一种 S 弯进气道的设计与实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 150-154.
WAN Dawei, GUO Rongwei, AI Qing, et al. Design and experimental study of an S-shaped Inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(2): 150-154. (in Chinese)
- [5] 谢旅荣,郭荣伟. 一种受总体限制的弹用 S 弯进气道的设计和实验验证[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 95-101.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Design and experimental study of an S-shaped inlet restricted by missile[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 95-101. (in Chinese)
- [6] 靖建朋,郭荣伟. 弹用 S 弯进气道气动性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2085-2090.
JING Jianpeng, GUO Rongwei. Experimental investigation of pneumatic characteristics for S-shaped inlet in missiles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2085-2090. (in Chinese)
- [7] 李博,梁德旺. Y 形进气道流场数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 6-10.
LI Bo, LIANG Dewang. Numerical computation for a bifurcated Y-inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(2): 6-10. (in Chinese)
- [8] Uthup B, Deshpande S M. Viscous computational for a bifurcated Y-duct of a fighter aircraft[R]. AIAA 97-2207, 1997.
- [9] 黄国平,梁德旺. 一种改进的 MUSCL 格式[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(3): 277-282.
HUANG Guoping, LIANG Dewang. Improvement on MUSCL scheme[J]. Journal of Nanjing University of

- Aeronautics and Astronautics, 1997, 29(3): 277-282. (in Chinese)
- [10] 黄国平, 梁德旺. 块结构的 MUSCL 算法求解三维进气道流场[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(2): 194-199.
HUANG Guoping, LIANG Dewang. The numerical simulation of 3-D flows of a inlet using a multi-block MUSCL algorithm[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(2): 194-199. (in Chinese)
- [11] 梁德旺, 黄国平, 赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场计算中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1): 37-42.
LIANG Dewang, HUANG Guoping, ZHAO Haifeng. Application of B/L turbulence model for calculating flow with strong adverse pressure gradient[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 31(1): 37-42. (in Chinese)
- [12] 李博, 梁德旺. 混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 307-310.
LI Bo, LIANG Dewang. Computation of the integrated flow field around missile and mixed compression intake[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 307-310. (in Chinese)
- [13] 梁德旺, 李博. 无隔道进气道反设计及附面层排除机理分析[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 286-289.
LIANG Dewang, LI Bo. Reverse design of diverterless inlet and mechanism of diversion of boundary layer[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 286-289. (in Chinese)
- [14] 李博, 梁德旺. 无隔道超声速进气道/前机身一体化计算与试验[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1597-1604.
LI Bo, LIANG Dewang. Numerical simulation and experiment of integral flow field of diverterless supersonic inlet/forebody[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9): 1597-1604. (in Chinese)
- [15] 朱自强, 吴子牛, 李津, 等. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 127-131.
ZHU Ziqiang, WU Ziniu, LI Jin, et al. Applied computational fluid dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 127-131. (in Chinese)