

某型无人机进气道扩压器设计与优化

唐宜文,钟易成,万齐仁

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:依据喷气发动机喉道扩压段设计方法,通过给定的设计参数,初步设计扩压段方案,采用CFD方法对扩压段性能进行仿真分析。通过调整喉道位置和面积、出口面积等参数;优化扩压段结构参数。研究调整扩压比、改变喉道位置对进气道性能的影响规律,通过仿真分析验证该方法设计的扩压段的有效性。

关键词:扩压段;仿真设计优化;性能评估

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)04-0044-04

Design and Optimization of Inlet Diffuser for UAV

TANG Yiwen, ZHONG Yicheng, WAN Qiren

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

Abstract: According to the design method of the nozzle diffuser section of jet engine, the preliminary diffuser section scheme was designed with the given design parameters, and the performance of the diffuser section was simulated and analyzed by CFD method. By adjusting the parameters of the throat position and the area of the outlet area, the structural parameters of the diffuser section were optimized. The effect regularity of the adjusted diffuser ratio and changed position of the throat on the performance of the inlet was analyzed and simulated, which verifies the validity of the designed scheme of the diffusion section.

Keywords: diffuser section; design optimization; performance evaluation

0 引言

近10年来,无人机一直是国际航空科技领域最活跃和最重要的发展方向之一,尤其是在军用领域。其中,以喷气发动机为动力的亚音速无人机更是各国家发展的重点^[1]。对无人机而言,动力系统是其“心脏”,决定着无人机的关键性能与飞行品质。而以喷气发动机为动力的亚音速无人机一般需要通过进气道为其引气,进气系统性能的优劣对无人机整体性能影响重大。进气系统处于动力子系统的最上游,进气道不仅需要为发动机提供所需的流量,而且要保证气流的品质满足发动机进口对流场均匀的要求。

王云飞等用数值仿真方法对某无人机S弯进气道内流场结构进行了分析,发现S弯长度的增加会显著降低涡结构区域及分离区域,改善流场结构,同时提升出口总压恢复系数,控制出口畸变^[2]。安平等设计了无隔道S形进气道基准模型,仿真分析了进气道内外流动特性。仿真结果表明:唇口后掠设计能够明显改善总压恢复系数和出口畸变;在侧缘后掠设计的基础上增设三角台阶,能够进一步在小流量状态下提升进气道的总压恢复系数^[3]。王昌盛等以高超声速轴对称进气道为研究对象,对进气道型面进行参数化设计,选取7个参数作为设计变量对进气道进行了多目标优化设计。结果表明进气道型面在经过多目标优化设计后,在设计点下进气道性能得到了提升^[4]。

进气道一般分为亚声速进气道、超声速进气道和高超声速进气道,其中亚声速进气道应用最为广泛。亚声速进气道是工作状态在亚声速范围内的进气道,亚声速进气道的内管道设计技术也是设计超声速进气道的基础。扩压器设计时喉道截面积向进气道出口截面积应逐渐增大,保证通道内扩压减速,同时考虑到从喉道形状向进气道出口形状逐渐转变。

1 扩压器的设计

扩压器设计方法如图1所示,包括6项主要特征,即控制点、控制线、轮廓面、截面控制规律、二维截面线、三维管道曲面,这6项数据体现了扩压器设计“由粗至精”的演变过程。图1中给出的6个步骤即为扩压器生成步骤,每个步骤均获得了扩压器更精细的数据。管道三维曲面和截面线一般采用NURBS曲线进行描述,这种曲线可提供更大的灵活性,更便于控制,模型数据结果可以方便快捷地导入其他商业CAD软件。

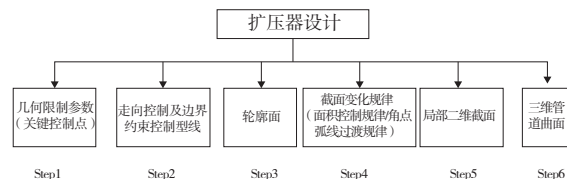


图1 扩压段设计方法

第一作者简介:唐宜文(1996—),男,江苏赣榆人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气动力学,1043126744@qq.com。

1.1 扩压器设计流程

在进行扩压段几何设计时,要在满足飞机总体布局及结构的要求下,精心设计、妥善安排,以保证较高的总压恢复系数,减小畸变和紊流度。设计的重要原则是在通道中出现分离。扩压器(内通道)设计流程如图2所示。首先由初始进口截面通过特征参数的控制可以得到控制边界的沿程二维截面信息。然后由沿程截面按控制边界弧长规范化序列排序,包括特殊位置要求的特征截面与过渡截面。坐标系建立后,通过三维坐标变换得到相应截面位置处的三维截面线,蒙面后即可得到扩压器曲面模型。

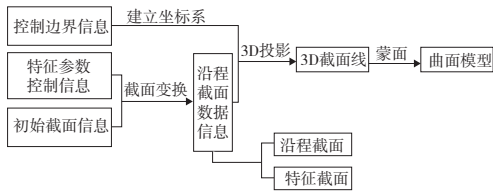


图2 扩压段设计流程图

1.2 设计条件及设计结果

按照进气道最大质量流量,当环境压力为0.2 MPa时,发动机最大空气流量为6.7 kg/s,按照此时喉道马赫数为0.7,喉道处的总压恢复系数为0.98,可以确定喉道面积为0.031 2 m²,喉道位置在x=2.5 m处。初始段扩张半角较小,通道较短,采用多截面曲面设计。扩压段有中心线、截面积A、偏心距H_{diff}、扩压段长度L_{diff}以及扩压器进出口面积等,结尾段为等直段。

扩压段是气流减速扩压的主要通道,扩压段设计的中心线控制方程如下所示。

$$y = H_{diff} \left[3 \left(\frac{x}{L_{diff}} \right)^4 - 8 \left(\frac{x}{L_{diff}} \right)^3 + 6 \left(\frac{x}{L_{diff}} \right)^2 \right] \quad (1)$$

截面积变化控制参数如下所示,其扩张比均匀。

$$\frac{A-A_1}{A_2-A_1} = \left[3 \left(\frac{x}{L_{diff}} \right)^4 - 8 \left(\frac{x}{L_{diff}} \right)^3 + 6 \left(\frac{x}{L_{diff}} \right)^2 \right] \quad (2)$$

扩压段进口面积A₁为0.034 0 m²,出口面积A₂为0.064 0 m²,表1所示为详细设计参数。

表1 扩压段各截面参数

轴向相对坐标 x/m	径向相对坐标 y/m	截面积 A/m ²
0	0	0.034 0
0.2	0.028 389	0.036 4
0.4	0.094 219	0.041 9
0.6	0.173 232	0.048 4
0.8	0.247 500	0.054 6
1.0	0.305 420	0.059 4
1.2	0.341 719	0.062 5
1.5	0.359 851	0.064 0

根据以上设计参数,通过三维软件可以做出如图3所示的进气系统内通道。



图3 进气道模型

2 模型网格及设计方案

2.1 计算模型网格

整个前体机身和进气系统模型均采用结构化网格划分,计算域长约12 m,宽约3 m,高1.5 m,整个计算域网格量约为125万,图4为进气道模型网格示意图(本刊黑白印刷,相关疑问请咨询作者)。

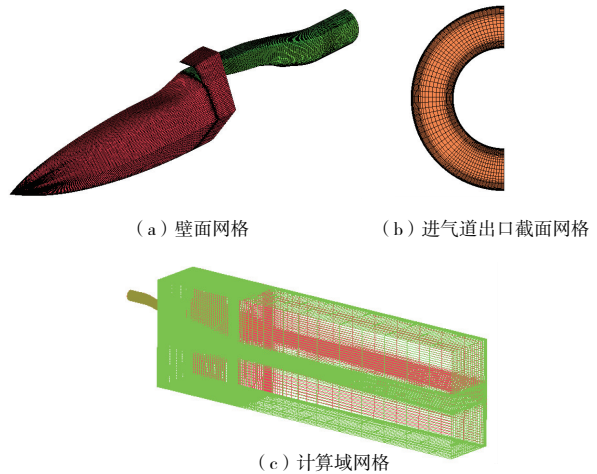


图4 网格划分示意图

计算进口马赫数分别为0.2、0.8、0.9这三个来流速度,并通过调整背压控制其流量,每个方案共15个状态点。具体参数如表2所示。

表2 CFD计算工况表

马赫数	高度/km	静压/Pa	静温/K	出口背压/kPa
0.2	0	101 325	288.15	80~92
0.8	11	22 700	216.70	28~32
0.9	13	16 580	216.60	22~26

2.2 设计方案

初始方案扩压段及优化后的设计方案如表3所示。

表3 设计方案表

方案	喉道面积/m ²	出口面积/m ²	扩压比	喉道位置(x轴坐标)
初始	0.031 2	0.064 0	2.05	2.5
A	0.031 5	0.046 5	1.48	2.5
B	0.031 5	0.046 5	1.48	2.4
C	0.032 7	0.046 5	1.42	2.4

3 仿真结果及分析

3.1 设计点 ($Ma=0.8$) 下流场云图分析

通过分析中心面和进气道出口马赫数云图(图5)可知,初始方案在进气道扩压段上壁面出现较大分离,导致出口面上马赫数低、总压恢复系数较小的区域。A方案与初始方案相比增加了喉道面积,减小了扩压比,从云图中可以看出相较于初始方案,分离区域减小,流场得到改善;B方案与初始方案比较,前移了喉道的位置,从云图中可以看出相较于初始方案,同样减小了分离区域;C方案既扩大了喉道面积又前移了喉道位置,流场与A方案、B方案相差不多。

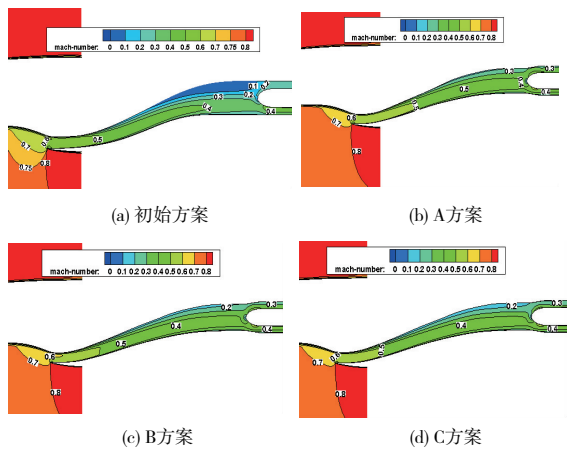


图5 各方案进气道中心面马赫数云

从图6可以看出A方案、B方案、C方案相比较于初始方案进气道出口上部马赫数分布更为分明,这与进气道中心马赫数分布一致。进气道出口下部马赫数分布4个方案相差不多。

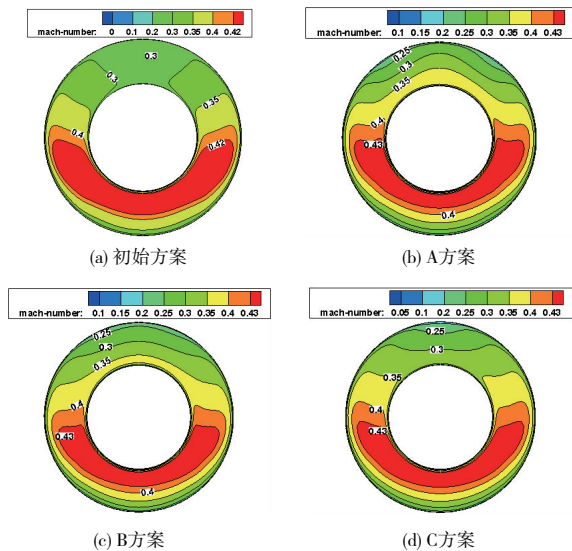


图6 各方案进气道出口马赫数云图

从总压恢复系数云图(图7)可以看出,A方案、B方案、C方案进气道出口上部的低总压恢复系数区域明显减少,但是相较于初始方案,总压恢复系数低于0.9的区域出现,但是这个区域并不大。

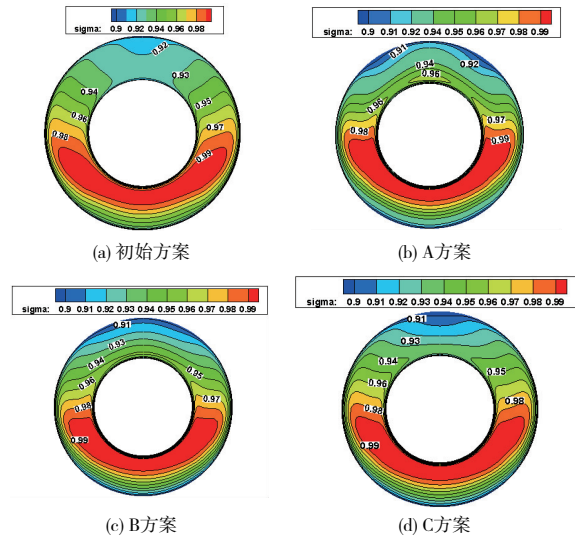


图7 各方案进气道出口总压恢复系数云图

3.2 计算结果比较

根据唇口位置可以测量出捕获面积,换算得到捕获流量,能够得到初步方案出口总压恢复系数随流量系数变化的性能曲线(图8)。

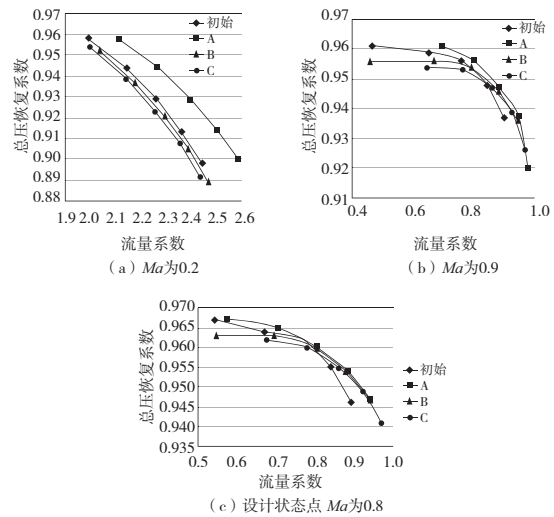


图8 不同马赫数下总压恢复系数随流量系数变化折线图

从图8(a)可以看出在 Ma 为0.2状况下,A方案全线优于其他方案,B方案与C方案相近且劣于初始方案。从图8(b)上可以看出在设计状态下,进气道总压恢复表现最好的依旧是A方案,其他3个方案相差不多。从图8(c)中看出在 Ma 为0.8状态下进气道总压恢复表现最好的依旧是A方案,其他3个方案相差不多。

总体来说,利用通过将扩压段出口面积减小、喉道面积增大、减小扩压比的方法,有效提高了3个状态下总压恢复系数。采用调整喉道位置及交叉使用调整喉道位置与减小扩压比的方法则效果不够明显。

从图9(a)可以看出在 Ma 为0.2条件下,初始方案的总压畸变指数比优化后的方案要低,A方案出口畸变参数优于B方案和C方案。从图9(c)中可以看出在 Ma 为0.8的设计工况下,流量系数较小的和较大的部分,A方案总压畸变指数较小,中间部分几个方案相差不大。 Ma 为0.9工况下,4个方案相差不大。

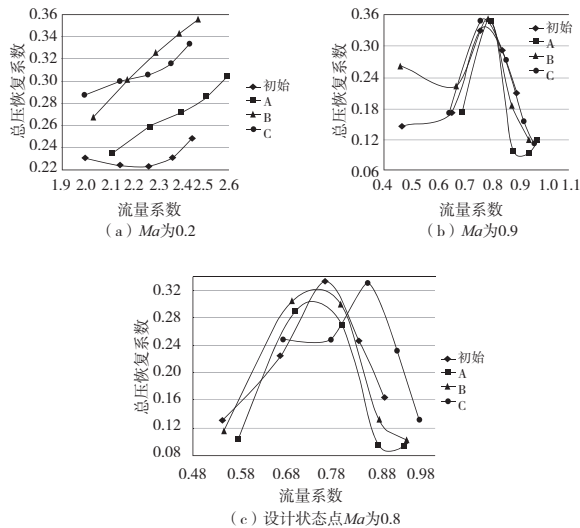


图9 不同马赫数下总压畸变指数随流量系数变化折线图

4 结语

本文通过中心线法设计了进气道扩压段,探究调整喉道出口面积及喉道面积,改变喉道位置对进气道性能的影响。

1)通过中心线法设计出的扩压段性能参数较好,设计工作点($Ma=0.8$)下,出口总压恢复系数大于0.945,总压畸变指数小于0.34,但其仍有进一步优化的空间。

2)调整喉道出口面积及喉道面积改变扩压比,调整喉道位置两种方法都可以有效改善进气道马赫数出口分离问题。

3)调整喉道出口面积及喉道面积的方法相比初始方案显然更好,而通过调整喉道位置或者两种方法交叉得到的结果不理想。

参考文献:

- [1] 张亮. 亚声速无人机S弯进气道优化设计及流动控制研究[D]. 杭州:浙江大学,2020.
- [2] 王云飞,沈天荣,宁啸天,等. 几何参数对S弯进气道气动特性的影响研究[J]. 机械制造与自动化,2020,49(4):128-132.
- [3] 安平,卢杰,任志文,等. 亚声速隐身巡航导弹无隔道S形进气道设计[C]//第九届中国航空学会青年科技论坛论文集1. 北京:中航出版传媒有限责任公司,2020:21-26.
- [4] 王昌盛,额日其太,丁文豪. 高超声速轴对称进气道多目标优化设计[J]. 航空动力学报,2020,35(7):1392-1401.

收稿日期:2022-02-07

(上接第32页)

3)转子加速度达到一定范围后,加速速率对减小过临界转速时位移峰值影响不大;转子加速度越大,最大应力越大。因此,发动机在加速过程中跨过临界转速时存在最佳加速度,需将在控制位移峰值最小的同时对最大应力进行限制。

参考文献:

- [1] 傅超,任兴民,杨永锋,等. 考虑参数不确定性的转子系统瞬态平衡研究[J]. 动力学与控制学报,2017,15(5):453-458.
- [2] ZHANG Y Y, WANG X L, ZHANG X Q, et al. Dynamic analysis of a high-speed rotor-ball bearing system under elastohydrodynamic lubrication[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2014, 136(6):061003.
- [3] 方之楚,骆振黄. 单盘转子系统过临界点时的瞬态响应[J]. 上海交通大学学报,1987,21(3):23-35,141.
- [4] 岳聪,任兴民,邓旺群. 柔性转子加速过临界瞬态响应特征分析[J]. 机械科学与技术,2013,32(3):395-398.
- [5] 郑龙席,李晓丰,秦卫阳. 双盘转子系统各参数对转子瞬态响应影响的研究[J]. 机械科学与技术,2010,29(9):1257-1262,1267.
- [6] 缪红燕,高金吉,徐鸿. 转子系统瞬态不平衡响应的有限元分

析[J]. 振动与冲击,2004,23(3):1-4,20.

- [7] 黄亚明. 含支承部件故障的航空发动机转子动力学问题研究[D]. 天津:天津大学,2017.
- [8] 刘耀峰,高象宏,张鑫,等. 轴承-转子系统动力学建模与振动响应分析[J]. 机械设计与制造工程,2021,50(11):25-30.
- [9] RUHL R L, BOOKER J F. A finite element model for distributed parameter turborotor systems[J]. Journal of Engineering for Industry, 1972, 94(1):126-132.
- [10] NELSON H D. A finite element model for distributed parameter turbo rotor systems[J]. Journal of Engineering for Industry, 1980, 102(4):793-803.
- [11] 费钟秀. 复杂转子耦合系统有限元建模及其动力特性研究[D]. 杭州:浙江大学,2013.
- [12] FEI Z X, TONG S G, WEI C. Investigation of the dynamic characteristics of a dual rotor system and its start-up simulation based on finite element method[J]. Journal of Zhejiang University-Science A, 2013, 14(4):268-280.
- [13] GENTA G, DELPRETE C. Acceleration through critical speeds of an anisotropic, non-linear, torsionally stiff rotor with many degrees of freedom[J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 180(3):369-386.

收稿日期:2021-12-10